สารบัญ

บทที่		หน้า
๑	- กล่าวโดยทั่วไป	๑
	- ประวัติและการวิวัฒนาการของเฮลิคอปเตอร์	๒
	- เฮลิคอปเตอร์ที่บรรจุเข้าประจำการในกองทัพอากาศ	๗
๒	- อากาศพลศาสตร์และหลักการบินของเฮลิคอปเตอร์	๘
	- ความหมายของศัพท์และเทอม หรือนิยามต่างๆ เกี่ยวกับทฤษฎีการบิน และปรากฏการณ์ทางการบินของเฮลิคอปเตอร์	๙
๓	- แรงต่างๆ ที่กระทำกับเฮลิคอปเตอร์ขณะทำการบิน	๖๖
๔	- ระบบบังคับการบินของเฮลิคอปเตอร์	๘๕
๕	- ระบบถ่ายทอดกำลังของเฮลิคอปเตอร์	๑๐๗
๖	- ระบบโรเตอร์ของเฮลิคอปเตอร์	๑๓๖
๗	- การตรวจสอบแนวทางเดินของกลีบใบพัดโรเตอร์ใหญ่ และโรเตอร์หาง	๑๘๑
๘	- การสั่นของเฮลิคอปเตอร์	๑๘๖
๙	- การกระแทก หรือ การชนระหว่างเพลาขับโรเตอร์กับชุดดุมใบพัด (MAST BUMPING)	๑๙๙

คำนำ

เฮลิคอปเตอร์ (HELICOPTER) เป็นอากาศยานประเภทปีกหมุน (ROTARY WING) ปัจจุบันเฮลิคอปเตอร์เป็นอากาศยานที่ใช้ได้หลายภารกิจจึงนิยมใช้การอย่างแพร่หลายทั่วโลกในภาระต่างๆ ทั้งทางกิจการทางทหารและพลเรือนไม่ว่าจะเป็นภารกิจที่กระทำทางอากาศ , ทางน้ำ และทางบก เฮลิคอปเตอร์ก็สามารถจะใช้ทำภารกิจได้สำเร็จลุล่วงตามความประสงค์ทุกๆ ประการ ดังนั้น เฮลิคอปเตอร์แม้จะมีความเร็วในการบินไม่สูงมากนักแต่ก็สามารถที่จะเป็นอากาศยานที่ช่วยสร้างเสริมศักยภาพ หรือกำลังอำนาจแห่งชาติของประเทศได้เป็นอย่างดี ดังจะเห็นตัวอย่างชัดเจนในสงครามต่างๆ ที่ผ่านมาได้ใช้เฮลิคอปเตอร์เข้าร่วมภารกิจในสงครามต่างๆ เช่น สงครามอิรักกับฝ่ายพันธมิตรในการแย่งชิงคูเวต และนอกจากนี้จะเห็นได้ชัดจากสงครามฟอร์คแลนด์ประเทศที่ได้รับเป็นฝ่ายชนะจะต้องใช้เฮลิคอปเตอร์เข้าร่วมในยุทธการการรบต่างๆ เพื่อเสริมสร้างกำลังให้กับหน่วยต่างๆ จึงถือว่าเฮลิคอปเตอร์มีบทบาทมากในปัจจุบันนี้

สำหรับการศึกษา ผู้เขียนได้รวบรวมหลักฐานทางเอกสารทางการเรียนการสอนทั้งจากในประเทศและนอกประเทศตามที่ผู้เขียนได้รับการศึกษาหรือการเรียนการสอนมาร่วมกับความรู้และประสบการณ์ทางด้านเฮลิคอปเตอร์ที่ผู้เขียนได้ปฏิบัติมาโดยตลอด มาแปลและเรียบเรียงเป็นตำราเพื่อเป็นเอกสารในการเรียนการสอนในหลักสูตรต่างๆ เพื่อให้ผู้ที่ได้รับการศึกษาเข้าใจ และสามารถนำไปใช้ในทางปฏิบัติได้ในระดับผู้ฝูงบินได้เป็นอย่างดีซึ่งอาจนำไปสู่เป็นช่างเฮลิคอปเตอร์ในทางอาชีพได้ในโอกาสต่อไป ส่วนการซ่อมบำรุงในระดับสูงตั้งแต่ขั้นกลาง (INTER MEDIATE MAINTENANCE) และขั้นซ่อมบำรุงระดับโรงงาน (DEPOT MAINTENANCE OR PROGRAM DEPOT MAINTENANCE OR P.D.M.) นั้นจะศึกษาละเอียดเพิ่มขึ้นทางด้านการซ่อมบำรุงอีกระดับหนึ่งตำราเล่มนี้ถ้าหากท่านผู้อ่านหรือผู้ที่ได้รับการศึกษาเห็นว่ามีเนื้อหาสาระที่เป็นประโยชน์ต่อการเรียนการสอนอยู่บ้างก็ขอมอบความดีให้แก่ครูอาจารย์ที่พร่ำสอนผู้เขียนทุกๆ คน ถ้าหากมีข้อความขาดตกบกพร่องทางเนื้อหาสาระใดๆ ผู้เขียนขอรับและขอบคุณในข้อชี้แนะต่างๆ เพื่อจะปรับปรุงให้สมบูรณ์ต่อไป

วัตถุประสงค์ขอเน้นวัตถุออกเป็น ๒ ประเด็น

๑. วัตถุประสงค์ทางบทเรียน ผู้เขียนมุ่งหมายที่จะให้ผู้ที่ศึกษาเข้าใจในเนื้อหาวิชาเกี่ยวกับประวัติและวิวัฒนาการของเฮลิคอปเตอร์ (HISTORY AND DEVELOPMENT OF HELICOPTER) หลักการบิน หรืออากาศพลศาสตร์และแรงต่างๆ (FLIGHT THEORY OR AERODYNAMIC AND FORCES ACT ON HELICOPTER) ศัพท์และนิยามต่างๆ ทางปรากฏการณ์ทางการบินของเฮลิคอปเตอร์ (GLOSSARY AND DEFINITION OF TERMS OF FLIGHT PHENOMENON'S)

ระบบต่างๆ ที่ทำงานสัมพันธ์กัน (SYSTEM AND RELATING OF SYSTEMS) ในระดับความรู้ การรับรู้ , เข้าใจ วิเคราะห์ และนำไปปฏิบัติได้

๒. วัตถุประสงค์ในเชิงพฤติกรรม ผู้เขียนมุ่งเน้นให้ผู้ที่รับการศึกษาเรียนรู้ และเข้าใจในระบบต่างๆ ตลอดทั้งการซ่อมบำรุงเฮลิคอปเตอร์ในระดับหน่วยผู้ใช้หรือขั้นฝูงบิน (ORGANIZED MAINTENANCE) เพื่อแก้ปัญหาข้อขัดข้องต่างๆ (TROUBLE SHOOTING) ได้เป็นอย่างดี ส่วนการปฏิบัติงานการซ่อมบำรุงระดับกลาง (INTERMEDIATE MAINTENANCE) และระดับโรงงาน (DEPOT MAINTENANCE OR PROGRAM DEPOT MAINTENANCE OR P.D.M.) นั้นจะต้องศึกษาให้ละเอียดขึ้นอีกระดับหนึ่งว่ามีระดับขั้นตอนในการปฏิบัติอย่างไร

เรียบเรียงโดย
นาวาอากาศโท บรรเทิงจิต โคตรเวียง
โรงเรียนเหล่าทหารช่างอากาศ กองวิทยาการ กรมช่างอากาศ

บทที่ ๑

กล่าวโดยทั่วไป

บทนำ

เฮลิคอปเตอร์ (HELICOPTER) เป็นคำมาจากภาษากรีก (GREEK) ๒ พยางค์ ได้แก่ “HELIX” ซึ่งมีความหมายตรงกับภาษาอังกฤษว่า “SPIRAL” แปลว่า การหมุนตัวหรือหมุน ROTATING อีกพยางค์หนึ่ง คือ PTEROS ซึ่งมีความหมายตรงกับภาษาอังกฤษว่า “WING” แปลว่า ปีก เมื่อนำมารวมกันจึงมีความหมายว่า ROTATING WING หรือ ROTARY WING ซึ่งแปลว่า ปีกหมุน ดังนั้น เฮลิคอปเตอร์จึงเป็นอากาศยานประเภทปีกหมุน ซึ่งสามารถบินขึ้น – ลง ในแนวดิ่ง (VERTICAL FLIGHT) ได้ และมีชื่อเรียกได้หลายชื่อดังต่อไปนี้ คือ ROTARY WING , HELO , CHOPPER ตำราบางเล่มเรียกเฮลิคอปเตอร์ WHIRLY BIRD เป็นต้น

เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวและเคลื่อนที่ไปในอากาศได้อย่างไร เฮลิคอปเตอร์เป็นอากาศยานประเภทปีกหมุน (ROTARY WING) นั่นคือปีกซึ่งเป็นแพนอากาศ (AIRFOIL) จะติดตั้งอยู่กับชุดโรเตอร์ (ROTOR) เมื่อโรเตอร์ถูกขับหมุนจากหน่วยกำลัง (ENGINE) ผ่านระบบถ่ายทอดกำลัง (POWERTRAIN SYSTEM OR TRANSMISSION SYSTEM) ไปยังโรเตอร์ปีก ซึ่งเป็นแพนอากาศจะหมุนไปด้วยกับโรเตอร์ จึงทำให้อากาศไหลผ่าน ปีก และเกิดแรงยก (LIFT) ตามทฤษฎีของเบอร์นวลลี (BERNOULLI’S THEOREM) และนิวตันข้อสาม (NEWTON’S THIRD LAW.) ซึ่งทำให้เฮลิคอปเตอร์สามารถบินลอยตัวขึ้นจากพื้นดินได้เรียกว่า VERTICAL FLIGHT ถ้าหากบังคับให้โรเตอร์เอียง (TILT) ไปทิศทางใดๆ จะทำให้มีแรงฉุด (THRUST) ให้เฮลิคอปเตอร์บินเคลื่อนที่ไปในทิศทางนั้นๆ ซึ่งเรียกว่า HORIZONTAL FLIGHT ดังนั้นโรเตอร์ของเฮลิคอปเตอร์ จึงเป็นตัวผลิตแรงยกและแรงฉุดให้เฮลิคอปเตอร์ในขณะเดียวกัน

ในกรณีเฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งโรเตอร์เดี่ยว (SINGLE ROTOR) คือติดตั้งโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) ๑ ชุด และโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) โรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) จะทำหน้าที่ผลิตแรงยก (LIFT) และแรงฉุด (THRUST) แต่โรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) จะทำหน้าที่เป็นตัวต่อต้านแรงบิด (ANTI - TORQUE) ของโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) เพื่อจะเป็นการบังคับทิศทางการบิน (DIRECTIONAL FLIGHT) ให้กับเฮลิคอปเตอร์ ดังจะได้กล่าวต่อไป

ในกรณีเฮลิคอปเตอร์ติดตั้งโรเตอร์ใหญ่ ๒ ชุด (TWO MAIN ROTOR) อาจจะติดตั้งเรียงกันทางซ้าย – ขวา เรียกว่า SIDE-BY-SIDE ROTOR หรือเรียงกันทางหน้า – หลัง เรียกว่า TANDEM ROTOR หรือเรียงกันในแนวดิ่ง บน – ล่าง เรียกว่า CO-AXIAL ROTOR โรเตอร์ทั้ง ๒ ชุด จะหมุนสวนทางกัน เพื่อกำจัดแรงบิด (TORQUE) ซึ่งกันและกัน จึงไม่มีโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) เช่น ฮ. SINGLE ROTOR แต่ขณะเลี้ยวหรือบังคับทิศทางการบิน (DIRECTIONAL FLIGHT) จะทำการเอียง (TILT) โรเตอร์ทั้งสอง เพื่อเป็นการทำงานประสานงานร่วมกันขณะทำการบิน

ภารกิจ (MISSION) ของเฮลิคอปเตอร์

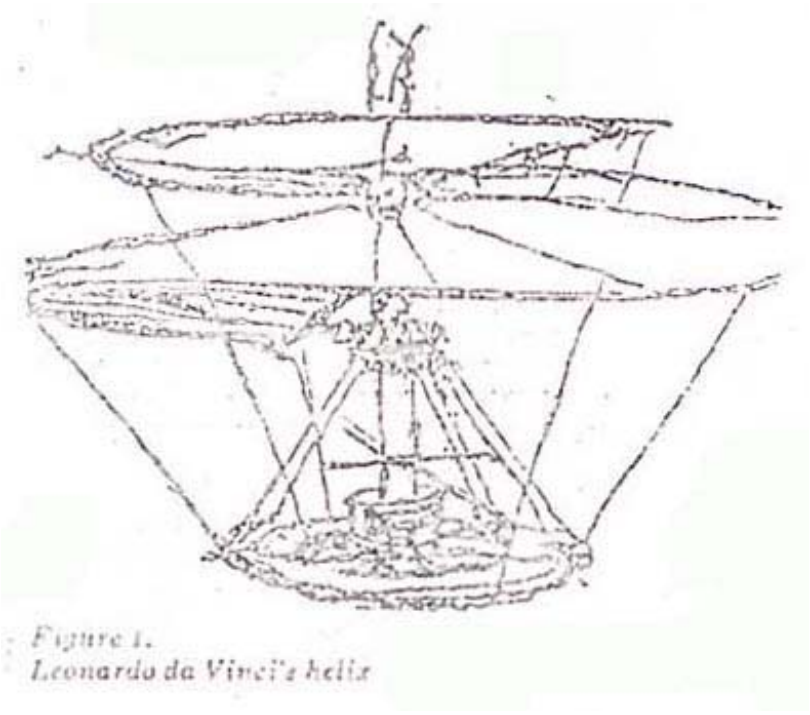
เฮลิคอปเตอร์โดยทั่วๆ ไป จะสามารถทำภารกิจต่างๆ ได้ หลายอย่างทั้งทางกิจการทหารและพลเรือน ซึ่งมักจะเรียกว่าภารกิจเอนกประสงค์ (UTILITY) เช่น การขนส่ง (TRANSPORTATION) การค้นหาและช่วยเหลือผู้ประสบภัย (SEARCH AND RESCUE) การติดต่อสื่อสาร (LIAISONTYPE FLIGHT OPERATION) ลาดตระเวน (RECONNAISSANCE) โจมตี (ATTACK) ปฏิบัติทางจิตวิทยา (CHYCOLOGY : WARFARE) กิจการทางการเกษตร (AGRICULTURE MISSION)

ประวัติและการวิวัฒนาการของเฮลิคอปเตอร์

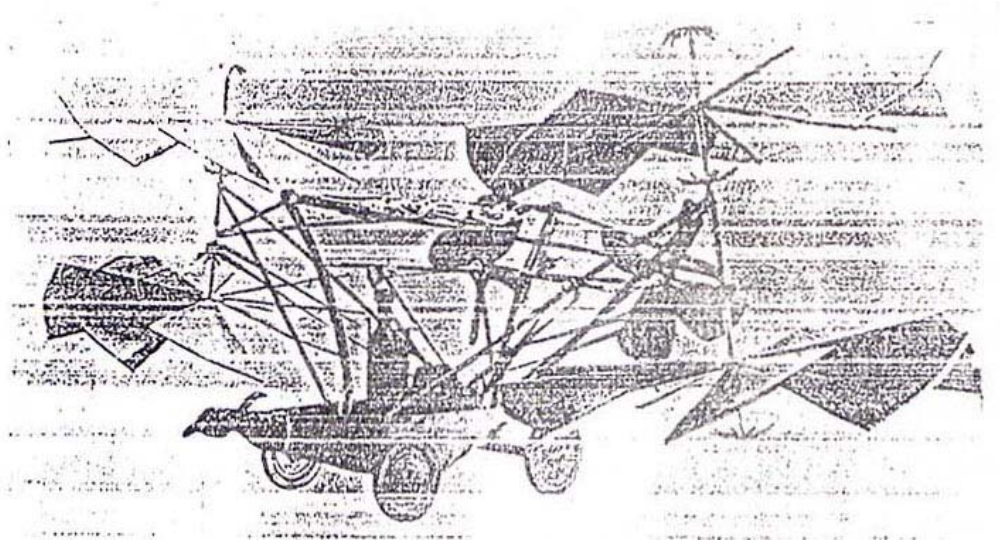
(HISTORY & DEVELOPMENT OF HELICOPTER)

๑. ในปี ค.ศ.๑๕๐๐ หรือศตวรรษที่ ๑๕ ลีโอนาโด ดาวินชี่ (LEONARDO DAVINCI) นักวิทยาศาสตร์ชาวอิตาลีเป็นผู้คิดค้นทฤษฎีการบินของเฮลิคอปเตอร์ได้สำเร็จ จนได้ชื่อว่าเป็นบิดาหรือผู้ให้กำเนิดเฮลิคอปเตอร์ (LEONARDO DAVINCI KNOW AS FATHER OF THE HELICOPTER EARLY AS THE FIFTEEN CENTURY) (ดูรูปที่ ๑)

๒. ในปี ค.ศ.๑๘๔๓ เซอร์ยอร์จเคลีย์ (SIR GEORGE CAYLEY) เป็นชาวอังกฤษ ได้สร้างเฮลิคอปเตอร์ขึ้นมาเครื่องหนึ่ง โดยใช้เครื่องยนต์ไอน้ำไปขับหมุนใบพัดแต่ทำให้เกิดแรงยกน้อยมาก จึงไม่สามารถบินลอยตัวขึ้นจากพื้นดินได้ (ดูรูปที่ ๒)



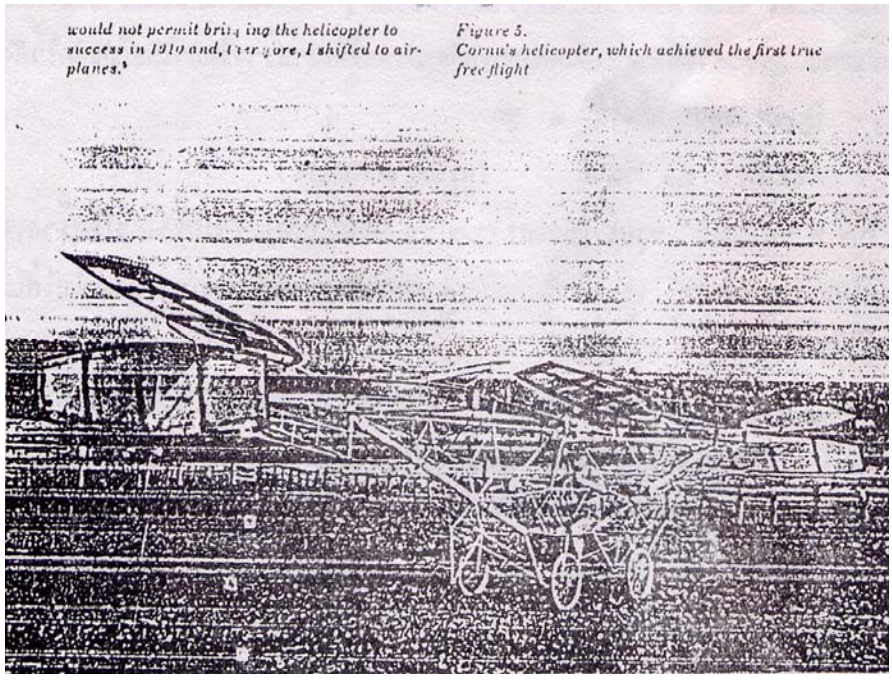
รูปที่ 1



รูปที่ 2

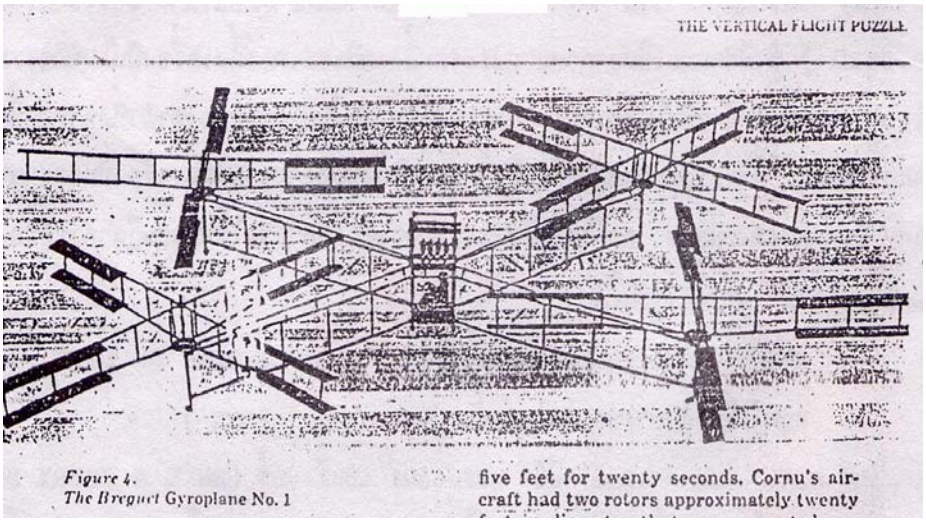
๓. ในปี ค.ศ.๑๙๐๗ พอล คอร์นิว (PAUL CORNU) ชาวฝรั่งเศสได้สร้างเฮลิคอปเตอร์ขนาดใหญ่ขึ้นมาและเขาเป็นบุคคลแรกที่ทำการบินทดสอบเฮลิคอปเตอร์ที่เขาสร้างขึ้นมาโดยมีบันทึกไว้ดังนี้

- บินลอยตัวสูงจากพื้นได้ ๒ ฟุต
- เวลาบิน ๒๐ วินาที (ดูรูปที่ ๓)



รูปที่ 3

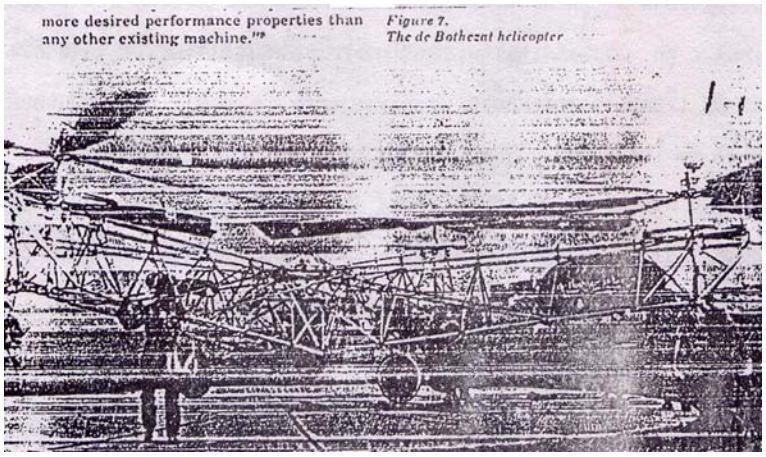
๔. ในปี ค.ศ.๑๙๐๗ หลุยส์ เบรเกร์ (LOUIS BREQUET) ชาวฝรั่งเศสได้สร้างเฮลิคอปเตอร์ขนาดใหญ่มีชุดใบพัดใหญ่ ๔ ชุด เขาเป็นนักบินที่บินทดสอบเฮลิคอปเตอร์ของเขาเองแต่ไปได้ไม่ไกลนักและสถิติไม่ได้บันทึกไว้ (ดูรูปที่ ๔)



รูปที่ 4

๕. ในปี ค.ศ.๑๙๒๐ - ๑๙๒๓ ดร.ยอร์จ ดีโบซาท (DR.GEORGE DEBOTHEZAT) ชาวอเมริกันได้สร้างเฮลิคอปเตอร์ขนาดใหญ่โดยติดตั้งชุดใบพัดใหญ่ ๔ ชุดๆ ละ ๖ กลีบใบพัด สามารถบินได้ตามบันทึกสถิติดังนี้

- บินได้นาน ๑ นาที ๓๐ วินาที
- ระยะทาง ๓๐๐ ฟุต
- บรรทุกน้ำหนักได้ ๑๐๐๐ ปอนด์ (ดูรูปที่ ๕)



รูปที่ 5

๖. ในปี ค.ศ.๑๙๒๓ จวน ดีลาเชียวาร์ (JUAN DELA CIERVA) ชาวเสปนได้สร้างออตโตไจโร (AUTO GYRO) ซึ่งมีลักษณะเป็นอากาศยานประเภทถึงเฮลิคอปเตอร์กึ่งเครื่องบินใบพัดธรรมดาแต่ไม่มีปีก แต่ใช้ชุดโรเตอร์ใหญ่ซึ่งติดตั้งกลีบใบพัดเช่นเดียวกับเฮลิคอปเตอร์อยู่ตอนบนของลำตัวซึ่งทำหน้าที่ทำให้เกิดแรงยกแทนปีกอย่างเดียว ส่วนแรงฉุดซึ่งขับเคลื่อนไปข้างหน้าใช้ใบพัดเช่นเดียวกับเครื่องบินธรรมดา จวน ดีลาเชียวา ได้ทำการบินทดสอบ ออตโตไจโรของเขาด้วยตัวเอง จึงได้พบทฤษฎีสำคัญอยู่ของทฤษฎี ซึ่งเกี่ยวพันมาถึงเฮลิคอปเตอร์จนปัจจุบันนี้คือ

๑. ทฤษฎีเกี่ยวกับการไม่สมดุลย์ของแรงยก (DISSYMMETRY OF LIFT)

๒. ทฤษฎีเกี่ยวกับการออตโตโรเตชั่น (AUTOROTATION)

๗. ในปี ค.ศ.๑๙๒๐ - ๑๙๒๓ อีมิล และ เฮนรี่ เบอรี่เนอซ์ (EMIL & HENRY BURLINER) สองพี่น้องชาวอเมริกันได้ช่วยกันสร้างเฮลิคอปเตอร์ขึ้นมา ๒ แบบ แบบแรกสร้างเฮลิคอปเตอร์ชนิดที่ติดตั้งชุดโรเตอร์ใหญ่ซ้อนกัน ๒ ชุด และหมุนสวนกันเรียกว่า (CO-AXIAL ROTOR) สามารถบินลอยตัวสูงจากพื้นดิน เพียง ๔ ฟุต แบบที่สองได้สร้างเฮลิคอปเตอร์ชนิดที่ติดตั้งชุดโรเตอร์ใหญ่ข้างลำตัวข้างละ ๑ ชุด และหมุนสวนกัน เรียกชุดโรเตอร์ชนิดนี้ว่า SIDE-BY-SIDE ROTOR สามารถบินลอยตัวได้ และบินได้ด้วยความเร็ว ๔๐ ไมล์/ชั่วโมง (ดูรูปที่ ๖)

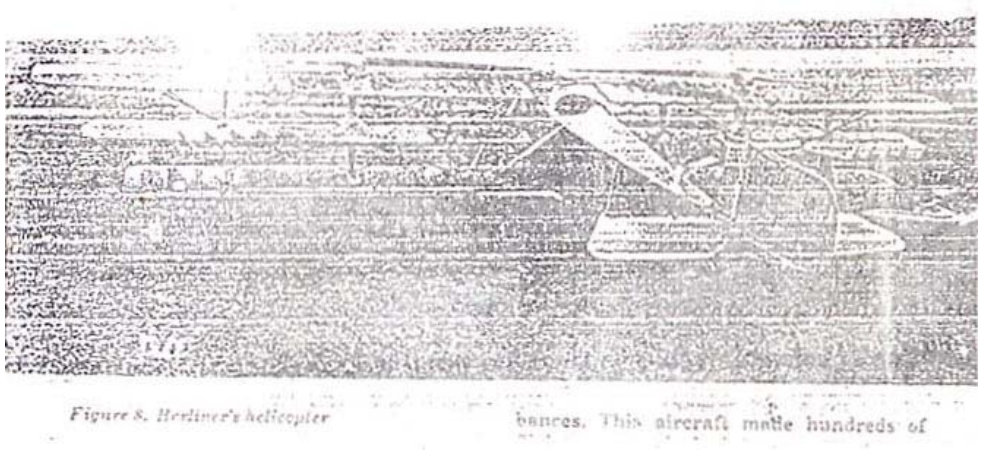


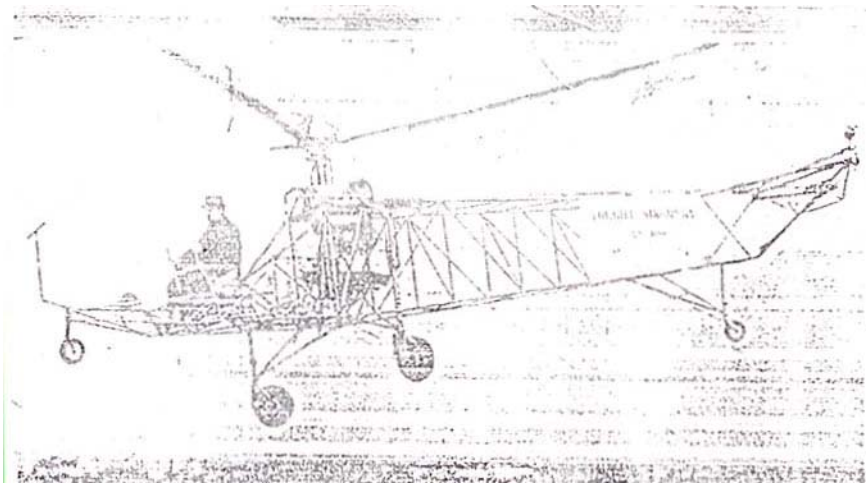
Figure 8. Berliner's helicopter ... bances. This aircraft made hundreds of

รูปที่ 6

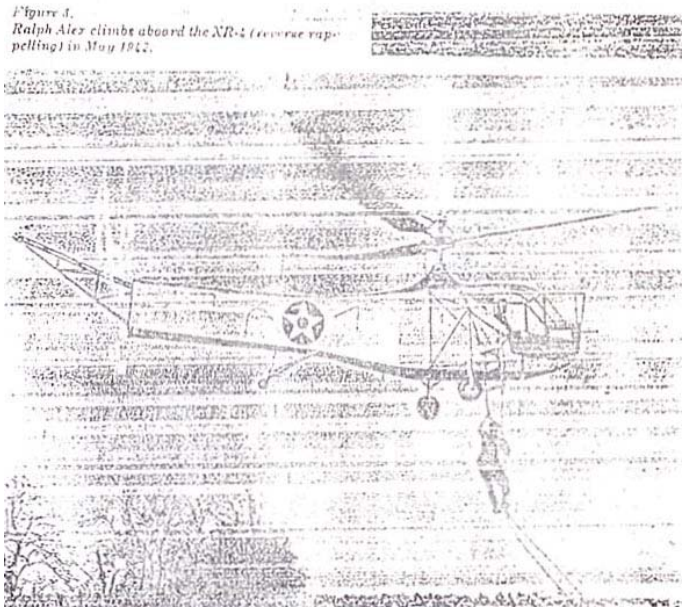
๘. ในปี ค.ศ.๑๙๓๗ ดร.เฮนริช โฟคคี (DR.HENNRICH FOCKE) ชาวเยอรมันได้สร้างเฮลิคอปเตอร์ขนาดใหญ่ขึ้นซึ่งเป็นเฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งชุดโรเตอร์แบบ SIDE-BY-SIDE ROTOR (MODEL FW-61) และทำการบินทดสอบโดยนักบินหญิงตามบันทึกสถิติดังนี้

- บินได้ระยะทาง ๑๔๓ ไมล์
- ระยะความสูง ๑๑๒๔๓ ฟุต
- ระยะเวลาบิน ๑ ชั่วโมง ๒๐ นาที
- ความเร็วในการบิน ๗๖.๑๕๑ ไมล์/ชั่วโมง

๙. ในปี ค.ศ.๑๙๐๙ - ๑๙๓๑ อีกอร์ ซิคอสสกีย์ (IGOR SIKORSKY) ชาวอเมริกันตามประวัติพ่อเป็นชาวรัสเซีย และเกิดที่เมืองเล็กๆ อยู่ในรัสเซีย ต่อมาพ่อย้ายมาทำธุรกิจอยู่ในอเมริกาเลยย้ายตามพ่อมาอยู่ที่อเมริกา และโตที่อเมริกาจนได้สัญชาติอเมริกา เนื่องจากมีนิสัยชอบเป็นผู้ประดิษฐ์สิ่งต่างๆ ตั้งแต่ยังเล็กเมื่อโตขึ้นจึงกลายเป็นวิศวกรผู้ยิ่งใหญ่คนหนึ่ง ในปี ค.ศ.๑๙๐๙ - ๑๙๓๑ ได้สร้างเฮลิคอปเตอร์ขนาดใหญ่ขึ้นติดตั้งโรเตอร์แบบโรเตอร์เดี่ยว โดยมีโรเตอร์ใหญ่หนึ่งชุดและโรเตอร์หาง ๑ ชุด (MODEL S-1) และ VS – 300 (ดูรูปที่ ๗) ในช่วงปี ๑๙๔๒ เขาได้สร้างเฮลิคอปเตอร์ขึ้นอีกเครื่องหนึ่ง คือ XR – 4 ซึ่งเขาเป็นคนบินทดสอบเองตามบันทึกสถิติดังนี้ (ดูรูปที่ ๘)



รูปที่ 7



รูปที่ 8

- บินข้ามรัฐจาก คอนเนคติกัท ไปยัง โอไฮโอ ระยะทาง ๗๖๑ ไมล์
- ใช้เวลาบิน ๕ วัน
- ใช้ความเร็ว ๖๐ ไมล์/ชั่วโมง
- ระยะสูง ๑๐๐๐ ฟุต
- เวลารวมทั้งหมด ๑๖ ชม. ๑๐ นาที

นับว่าเป็นสำเร็จที่ยิ่งใหญ่ของเขาซึ่งสามารถสร้างเฮลิคอปเตอร์ที่บินได้ไกลและสามารถใช้ในทางกิจการทางพลเรือนและทหารได้ จนต่อมาเขาได้สร้าง H-4 ขึ้นใช้ในเชิงพานิชและกิจการทางพลเรือนและทหารได้สำเร็จในปี ๑๙๔๗ และต่อจากนั้นก็ได้มีการวิวัฒนาการมาจนปัจจุบัน

เฮลิคอปเตอร์ที่กองทัพอากาศไทยได้จัดหาบรรจุเข้าประจำการในกองทัพอากาศตั้งแต่ต้นจนปัจจุบันมีด้วยกันหลายแบบดังนี้

- พ.ศ. ๒๔๘๔ ซื้อเฮลิคอปเตอร์ ฮ.๑ (ของบริษัท ซิกอร์สกี้) จำนวน ๓ เครื่อง
- พ.ศ. ๒๔๙๔ ซื้อเฮลิคอปเตอร์ ฮ.๒ ก. (ของบริษัทฮิลเลอร์) จำนวน ๔ เครื่อง
- พ.ศ. ๒๔๙๗ ซื้อเฮลิคอปเตอร์ ฮ.๓ (S-55)(ของบริษัทซิกอร์สกี้)จำนวน ๖ เครื่อง
- พ.ศ. ๒๕๐๕ ได้รับตามโครงการช่วยเหลือทางทหารจากสหรัฐฯ เฮลิคอปเตอร์ ฮ.๔ (H-34 หรือ S-58) ของบริษัทซิคอสกี้ จำนวน ๒ ฝูง และ ฮ.๕ (H-43 B) จำนวน ๔ เครื่อง
- พ.ศ. ๒๕๑๑ ได้รับตามโครงการช่วยเหลือทางทหารจากสหรัฐฯ เฮลิคอปเตอร์ ฮ.๖ (UH - IH) จำนวน ๒ ฝูง
- พ.ศ. ๒๕๑๙ ซื้อเฮลิคอปเตอร์สำหรับเป็นราชพาหนะเป็นเฮลิคอปเตอร์แบบ UH – IN (ฮ.๖ ก.) จำนวน ๓ เครื่อง
- พ.ศ. ๒๕๒๐ ได้ทำการดัดแปลงเฮลิคอปเตอร์แบบ ฮ.๔ (H-34C & D หรือ S-58T) ใช้เครื่องยนต์ลูกสูบ R-1820-84 มาใช้เครื่องยนต์แกสเทอร์ไบน์ หรือ เทอร์โบชาร์ฟ TWIN PAC หรือ PT6T-6 กำลังขับสูงสุด 1800 SHP เรียกว่า ฮ.๔ ก. (S-58T)
- พ.ศ. ๒๕๒๔ การจัดซื้อเฮลิคอปเตอร์เพื่อเป็น ฮ.พระราชพาหนะ BELL 412 จำนวน ๒ เครื่อง เพื่อทดแทน ฮ.UH-IN ซึ่งเป็น ฮ.พระราชพาหนะเดิม ซึ่งเรียกว่า ฮ.๖ ข
- พ.ศ. ๒๕๓๔ ทอ. จัดซื้อเฮลิคอปเตอร์พระราชพาหนะเพิ่มเติม คือ BELL 412 SP. จำนวน ๓ เครื่อง ซึ่งเรียกว่า ฮ. ๖ ค
- พ.ศ. ๒๕๓๘ ทอ.จัดซื้อเฮลิคอปเตอร์ BELL 206B-3 เพื่อมาใช้ฝึกศิษย์การบินเฮลิคอปเตอร์ ที่โรงเรียนการบิน จำนวน ๔ เครื่อง BELL 206B-3 เรียกว่า ฮ.๘

บทที่ ๒

อากาศพลศาสตร์หรือหลักการบินของเฮลิคอปเตอร์และนิยามศัพท์ต่าง ๆ ทางการบิน

(BASIC AERODYNAMICS AND HELICOPTER FLIGHT THEORY)

๑. กล่าวโดยทั่วไป

๑.๑ อากาศพลศาสตร์ (AERODYNAMICS) เป็นศาสตร์แขนงหนึ่งซึ่งเกี่ยวพันกับกิจการการบินและอากาศ และเน้นหลักไปในเรื่องการเคลื่อนที่ของ เทหวัตถุ (OBJECT) ที่เคลื่อนที่ผ่านไปในอากาศ หรืออากาศเคลื่อนผ่านวัตถุ ซึ่งจะทำให้เกิดปฏิกิริยาทางศักยภาพต่างๆ ซึ่งหมายถึง แรงต่างๆ (FORCE) เกิดขึ้น ซึ่งจะต้องเกี่ยวพันกับกิจการทางการบินและอวกาศอย่างหนีไม่พ้น นักวิศวกรรมผู้แผนแบบอากาศยานทุกๆ ประเภท จะต้องตระหนักในเรื่องนี้เป็นอย่างมากว่าจะแผนแบบอย่างไรจึงจะให้อากาศยานมีประสิทธิภาพในการรับภารกิจและบรรลุเป้าหมายได้ ๑๐๐% ทั้งนี้ มักจะเน้นไปที่สมรรถนะของอากาศยานที่ได้แผนแบบขึ้นมาว่าจะให้รองรับภารกิจอะไรและให้มีความปลอดภัยสูงในการทำภารกิจนั้น

๑.๒ หลักการบิน (FLIGHT THEORY) บางท่านก็แปลว่าทฤษฎีการบิน แต่สำหรับผู้เขียนและเรียบเรียงมีความเห็นว่าคำสองคำนี้มีความหมายเดียวกันแต่หลักในการใช้ภาษาต่างกัน อย่างไรก็ตามหลักการบินหรือทฤษฎีการบินนี้ก็เป็นทั้งศาสตร์และศิลป์อย่างหนึ่ง ซึ่งบุคคลที่เกี่ยวข้องกับกิจการการบินต่างๆ จะต้องศึกษาให้ทราบอย่างละเอียดควบคู่กันไปกับด้านอากาศพลศาสตร์ เพราะจะต้องมีความสัมพันธ์กันตลอดเวลา แต่หลักการบินหรือทฤษฎีการบินเน้นหนักไปในเรื่องจะทำอย่างไรมนุษย์เราจึงจะพยายามเอาชนะธรรมชาติ นักวิทยาศาสตร์สมัยโบราณได้คิดค้นเรื่องนี้ตลอดมาจนประมาณศตวรรษที่ ๑๕ จึงได้มีผู้คิดค้นทฤษฎีนี้ได้สำเร็จและก็มีการวิวัฒนาการมาตลอดจนปัจจุบันนี้

ดังนั้นจะเป็นการชี้ให้เห็นว่าทั้งอากาศพลศาสตร์และหลักการบินหรือทฤษฎี การบินจึงจำเป็นอย่างยิ่งที่บุคคลผู้เกี่ยวข้องกับกิจการ การบินทุกๆ คน จะต้องศึกษาอย่างละเอียดเพื่อให้เข้าใจถูกต้องและนำไปปฏิบัติได้ให้ถูกต้องตามหลักการ เพื่อความปลอดภัยของผู้ปฏิบัติภารกิจในกิจการการบินและให้ภารกิจบรรลุเป้าหมายในเวลาอันสั้นและประหยัดปลอดภัย ถ้าบุคคลที่เกี่ยวข้องกับกิจการการบินต่างๆ ละเลยหรือปฏิบัติผิดกับหลักการ อาจได้รับอันตรายและภารกิจนั้นไม่สำเร็จ ทั้งอาจเป็นการนำไปสู่การสูญเสียทรัพยากรของชาติได้ก่อนที่ผู้เรียบเรียงจะนำเข้าสู่รายละเอียดในเรื่องนี้ก็จะนำศัพท์และความหมายของเทอมต่างๆ ที่เกี่ยวข้องมาให้ทราบเป็นลำดับต่อไป

ความหมายของศัพท์และเทอมต่าง ๆ เกี่ยวกับทฤษฎีการบินของเฮลิคอปเตอร์

(THEORY OF FLIGHT TERMS AND THEIR DEFINITIONS)

๑. **ADVANCING BLADE** หมายถึง กลีบใบพัดที่หมุนหรือเคลื่อนที่ทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (RELATIVE WIND)

๒. **RETREATING BLADE** หมายถึง กลีบใบพัดที่หมุนหรือเคลื่อนที่ตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RELATIVE WIND)

๓. **RELATIVE WIND** หมายถึง ทิศทางลมสัมพัทธ์ ซึ่งเป็นทิศทางการไหลของลมหรือกระแสอากาศที่ไหลในทิศทางตรงกันข้ามของการบิน (FLIGHT DIRECTION OR FLIGHT PATH)

๔. **AIRFOIL** หมายถึง แพนอากาศ ซึ่งใช้ปีก (WING) หรือกลีบใบพัด (BLADE) ของเฮลิคอปเตอร์เมื่อเคลื่อนที่ผ่านอากาศ หรืออากาศไหลผ่านจะทำเกิดแรงยก (LIFT)

๕. **CENTER OF PRESSURE OR AERODYNAMIC CENTER** หมายถึง จุดศูนย์รวมของแรงยก (CENTER OF LIFT) บนจุดหนึ่งบนแพนอากาศ และเป็นจุดรวมของการกระทำของแรงต่างๆ ทางอากาศพลศาสตร์ (AERODYNAMIC FORCE)

๖. **CENTER OF GRAVITY** หมายถึง จุดศูนย์รวมน้ำหนัก (WEIGHT) ขออากาศยานที่กระทำต่อแรงดึงดูดของโลกมักนิยมเรียกชื่อว่าจุด C.G. แรงดึงดูดของโลกที่กระทำต่อ C.G. เรียกว่า (G.) “แรงโน้มถ่วง”

๗. **LIFT** หมายถึง แรงยก ซึ่งเป็นแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดบนแพนอากาศตามกฎเบอร์นวลลี (BERNOULLI’S THEO RUM) และนิวตันข้อ ๓. (NEWTON’S THIRD LAW) ทำให้อากาศยานบินลอยตัวขึ้นไปบนอากาศได้และมีทิศทางตรงกันข้ามกับแรง G.

๘. **THRUST** หมายถึง แรงฉุด ซึ่งเป็นแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่ทำให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปข้างหน้า

๙. **DRAG** หมายถึง แรงต้าน ซึ่งเป็นแรงทางอากาศพลศาสตร์ ที่พยายามต่อต้านการเคลื่อนที่ไปข้างหน้า ของอากาศยาน

๑๐. **ROTATIONAL FORCE** หมายถึง แรงการขับหมุนของโรเตอร์ (ROTOR) ของเฮลิคอปเตอร์ แรงนี้ได้รับการถ่ายทอดกำลังการขับ หมุนจากหน่วยกำลัง หรือเครื่องยนต์ (POWER PLANT OR ENGINE) โดยระบบถ่ายทอดกำลัง (POWER TRAIN SYSTEM)

๑๑. **CENTRIFUGAL FORCE** หมายถึง แรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง การหมุนของโรเตอร์ แรงนี้พยายามดึงมวลน้ำหนักของโรเตอร์ออกจากจุดศูนย์กลางของการหมุนโรเตอร์รอบแนวการหมุนโรเตอร์

๑๒. **CONING** หมายถึง การเกิดรูปกรวยของโรเตอร์ เนื่องจากกลีบใบพัดของโรเตอร์เกิดแรงยกและถูกดึงขึ้นไปด้านบน ขณะเดียวกันก็ถูกน้ำหนักของเฮลิคอปเตอร์ดึงลงสู่ด้านล่างและยังถูกต่อต้านด้วยแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนของโรเตอร์จึงทำให้โรเตอร์ซึ่งเป็นมุมเกิดรูปกรวยขึ้น ซึ่งเรียกว่า CONE

๑๓. **CONING ANGLE** หมายถึง ของการเกิดรูปกรวยของโรเตอร์ซึ่งเป็นมุมที่เกิดขึ้นระหว่างเส้นแนวการหมุนของโรเตอร์ (PLANE OF ROTATION) กับเส้นแกนตามยาวของกลีบใบพัด (SPAN WISE AXIS OF ROTOR BLADE)

๑๔. **PITCH ANGLES** หมายถึง มุมของกลีบใบพัด ซึ่งเป็นมุมที่เกิดขึ้นระหว่างเส้นชะยา (CHORD LINE) ของกลีบใบพัดกบเส้นแนวการหมุนของโรเตอร์ (PLANE OF ROTATION)

๑๕. **ANGLE OF ATTACK** หมายถึง มุมปะทะของกลีบใบพัด ซึ่งเป็นมุมที่เกิดขึ้นระหว่างเส้นชะยา (CHORD LINE) ของกลีบใบพัดกับทิศทางลมสัมพัทธ์ (RELATIVE WIND)

๑๖. **DISSYMMETRY OF LIFT** หมายถึง การไม่สมดุลย์ของแรงยกที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดของโรเตอร์ระหว่างกลีบใบพัดที่หมุนหรือเคลื่อนที่ทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) กับกลีบใบพัดที่หมุนหรือเคลื่อนที่ตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RELATIVE BLADE)

๑๗. **FLAPPING** หมายถึง การกระพือขึ้น – ลง หรือการเคลื่อนที่กระดกขึ้น – ลง ของกลีบใบพัด เพื่อกำจัดการไม่สมดุลย์ของแรงยกที่เกิดบนกลีบใบพัดของโรเตอร์

๑๘. **FLAPPING ANGLE** หมายถึง มุมกระพือ ซึ่งเป็นมุมที่เกิดขึ้นระหว่างเส้นแกนเพลาขับของโรเตอร์ (SHAFT AXIS) กับเส้นแกนการหมุนของโรเตอร์ (ROTOR AXIS OR ROTOR DISC AXIS) หรือเส้นแนวแรงยกรวม (TOTAL THRUST OR VIRTUAL AXIS) ของโรเตอร์นั่นเอง

๑๙. **ROTOR DISC** หมายถึง บริเวณการหมุนของโรเตอร์ที่เป็นวงกลมหรือรูปจานวงกลม ถ้าหากมองจากด้านบนลงมา

๒๐. **DISC AREA** หมายถึง พื้นที่การหมุนของโรเตอร์ภายในวงกลม หรือรูปจานวงกลมของโรเตอร์

๒๑. **ROTOR DISC AXIS OR ROTOR AXIS** หมายถึง เส้นแกนการหมุนของโรเตอร์ซึ่งลากตั้งฉากกับเส้นแนวทางเดินของปลายกลีบใบพัดด้านหนึ่งไปยังอีกด้านหนึ่งของโรเตอร์ (TIP PATH PLANE) ไปยังจุดศูนย์กลางของเพลาขับโรเตอร์ (SHAFT AXIS)

๒๒. **TIP PATH PLANE** หมายถึง เส้นจินตนาการที่ลากจากปลายกลีบใบพัดอีกด้านหนึ่งของโรเตอร์ไปยังอีกด้านหนึ่ง

๒๓. **PLANE OF ROTATION** หมายถึง แนวระนาบการหมุนของโรเตอร์ที่เป็นวงกลมหรือจานวงกลม ซึ่งยึดถือเอาแนวระนาบกึ่งกลางของดุมโรเตอร์ (ROTOR HEAD OR ROTOR HUB) เป็นหลัก

๒๔. **HUNTING** หมายถึง การส่ายตัว หรือเคลื่อนที่ทางระนาบตามทิศทางการหมุนของโรเตอร์ (LEADING) หรือต้านทิศทางการหมุนของโรเตอร์ (LAGGING) ของกลีบใบพัด(ROTOR BLADE)

๒๕. LEADING หมายถึง การส่ายตัวหรือเคลื่อนที่ทางระนาบตามทิศทางการหมุนของโรเตอร์จากตำแหน่งเดิมของกลีบใบพัด

๒๖. LAGGING หมายถึง การส่ายตัวหรือเคลื่อนที่ทางระนาบทวนทิศทางการหมุนของโรเตอร์จากตำแหน่งเดิมของกลีบใบพัด

๒๗. ORIOLES FORCE หมายถึง แรงที่ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงความเร็วการหมุนของโรเตอร์ (ROTOR REVOLUTION) ทั้งการเพิ่มอัตราเร่ง (ACCELERATION) และลดอัตราเร่ง (DECELERATION)

เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงตำแหน่งมวลน้ำหนัก (MASS) และโมเมนท์ทางการหมุน (ANGULAR MOMENTUM) ของโรเตอร์

๒๘. ORIOLES EFFECT หมายถึง การทำให้เกิดการส่ายตัวหรือเคลื่อนที่ทางระนาบของกลีบใบพัด (HUNTING ACTION) เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงอัตราเร่งทางการหมุนของโรเตอร์

๒๙. AUTO ROTATION หมายถึง ลักษณะการบินของเฮลิคอปเตอร์ ที่ทำให้โรเตอร์เกิดแรงยกโดยอาศัยกำลังการขับหมุนจากกระแสอากาศที่เรียกว่า AERODYNAMIC FORCE เพื่อให้สามารถบินลงสู่พื้นด้วยความปลอดภัยขณะที่เครื่องยนต์ขัดข้องในการบินบนอากาศ

๓๐. HOVERING หมายถึง การบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศของเฮลิคอปเตอร์ ที่มีระยะสูงคงที่ความเร็วเป็นศูนย์แรงทางอากาศพลศาสตร์อยู่ในลักษณะสมดุลย์

๓๑. TRANSLATIONAL LIFT หมายถึง การเพิ่มแรงยกให้กับเฮลิคอปเตอร์โดยการบินด้วยความเร็วไปข้างหน้า จากจุดเริ่มต้นด้วยความเร็ว ๑๕ ไมล์/ชั่วโมง

๓๒. GROUND EFFECT หมายถึง การเพิ่มแรงยกให้กับเฮลิคอปเตอร์ ขณะทำการบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศในระยะความสูงไม่เกินกว่าครึ่งหนึ่งของเส้นผ่าศูนย์กลางของโรเตอร์ ถ้าหากระยะความสูงใกล้พื้นดินมากเท่าไรยิ่งเป็นการเพิ่มแรงยกได้มากขึ้น

๓๓. GROUND RESONANCE หมายถึง การสั่นอย่างรุนแรงและผิดปกติของเฮลิคอปเตอร์ ขณะอยู่ที่พื้นหรือลงสนามอย่างรุนแรง โดยฐานล้อด้านใดด้านหนึ่งซึ่งทำให้โรเตอร์เกิดการหมุนในลักษณะไม่สมดุลทางเรขาคณิต (GEOMETRIC UNBALANCES) แลงแรงต่างๆ จึงเป็นผลทำให้เกิดการสั่นอย่างรุนแรงและผิดปกติซึ่งเป็นอันตรายอย่างยิ่ง

๓๔. TORQUE REACTION หมายถึง แรงบิดที่เกิดจากการหมุนของโรเตอร์และมีทิศทางตรงกันข้ามกับการหมุนของโรเตอร์ซึ่งเป็นไปตามกฎของนิวตันข้อ ๓.

๓๕. TRACKING หมายถึง การตรวจสอบแนวทางเดินของกลีบใบพัดแต่ละใบขณะโรเตอร์ว่ากลีบใบพัดแต่ละใบเดินอยู่ในแนวเดียวกันหรืออยู่ในระยะห่างกันเกินเกณฑ์กำหนดหรือไม่ เพื่อเป็นการปรับแก้การสั่นของเฮลิคอปเตอร์ขณะทำการบิน

๓๖. **WIND MILLING** หมายถึง การหมุนอย่างอิสระของโรเตอร์ในลักษณะของกังหันลม เนื่องจากได้รับแรงการขับหมุนด้วยกระแสอากาศขณะทำการบินออตโตโรเตชั่น (AUTOROTATION)

๓๗. **MILLING** หมายถึง วิธีการเพิ่มรอบการหมุนของโรเตอร์ด้วยวิธีการต่างๆ

๓๘. **CHORD LINE** หมายถึง เส้นตรงที่ลากจากชายหน้า (LEADING EDGE) ถึงชายหลัง (TAILING EDGE) ของแพนอากาศ ปีก หรือกลีบใบพัดซึ่งถือว่าเป็นความกว้างของแพนอากาศ ปีก หรือกลีบใบพัด (AIRFOIL)

๓๙. **SPAN** หมายถึง เส้นตรงที่ลากจุดกึ่งกลางของแพนอากาศ , ปีก หรือกลีบใบพัดจากโคนถึงปลายกลีบใบพัด ซึ่งถือว่าเป็นความยาวของแพนอากาศ , ปีก หรือกลีบใบพัด

๔๐. **ASPECT RATIO** หมายถึง อัตราส่วนสนทรรศน์ ซึ่งเป็นอัตราส่วนระหว่างเส้นชะยาหรือความกว้าง (CHORD LINE) กับความยาว (SPAN) ของแพนอากาศ

๔๑. **SOLIDITY** หมายถึง อัตราส่วนระหว่างพื้นที่กลีบใบพัดทั้งหมดของโรเตอร์ (ROTOR BLADE AREA) กับพื้นที่ภายในวงกลมการหมุนของโรเตอร์ (DISC AREA)

๔๒. **DISC LOADING** หมายถึง อัตราส่วนระหว่างน้ำหนักรวมของเฮลิคอปเตอร์ (GROSS WEIGHT) กับพื้นที่ภายในวงกลมการหมุนของโรเตอร์ (DISC AREA)

๔๓. **HORSE POWER LOADING** หมายถึง อัตราส่วนระหว่างน้ำหนักรวมของเฮลิคอปเตอร์ (GROSS WEIGHT) กับกำลังแรงม้าของเครื่องยนต์ (HORSE POWER)

๔๔. **PENDULAR ACTION** หมายถึง ลักษณะการบินที่เหวี่ยงตัวไปมาทางหน้าและหลังตามแกนยาวลำตัวหรือการเหวี่ยงตัวไปมาทางด้านซ้าย – ขวา เนื่องจากเกิดการบังคับการบินที่รุนแรงที่เรียกว่า OVER CONTROL

๔๕. **TRANSLATING TENDENCY OR DRIFT** หมายถึง การเคลื่อนตัวไปทางด้านขวาของเฮลิคอปเตอร์ที่ใช้โรเตอร์เดี่ยว ขณะทำการบินลอยตัวขึ้นจากพื้น เนื่องจากแรงบิดของโรเตอร์ใหญ่ถูกต่อต้านด้วยแรงฉุดของโรเตอร์หางและมีค่าเท่ากัน

๔๖. **GYROSCOPIC PRECESSION** คือ ลักษณะของการเปลี่ยนแปลงทิศทางของการเอียง (TILTING) การกระพือ (FLAPPING) และมุมปะทะของกลีบใบพัด (ANGLE OF ATTACK OF ROTOR BLADE) ของโรเตอร์ของเฮลิคอปเตอร์ขณะทำการบินจะเป็นไปตามกฎของไจโรพรีเซสชั่น (GYRO PRECESSION) นั่นคือ ถ้ามีแรงมากระทำการเปลี่ยนแปลงต่างๆ จะได้รับผลตอบสนองจากจุดที่ถูกกระทำไปตามทิศทางการหมุนเป็นระยะทาง ๙๐ องศา จากจุดที่ถูกกระทำ

๔๗. **TRANSVERSE FLOW EFFECT** หมายถึง การเกิดแรงยกที่ด้านหลังของโรเตอร์มากกว่าด้านหน้า ขณะบินไปข้างหน้าด้วยความเร็วเนื่องจากการไหลของกระแสอากาศผ่านบริเวณด้านหน้าของโรเตอร์มีระยะทางน้อยกว่ากระแสอากาศที่ไหลผ่านด้านหลังของโรเตอร์จึงทำให้แรงยกบริเวณด้านหลังของโรเตอร์มากกว่าบริเวณด้านหน้าของโรเตอร์

๔๘. **REVERSE FLOW AREA** หมายถึง บริเวณการไหลย้อนกลับของกระแสอากาศ (AIR FLOW) จากชายหลัง (TAILING) ไปยังชายหน้า (LEADING EDGE) ของกลีบใบพัด เนื่องจากความเร็วในการบินไปข้างหน้าเท่ากันหรือมากกว่าความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดบริเวณโคนกลีบใบพัดด้านที่หมุนตามสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE)

๔๙. **BLOWBACK OF ROTOR** หมายถึง การหมุนด้วยการเคลื่อนที่ขึ้น – ลงของกลีบใบพัด เนื่องจากการกระพือ (FLAPPING) ของกลีบใบพัด เพื่อกำจัดการไม่สมดุลของแรงยก(DISSYMMETRY OF LIFT) โดยกระพือต่ำลงที่ด้านที่หมุนทวนลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) และกระพือสูงขึ้นที่ด้านหมุนตามลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) ซึ่งเป็นผลทำให้โรเตอร์เกิดการเอียงขวาเล็กน้อยขณะบินไปข้างหน้าแต่ไม่มีผลกระทบต่อการบินใดๆ

๕๐. **BLADE STALL** หมายถึง การสูญเสียแรงยกบนกลีบใบพัดของโรเตอร์ขณะที่ทำการบินด้วยความเร็วสูงและใช้มุมปะทะสูง ปกติจะเกิดบนส่วนปลายของกลีบใบพัดด้านที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) ถ้าหากเกิด BLADE STALL เป็นบริเวณพื้นที่ ๒๕ หรือ ¼ ของพื้นที่ การหมุนของโรเตอร์ (DISC AREA) ถือว่า STALL ถึงขั้นวิกฤติ ฮ. จะเสียการทรงตัวและการบังคับทันที (LOSS OF CONTROL)

๕๑. **COMPRESSIBILITY EFFECT** หมายถึง การสูญเสียแรงยกหรือประสิทธิภาพทางแรงยกจะลดลงทนทีเมื่อเฮลิคอปเตอร์บินด้วยความเร็วสูงหรือการกระทำใดๆ ที่ทำให้รอบการหมุนของโรเตอร์สูงเกินเกณฑ์ (OVER SPEED) ซึ่งจะทำให้ปลายกลีบพัดด้านที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) มีความเร็วสัมพัทธ์สูงถึงความเร็วเสียงวิกฤติ (CRITICAL MACH NUMBER) หรือประมาณ ๐.๗๕ – ๐.๘ มัค จะทำให้แรงยกลดลงทันที ฮ. จะเสียการทรงตัวและการบังคับเช่นเดียวกับการเกิด BLADE STALL

๕๒. **POWER SETTLING** หมายถึง ลักษณะการบินใดๆ ของเฮลิคอปเตอร์ที่ทำให้รอบการขับหมุนของโรเตอร์ (ROTOR RPM.) ลดลงเนื่องจากขาดกำลังการขับหมุนของเครื่องยนต์หรือหน่วยกำลังหรือกำลังการขับหมุนจากหน่วยกำลังลดลง ซึ่งเป็นผลทำให้แรงยกที่เกิดบนโรเตอร์ลดลงเฮลิคอปเตอร์จะเสียระยะสูงและการทรงตัวซึ่งจะเป็นผลทำให้ไม่สามารถควบคุมและบังคับ ฮ. ให้ทำการบินอยู่ในท่าบินปกติได้ และเป็นอันตรายมากเมื่อบินที่ระยะสูงต่ำๆ

๕๓. **THE LAW OF CONSERVATION OF ANGULAR MOMENTUM** หมายถึง กฎของการเคลื่อนที่ของเทหวัตถุใดๆ เมื่อมีแรงมากระทำให้เกิดการเคลื่อนที่เทหวัตถุนั้นจะเคลื่อนที่ด้วยความเร็วคงที่ไปตลอดจนกว่าจะมีแรงภายนอกมากระทำการเคลื่อนที่จึงจะเปลี่ยนแปลงอัตราเร่งในการเคลื่อนที่นั้นซึ่งเป็นไปตามกฎนิวตันซึ่งเปรียบได้กับรอบการหมุนของโรเตอร์ของเฮลิคอปเตอร์ขณะทำการบิน ถ้าไม่มีแรงภายนอกมากระทำกับโรเตอร์ก็คงจะหมุนด้วยรอบคงที่ตลอดเวลา

๕๔. **ANGULAR MOMENTUM** หมายถึง แรงที่ทำให้เกิดการหมุนเป็นวงกลมของเทหวัตถุ เช่นเดียวกับการหมุนของโรเตอร์ของเฮลิคอปเตอร์ซึ่งเป็นมวลน้ำหนักที่หมุนเป็นวงกลม (MASS OF ROTATING BODY) ย่อมมีการเปลี่ยนแปลงรอบของการหมุน ถ้าหากมวลน้ำหนักของโรเตอร์ (MASS OF ROTOR) เปลี่ยนตำแหน่งของมันไป ดังสูตรดังนี้

ANGULAR MOMENTUM = MASS x ANGULAR VELOCITY x RADIALS SQUARED

แรงที่เกิดการหมุน = มวลน้ำหนัก x ความเร็วการหมุน x รัศมีกำลังสอง

๕๕. **CORIOLIS FORCE** หมายถึง แรงที่ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงอัตราเร่ง เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงตำแหน่งของมวลน้ำหนัก (MASS) และโมเมนท์ทางการหมุน (ANGULAR MOMENTUM) ถ้ามวลน้ำหนัก (MASS) เคลื่อนที่ออกห่างจากจุดศูนย์กลางการหมุนของโรเตอร์จะทำให้เกิดแรงต่อต้านในทิศทางตรงกันข้ามกับการหมุนเป็นผลให้รอบของการหมุนลดอัตราเร่ง (DECELERATION) “AMASS MOVING RADIALLY OUTWARD ON ROTATION DISC WILL EXERT A FORCE ON ITS SURROUNDINGS OPPOSITE ROTATING.” หรือกล่าวได้ว่า “DECELERATION WILL TAKE PLACE IF MASS IS MOVED FURTHER AWAY FROM THE AXIS OF ROTATION.” ในทางตรงกันข้ามถ้ามวลน้ำหนัก (MASS) เคลื่อนที่เข้าใกล้จุดศูนย์กลางการหมุนของโรเตอร์จะเป็นผลทำให้โรเตอร์หมุนด้วยการเพิ่มอัตราเร่ง (ACCELERATION) “AMASS MOVING RADIALLY INWARD ON ROTATION DISC WILL EXERT A FORCE ON ITS SURROUNDINGS IN THE DIRECTION OF ROTATING. หรือกล่าวได้ว่า “ACCELERATION WILL TAKE PLACE IF MASS IS MOVED CLOSED TO THE AXIS OF ROTATION.”

๕๖. **DYNAMICS ROLLOVER** หมายถึง การพลิกตัวเอียงลงด้านข้างทางใดทางหนึ่ง (LATERAL ROLL) ของเฮลิคอปเตอร์ขณะลงสนาม (LANDING) หรือวิ่งขึ้นลงจากสนาม (TAKE OFF) เนื่องจากการใช้การบังคับการบินที่ไม่ถูกต้องตามเทคนิคหรือวิธีการ (IMPROPER LANDING OR TAKE OF TECHNIQUE)

๕๗. **MAST BUMPING** หมายถึง การกระแทก หรือการชนกันระหว่างเพลาขับโรเตอร์ (MAST) และส่วนล่างสุดของชุดโรเตอร์ใหญ่ (STATIC STOP) ของเฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งโรเตอร์แบบ SEMI-RIGID ROTOR

AIRFOIL (แพนอากาศ) ซึ่งหมายถึงเทหวัตถุใดที่เคลื่อนที่ผ่านอากาศหรืออากาศเคลื่อนที่ผ่านจะทำให้เกิดปฏิกิริยาทางศักยภาพอันหนึ่งเรียกว่าแรงยก (LIFT) ซึ่งมีใช้กับอากาศยานโดยทั่วๆ ไปมี ๓ แบบ

๑. แพนอากาศแบบ CONVEX – FLAT หรือแบบ GENERAL PURPOSE ซึ่งมีลักษณะผิวด้านบนจะโค้ง (CAMBER) ส่วนผิวด้านล่างจะราบเรียบ การแผนแบบจะให้มีส่วนโค้งเริ่มจากขายหน้า (LEADING EDGE) ขึ้นไปยังส่วนบนประมาณ ๓๐% ของชะยาแล้วค่อยๆ ลด การโค้งลงมายังขายหลัง (TAILING EDGE) ส่วนผิวด้านล่างจะราบเรียบเป็นเส้นตรงเริ่มจากขายหน้าจนถึงขายหลัง AIRFOIL แบบนี้จะใช้กับอากาศยานประเภทปีกตรึง (FIXED WING AIRCRAFT)

รูปที่ ๙

๒. แพนอากาศแบบ CONVEX-CONVEX, DOUBLE CONVEX / HIGH SPEED / SYMMETRICAL AIRFOIL การแผนแบบแพนอากาศแบบนี้ให้มีส่วนโค้ง (CAMBER) ด้านผิวบนและผิวล่างเท่ากันโดยให้มีส่วนโค้งหนาสุดอยู่ที่ ๓๐% ของความยาวชะยาและอยู่ห่างจากขายหน้า ๓๐% แพนอากาศเป็นแบบมาตรฐานคือ 0012 ซึ่งมีความหมายดังนี้

N.A.C.A. = NATIONAL ADVISORY COMMITTER FOR AERONAUTICS

N.A.C.A. = (NATIONAL AERONAUTICAL AND SPACE ADMINISTRATION)

00 = DOUBLE CONVEX / CONVEX-CONVEX / SYMMETRICAL ซึ่งหมายถึงส่วนโค้ง (CAMBER) ด้านบนและด้านล่างเท่ากัน

ความหนาสุดของแพนอากาศเป็น ๑๒% ของชะยา (CHORD) ณ จุดที่ห่างจากขายหน้า (LEADING EDGE) ๓๐% ของชะยา

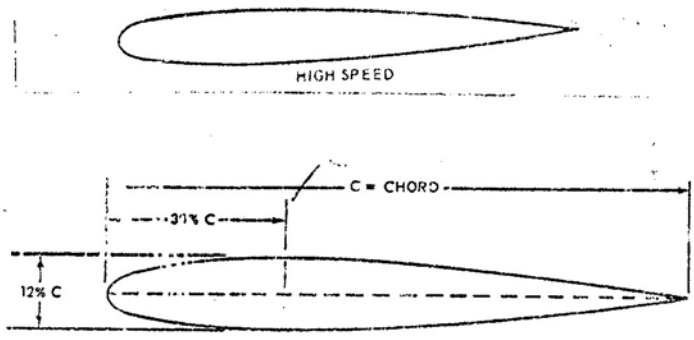


Figure 9 – NACA 0012 airfoil.

รูปที่ ๑๐

เหตุผลที่สนับสนุนในการนำแพนอากาศแบบ NACA 0012 มาใช้กับเฮลิคอปเตอร์ คือ

๒.๑ จุดศูนย์รวมแรงยก (CENTER OF PRESSURE) AERODYNAMIC CENTER เคลื่อนที่น้อยที่สุดเมื่อเปลี่ยนแปลงมุมปะทะความเร็วตลอดจนท่าบินต่างๆ จึงทำให้เฮลิคอปเตอร์ซึ่งเป็นอากาศยานปีกหมุนมีเสถียรภาพดี

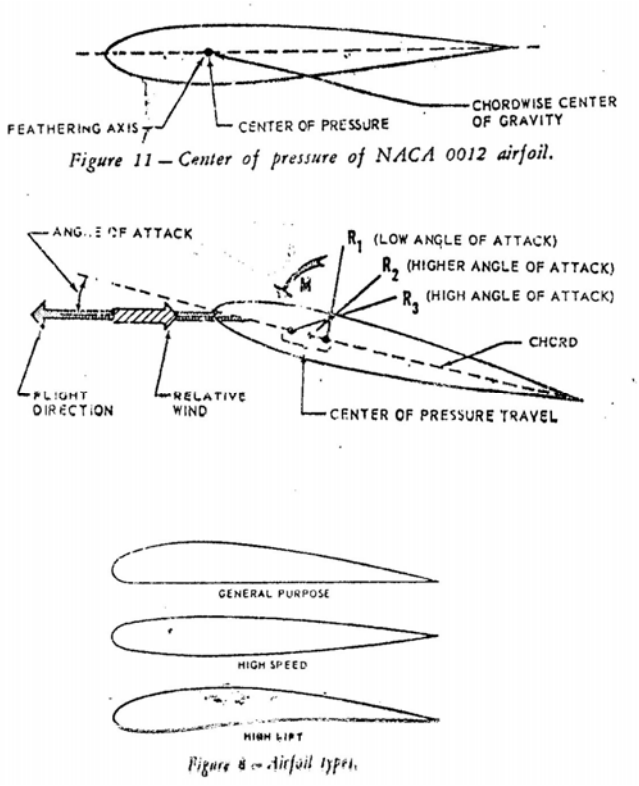


Figure 11 — Center of pressure of NACA 0012 airfoil.

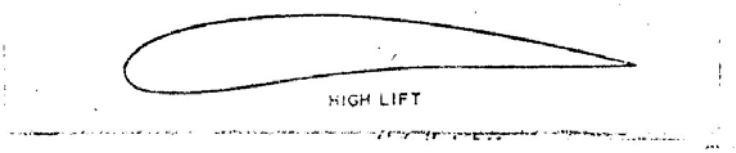
Figure 8 — Airfoil types.

รูปที่ ๑๑

๒.๒ แพนอากาศ NACA 0012 นี้ให้อัตราส่วนระหว่างแรงยก (LIFT) ต่อแรงต้าน (DRAG) ดีที่สุดตลอดตั้งแต่โคนกลีบของแพนอากาศจนถึงหลายกลีบ

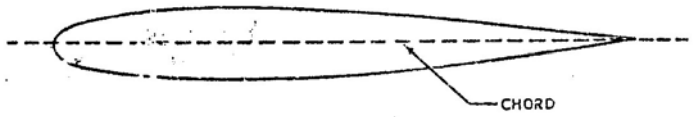
๒.๓ เนื่องจากแพนอากาศแบบ NACA 0012 มีรูปร่างส่วนโค้งบนและล่างเท่ากัน จึงสร้างได้ง่ายกว่าและราคาก็ถูกกว่า เมื่อเทียบกับแบบอื่นๆ ข้อนี้เป็นเพียงข้อสนับสนุนที่มีเหตุผลไม่สำคัญนัก

๓. แพนอากาศแบบ CONVEX-CONCAVE / HIGH LIFT แพนอากาศแบบนี้จะมีรูปร่างลักษณะผิวด้านบนมีส่วนโค้งเริ่มต้นตั้งแต่ชายหน้าแล้วมีส่วนโค้งสูงสุดประมาณ ๓๐% ของชะยาซึ่งอยู่ค่อนไปด้านชายหน้า ๓๐% ของชะยาเช่นกันแล้วค่อยลดส่วนโค้งลงมาจนถึงชายหลังส่วนผิวด้านล่างจะมีลักษณะเว้าเข้าหาส่วนโค้งด้านบนและจะค่อยลดการเว้าลงมายังชายหลัง แพนอากาศแบบนี้มีลักษณะพิเศษคล้ายกับปีก จึงทำให้ได้แรงยกสูง เนื่องจากผลทางอากาศพลศาสตร์ ส่วนใหญ่มักจะใช้กับอากาศ-ยานปีกตรึง (FIXED WING) ที่ต้องการให้วิ่งขึ้นและลงสนามในระยะสั้นๆ และมักนิยมใช้เป็นพื้นบังคับช่วยของอากาศยานปีกถึง เช่น FLAP SLAT เป็นต้น



รูปที่ ๑๒

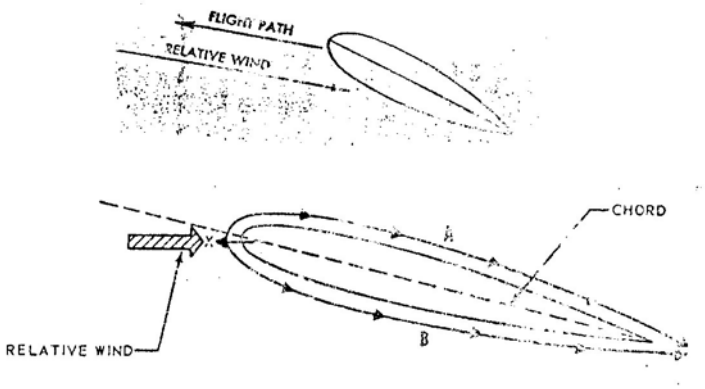
CHORD LINE คือเส้นตรงจินตนาการที่ลากจากขายหน้า (LEADING EDGE) ถึงขายหลัง (TAILING EDGE) ของแพนอากาศ



รูปที่ ๑๓

LIFT คือแรงยกซึ่งเป็นแรงที่เกิดขึ้นบนแพนอากาศของอากาศยานเป็นแรงซึ่งทำให้อากาศยานลอยตัวขึ้นไปในอากาศได้และมีทิศทางตรงข้ามกับแรงโน้มถ่วงของโลก (GRAVITY)

แรงยกที่เกิดขึ้นบนแพนอากาศของอากาศยานทุกประเภทจะเกิดขึ้นเนื่องจากความดันแตกต่างระหว่าง ผิวด้านบนและผิวด้านล่างของแพนอากาศเมื่อกระแสอากาศไหลผ่านผิวบนจากขายหน้า ซึ่งมีลักษณะโค้งกว่าด้านล่างและไหลไปบรรจบกันที่ขายของแพนอากาศจะเห็นว่าระยะทางการไหลของกระแสอากาศที่ผิวด้านบนจากขายหน้าถึงหลังมีระยะมากกว่าดังนั้นความเร็วของกระแสอากาศที่ไหลผ่านผิวด้านบนจึงมีความเร็วมากกว่าด้านล่างซึ่งมีลักษณะราบเรียบและระยะสั้นกว่าด้านบนจากกฎของเบอร์นวลลี่ (BERNOULLI'S LAW) กล่าวว่าของไหล,ของเหลว หรือ แก๊ส ที่ไหลผ่านพื้นผิวใดๆ ที่ให้ความเร็วสูงความกดดันจะลดลง และตรงข้ามถ้าหากของไหลๆ ใดๆ ที่ไหลผ่านพื้นผิวที่ทำให้ความเร็วลดลงความดันจะเพิ่มขึ้น ดังนั้นจะเห็นว่าเมื่อผิวบนแพนอากาศมีความเร็วสูงกว่าความเร็วที่ผิวล่างแล้ว จึงทำให้ความดันที่ผิวบนลดลง ความดันผิวล่างเพิ่มขึ้นจึงเกิดความดันแตกต่างระหว่างผิวบนและผิวล่างขึ้น จึงทำให้แรงดันขึ้นไปด้านบนซึ่งมีความกดดันต่ำแรงนี้เรียกว่าแรงยก (LIFT)



รูปที่ ๑๔

กรณีเฮลิคอปเตอร์ แรงยกที่เกิดบนกลีบใบพัด (ROTOR BLADE) ของเฮลิคอปเตอร์ ก็จะเป็นลักษณะเดียวกันกับกฎของเบอร์นวลลี่แต่จะขออธิบายเพิ่มเติมว่ากลีบใบพัดหรือแพนอากาศของเฮลิคอปเตอร์นั้นถึงแม้ว่าจะมีรูปร่างผิดไปจากอากาศยานธรรมดาเพราะส่วนโค้งบนและล่างเท่ากันขณะมุมปะทะเป็นศูนย์ ย่อมจะไม่เกิดแรงยกให้กับเฮลิคอปเตอร์ได้แต่ถ้าจะให้เกิดแรงยกขึ้นกับกลีบใบพัดหรือแพนอากาศนักบินจะต้องเพิ่มมุมปะทะให้กับกลีบใบพัดโดยยกคันบังคับ (COLLECTIVE) ขึ้น มุมปะทะของกลีบใบพัดจะเพิ่มขึ้นทันที เมื่อมุมปะทะเพิ่มขึ้นและความเร็วในการหมุนของกลีบใบพัดจะทำให้กระแสอากาศที่ไหลเข้ามาปะทะส่วนล่างของชายปีกที่สุดตามรูป จุดนี้เรียกว่า IMPACT POINT ซึ่งเป็นจุดของทิศทางลมสัมพัทธ์ (RELATIVE WIND) เข้าปะทะกลีบใบพัดหรือแพนอากาศ ณ จุดนี้กระแสอากาศจะเริ่มไหลแยกตัวขึ้นที่ส่วนบนของผิวและส่วนล่างของผิวจะเห็นว่าการไหลของกระแสอากาศด้านผิวบนซึ่งเป็น A จะมีระยะทางมากกว่ากระแสอากาศที่ไหลที่ผิวล่าง B วัดจาก IMPACT POINT X จนถึงชายหลังดังรูป ดังนั้นความเร็วกระแสอากาศที่ผิวบน A จึงมีความเร็วมากกว่าความเร็วของกระแสอากาศที่ผิวล่าง B จึงทำให้ความกดดันที่ผิวบน A น้อยกว่าความกดดันที่ผิวล่าง B จึงทำให้เกิดความแตกต่างระหว่างความกดดันที่ผิวบน B และผิวล่าง B ขึ้น จึงเกิดแรงยกขึ้นด้านบน A ตามกฎของเบอร์นวลลี่ อย่างไรก็ตามขณะกลีบใบพัดหมุนก็จะเกิดการผลักดันมวลอากาศ (MASS) จากส่วนบนลงมาสู่ส่วนล่างอยู่เสมอ มวลอากาศที่ถูกกลีบใบพัดผลักดันลงมาเรียกว่า “DOWN WASH” ซึ่งเป็น ACTION อันหนึ่ง ดังนั้นเมื่อมี ACTION เกิดขึ้นย่อมมี REACTION เกิดขึ้นเช่นกัน ดังนั้นจึงเกิด UP WASH ขึ้นไปสู่ด้านบนซึ่งเป็นไปตามกฎข้อที่๓ ของนิวตัน UP WASH หรือ REACTION นี้ก็คือแรงยก (LIFT) นั่นเอง ซึ่งคล้ายกับเราว่ายน้ำเมื่อเราผลักดันมวลของน้ำลงไปแต่ตัวของเราจะลอยตามขึ้นมา เปรียบเทียบให้เห็นชัดเจนยิ่งขึ้น

ดังนั้นจึงสรุปได้ว่าการเกิดแรงยก (LIFT) ขึ้นบนกลีบใบพัดหรือแพนอากาศของเฮลิคอปเตอร์จึงเป็นไปได้ทั้งกฎของเบอร์นวลลี่และกฎของนิวตันข้อ ๓ ซึ่งผิดไปจากการเกิดแรงยกกับเครื่องบินปีกตรึง (FIXED WING AIRCRAFT) ธรรมดาจะเห็นได้ชัดเจนเฉพาะกฎของเบอร์นวลลี่เท่านั้น ส่วน DOWN WASH ACTION ซึ่งเป็นการไหลลงส่วนล่างที่ชายหลังของปีกนั้นมองภาพรวมได้ไม่ชัดเจนแต่ก็มี ACTION ตามกฎข้อ ๓ ของนิวตัน เช่นกัน

RELATIVE WIND คือ ทิศทางลมสัมพัทธ์ ซึ่งกระแสอากาศจะไหลเข้าปะทะกับชายหน้าของแพนอากาศ ทิศทางลมสัมพัทธ์นี้จะมีทิศทางตรงข้ามกับทิศทางการบินเสมอ

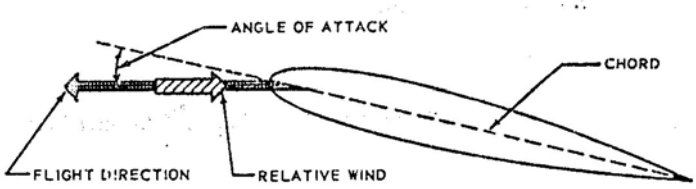
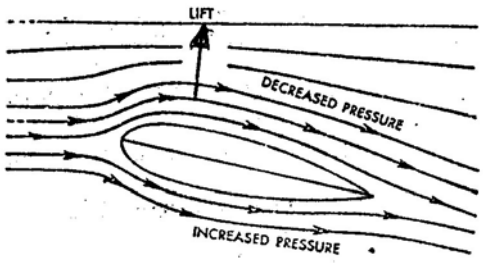


Figure 3 — Airfoil in motion.

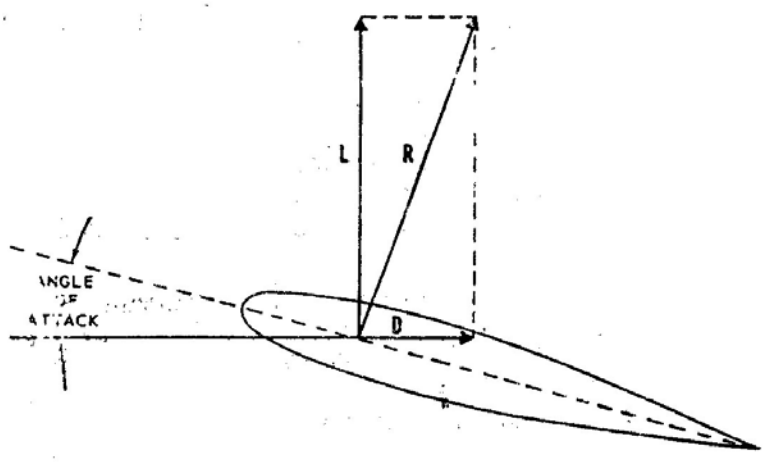


รูปที่ ๑๕

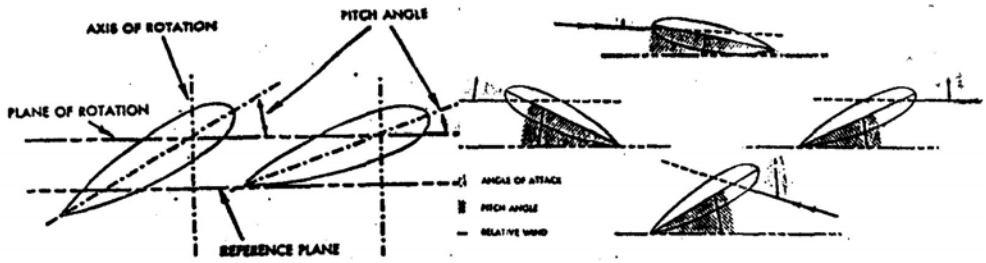
<u>หมายเหตุ</u> กรณีเฮลิคอปเตอร์ทำการบิน HOVERING หรือเฮลิคอปเตอร์อยู่กับที่ไม่มีความเร็วไปข้างหน้า ทิศทางลมสัมพัทธ์จะมีทิศทางสวนกับทิศทางการหมุนของกลีบใบพัดเสมอ

ขณะเฮลิคอปเตอร์จอดอยู่กับที่ไม่ทำการบินด้วยความเร็วไปข้างหน้าหรือขณะทำการบินความเร็วลมสัมพัทธ์ขณะที่เฮลิคอปเตอร์อยู่กับที่ไม่มีความเร็วเคลื่อนไปข้างหน้าแล้วจะมีผลน้อยที่สุดเกี่ยวกับแรงต่างๆ ของการบิน HOVERING ต่อไป

ANGLE OF ATTACK คือ มุมปะทะซึ่งเป็นมุมที่เกิดขึ้นระหว่างเส้นชะยา (CHORD LINE) ของแพนอากาศกับทิศทางลมสัมพัทธ์ (RELATIVE WIND) ต้องอธิบายเพิ่มเติม



รูปที่ ๑๖



รูปที่ ๑๗

PITCH ANGLE คือ มุมที่เกิดขึ้นระหว่างเส้นชะยา (CHORD LINE) ของแพนอากาศกับแนวการหมุนของโรเตอร์ (PLANE OF ROTATION) ดูรูป

ADVANCING BLADE คือ กลีบใบพัดหรือแพนอากาศของเฮลิคอปเตอร์ที่หมุนหรือเคลื่อนที่สวนกับทิศทางลมสัมพัทธ์ (RELATIVE WIND)

RETREATING BLADE คือ กลีบใบพัดหรือแพนอากาศของเฮลิคอปเตอร์ที่หมุนหรือเคลื่อนที่ตามกับทิศทางลมสัมพัทธ์ (RELATIVE WIND)

<u>หมายเหตุ</u> การทำงานของกลีบใบพัด (ROTOR BLADE) หรือแพนอากาศของเฮลิคอปเตอร์จะหมุนเป็นลักษณะจานวงกลมเรียกว่า (ROTOR DISC) จานวงกลมนี้จะเกิดขึ้นโดยการหมุนเคลื่อนที่ผ่านอากาศอยู่ตลอดเวลา ถ้าเฮลิคอปเตอร์บินด้วยความเร็วไปข้างหน้า (FORWARD FLIGHT) ทิศทางลมสัมพัทธ์จะวิ่งสวนเข้ามาทางด้านหน้าของเฮลิคอปเตอร์และวิ่งผ่านเข้ามายังจานวงกลมของชุดกลีบใบพัดที่กำลังหมุนอยู่ ดังนั้นลักษณะกระแสอากาศที่วิ่งเข้าปะทะกับกลีบใบพัดจะถูกแบ่งเป็นสองซีก ดังรูป โดยซีกทั้งสองของวงการหมุนของกลีบใบพัดจะถูกแบ่งตรงบริเวณหัวของเฮลิคอปเตอร์และหางเฮลิคอปเตอร์ ถ้าหากเฮลิคอปเตอร์ ที่มีชุดกลีบใบพัดหมุนทวนเข็มนาฬิกาเมื่อมองไปทางด้านหน้าของเฮลิคอปเตอร์จะเห็นได้ว่าเมื่อทิศทางลมสัมพัทธ์วิ่งสวนกับทิศทางบินเข้ามาและผ่านเข้ามาในจานหมุนนั้นจะเห็นได้ว่ากลีบใบพัดที่หมุนจากด้านหลังไปยังด้านหน้าของเฮลิคอปเตอร์จะเป็นซีกที่หมุนเคลื่อนที่สวนกับทิศทางลมสัมพัทธ์จึงเรียกว่า ADVANCING BLADE และกลีบใบพัดที่เริ่มจากจุดด้านหน้าหมุนเคลื่อนที่ไปทางด้านหลังของเฮลิคอปเตอร์จะเป็นซีกที่กลีบใบพัดหมุนเคลื่อนที่ตามทิศทางลมสัมพัทธ์จึงเรียกว่า RETREATING BLADE

ความสัมพัทธ์ต่างๆ ที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดทั้งซีกที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์และซีกที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ขณะเฮลิคอปเตอร์บินอยู่ในอากาศ จะมีความสัมพัทธ์ ดังจะอธิบายต่อไป

ขณะเฮลิคอปเตอร์ HOVER หรือบินลอยตัวอยู่ในอากาศด้วยความเร็วเป็น ๐ ทิศทางที่ลมสัมพัทธ์ ขณะนั้นก็คือทิศทางลมสัมพัทธ์ที่มีทิศทางสวนทางกับทิศทางการหมุนของกลีบใบพัดละใบและถือว่ามีค่าความเร็วเป็นศูนย์ (๐) เพราะเฮลิคอปเตอร์ไม่บินไปข้างหน้าด้วยความเร็ว ดังนั้นเมื่อนักบินยกคันบังคับ COLLECTIVE ขึ้นก็จะทำให้มีการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของกลีบใบพัดแต่ละใบเท่ากันหมดและเกิดขึ้นในขณะเดียวกันด้วย ดังนั้นมุมปะทะทั้งหมดของกลีบแต่ละใบและทุกตำแหน่งในวงการหมุน (ROTOR DISC) ของชุดกลีบใบพัดเท่ากันหมด เมื่อนักบินจะทำการบิน HOVERING นักบินจะต้องยกคันบังคับ COLLECTIVE ขึ้นถ้าสมมุติเมื่อยกคันบังคับ COLLECTIVE ขึ้นเสร็จเรียบร้อยแล้วทำให้มุม

ปะทะของกลีบใบพัดแต่ละใบเท่ากันหมดเป็น ๑๘° ขณะนั้นความเร็วลมสัมพัทธ์ที่เกิดบนกลีบใบพัดก็จะเท่ากันหมด ถ้าสมมุติว่าขณะนั้นนักบินรักษารอบการหมุนของชุดโรเตอร์หรือชุดกลีบใบพัดคงที่วัดความเร็วที่ ปลายกลีบได้ ๕๐๐ ไมล์/ชม. ดังนั้นความเร็วสัมพัทธ์ที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดแต่ละใบก็จะมีค่าเท่ากับ ๕๐๐ ไมล์/ชม. ซึ่งเท่ากับ ๕๐๐ ไมล์/ชม. เท่ากันทุกตำแหน่งในวงจานหมุนดังนั้นแรงยก ที่เกิดบนกลีบใบโรเตอร์จะต้องเท่ากันทุกๆ จุด ซึ่งไม่ถือว่ามีการเกิดการไม่สมดุลของแรงยกบนกลีบใบพัดในวงจานหมุนนั้น แต่ถ้าหากจะสังเกตจริงๆ แล้วจะเห็นได้ว่าขณะเฮลิคอปเตอร์บิน HOVER หรือบินลอยตัวอยู่ในอากาศนั้นจะมีลักษณะเอียงลงทางด้านซ้ายนิดๆ (กลีบใบพัดหมุนทวนเข็มนาฬิกา) ทั้งนี้มิใช่เกิดการไม่สมดุลของแรงยกแต่เป็นการแผนแบบให้การทำงานของชุดโรเตอร์ต้องเอียงลงทางซ้ายนิดๆ เพื่อแก้อาการ DRIFT ของเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งพยายามที่จะเคลื่อนไปทางด้านขวาเนื่องจากแรงบิดที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดใหญ่มีทิศทางตรงข้ามกับการหมุนของชุดกลีบใบพัดใหญ่ตามกฎข้อ ๓ ของนิวตัน และเพื่อแก้มิให้หัวของเฮลิคอปเตอร์หมุนไปตามทิศทางของแรงบิดที่เกิดขึ้นจึงได้มีการบังคับชุดใบพัดหางให้มีแรงฉุด (THRUST) เพื่อไปต่อต้านกับแรงบิดที่เกิดขึ้นกับชุดกลีบใบพัดใหญ่ จึงเกิดการเคลื่อนตัวไปทางขวาแต่ผู้แผนแบบจึงแก้ให้ระบบบังคับการทำงานของชุดกลีบใบพัดใหญ่ให้เอียงลงทางด้านซ้ายเล็กน้อยเพื่อแก้อาการ DRIFT หรือการเคลื่อนตัวไปทางขวาของเฮลิคอปเตอร์

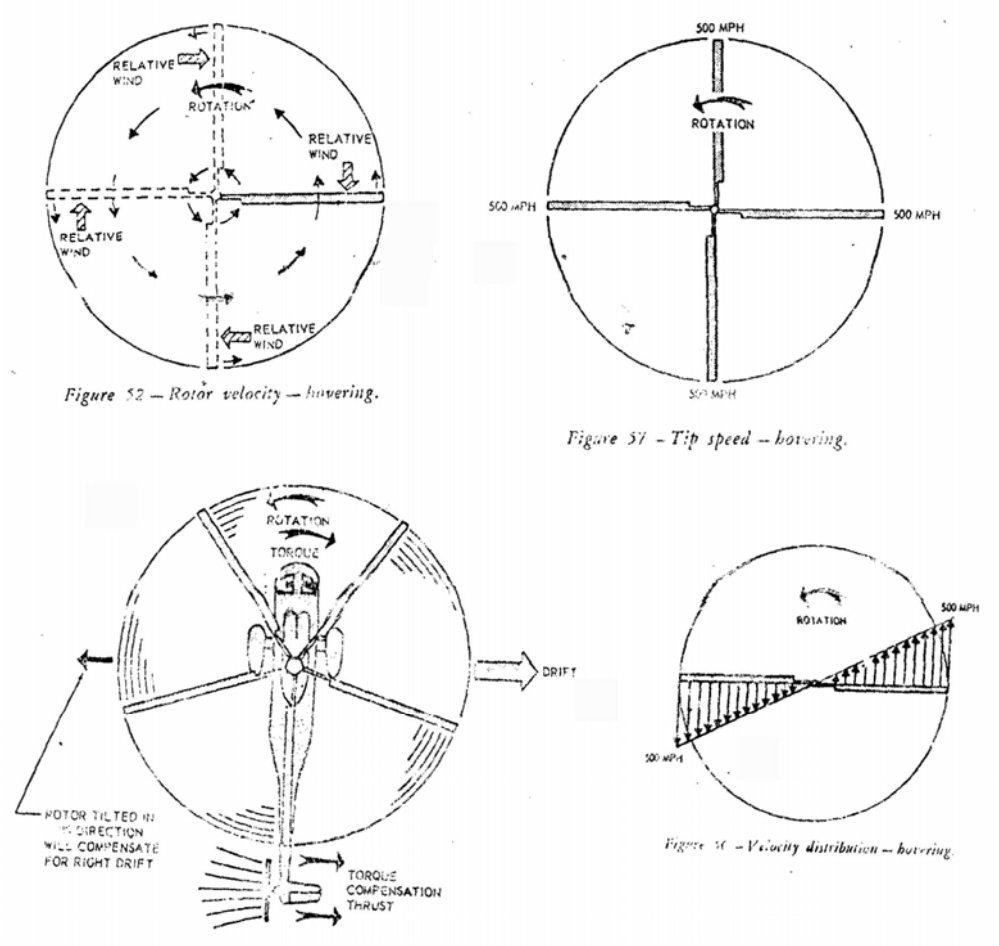


Figure 52 — Rotor velocity — hovering.

Figure 57 — Tip speed — hovering.

Figure 56 — Velocity distribution — hovering.

รูปที่ ๑๘

ขณะเฮลิคอปเตอร์บินด้วยความเร็วไปข้างหน้า (FORWARD FLIGHT) เมื่อนักบินเริ่มทำการบินลอยตัวในอากาศ HOVERING FLIGHT ถ้านักบินควบคุมรอบการหมุนของโรเตอร์คงที่และความเร็วที่ปลายกลีบใบพัดแต่ละใบทุกตำแหน่งในวงจานหมุนของโรเตอร์นั้นวัดได้ความเร็ว ๕๐๐ ไมล์/ชม. มุมปะทะของกลีบใบพัดแต่ละใบสมมติว่าเป็น ๑๘° เท่ากันหมดทุกๆ กลีบใบพัดในวงจานหมุน ถ้านักบินเริ่มทำการบินด้วยความเร็วไปข้างหน้านักบินจะต้องดันคันบังคับ CYCLIC ไปข้างหน้า ขณะนั้นเองมุมปะทะของกลีบใบพัดแต่ละใบจะเริ่มเปลี่ยนแปลงไปแต่ละใบไม่เท่ากันด้วยและความเร็วสัมพัทธ์ที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดซีกที่หมุนทวนลมและตามลมจะไม่เท่ากันทั้งซีกกลีบใบพัดที่หมุนทวนลมและตามลมตลอดทั้งความเร็วสัมพัทธ์บนกลีบใบพัดและมุมปะทะด้วย ถ้าสมมติว่าเฮลิคอปเตอร์บินด้วยความเร็ว ๑๐๐ ไมล์/ชม. นั่นก็คือทิศทางลมสัมพัทธ์วิ่งเข้าหาเฮลิคอปเตอร์ทางด้านหน้าด้วยความเร็ว ๑๐๐ ไมล์/ชม. เช่นเดียวกัน ดังนั้นความเร็วสัมพัทธ์ใหม่ที่เกิดขึ้นบนใบพัดด้านหมุนทวนลมจะเท่ากับ ๕๐๐ ไมล์/ชม. เดิมขณะ HOVERING รวมกัน ๑๐๐ ไมล์/ชม. จากความเร็วกระแสลมที่วิ่งเข้าปะทะตามความจริงว่าด้วยกฎของความเร็วสัมพัทธ์ความเร็วของเทหวัตถุใดเคลื่อนที่เข้าหากันความเร็วสัมพัทธ์ของความเร็วทั้งสองจะต้องนำมาบวกกัน ดังนั้นความเร็วสัมพัทธ์ใหม่ที่เกิดบนกลีบใบพัดที่หมุนทวนลมสัมพัทธ์จึงมีค่าเท่ากับ ๕๐๐ + ๑๐๐ เท่ากับ ๖๐๐ ไมล์/ชม. ในขณะเดียวกับซีกทางด้านกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์จะต้องเป็นไปตามกฎเช่นเดียวกันคือ เทหวัตถุใดเคลื่อนที่ตามกันความเร็วสัมพัทธ์ของความเร็วทั้งสองก็คือผลต่างของความเร็วทั้งสองนั้น ดังนั้นความสัมพัทธ์ที่เกิดบนกลีบใบพัดซีกที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์จึงมีค่าเท่ากับ ๕๐๐ – ๑๐๐ เท่ากับ ๔๐๐ ไมล์/ชม. เมื่อเปรียบเทียบแล้วจะเห็นว่าความเร็วซีกที่กลีบใบพัดหมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์มีค่ามากกว่าซีกที่กลีบใบพัดหมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ซึ่งจะเป็นผลทำให้เกิดแรงยกซีกที่หมุนทวนลมมากกว่าซีกที่หมุนตามลมเพราะความเร็วเป็นองค์ประกอบที่สำคัญในการเพิ่มแรงยก ลักษณะการเกิดการไม่สมดุลของแรงยกดังกล่าวระหว่างซีกที่กลีบใบพัดหมุนทวนลมมีแรงยกมากกว่าซีกที่หมุนตามลมซึ่งเป็นลักษณะไม่พึงประสงค์ เพราะจะทำให้เฮลิคอปเตอร์เอียงลงทางด้านกลีบใบพัดที่หมุนตามอยู่ตลอดเวลา วิศวกรผู้แผนแบบจึงได้แก้อาการดังกล่าวโดยแผนแบบให้ชุดกลีบใบพัดสามารถกระพือขึ้น – ลงได้ (FLAPPING) เพื่อไปทำการชดเชยหรือกำจัดอาการดังกล่าวเสียโดยการให้กลีบใบพัดที่หมุนจากด้านหางถึงด้านหัวของเฮลิคอปเตอร์มีการกระพือต่ำลง DOWNWARD FLAPPING เพื่อเป็นการลดมุมปะทะของกลีบใบพัดลงเพราะมีความเร็วสูงอยู่แล้วและกลีบใบพัดที่หมุนจากด้านหัวไปถึงด้านหางของเฮลิคอปเตอร์มีการกระพือสูงขึ้นเพื่อเป็นการเพิ่มมุมปะทะให้กลีบใบพัดเพราะความเร็วต่ำ ดังนั้นผลดังกล่าวจึงทำให้สามารถชดเชยแรงยกให้เท่ากันทั้งสองซีก จึงทำให้เฮลิคอปเตอร์บินในระดับโดยไม่มีการเอียงไปทางซ้าย ดังนั้นพอจะสรุปได้ว่า ถ้าหากเฮลิคอปเตอร์บินด้วยความเร็วไปข้างหน้า (FORWARD FLIGHT) จะมีลักษณะความสัมพัทธ์ดังนี้

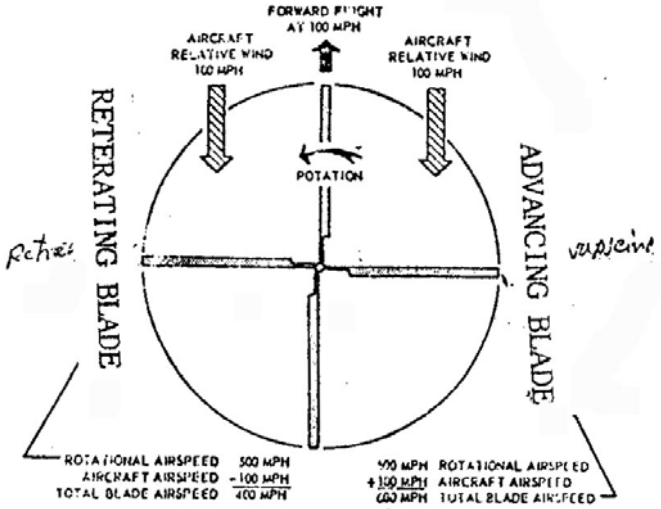
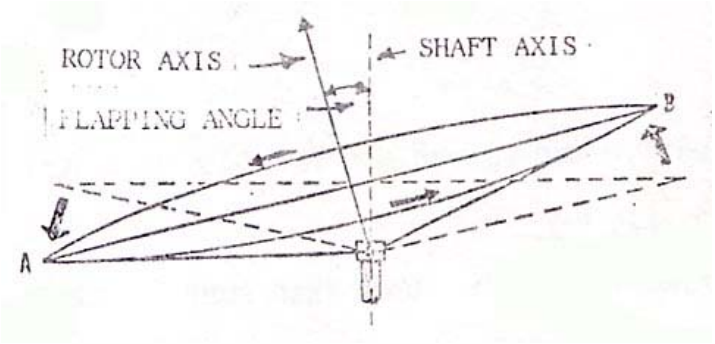
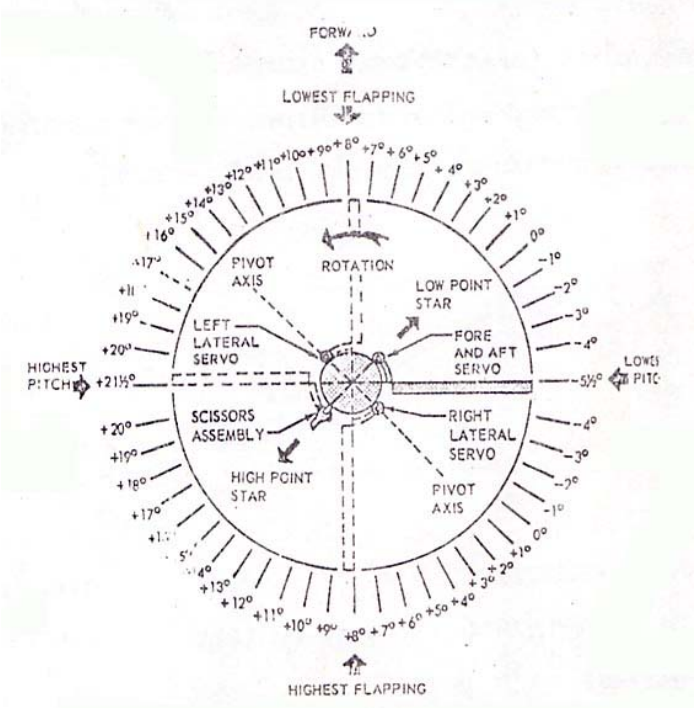


Figure 58 – Tip velocity in forward flight.

รูปที่ ๑๙



รูปที่ ๒๐



รูปที่ ๒๑

ซีกที่กลีบใบพัดหมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE)

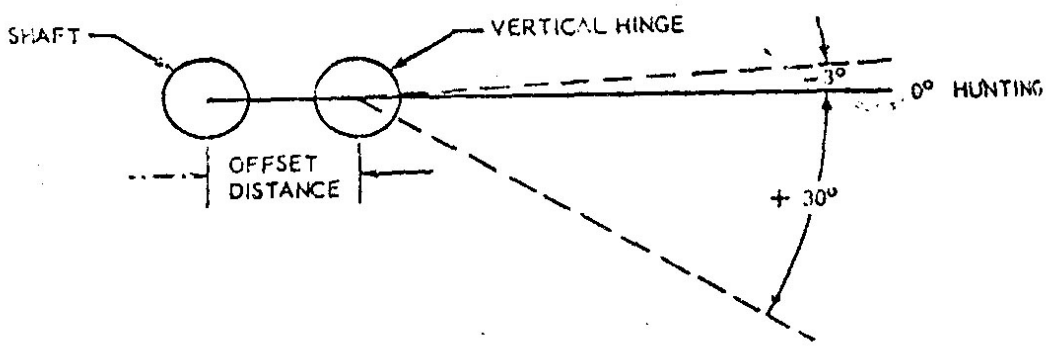
- ความเร็วสัมพัทธ์ที่เกิดบนกลีบใบพัดจะมากขึ้นถ้าความเร็วเฮลิคอปเตอร์เพิ่มขึ้น
- มุมปะทะของกลีบใบพัดจะลดลง
- การกระพือของกลีบใบพัดจะลดลง
- ถ้าเฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งชุดกลีบใบพัดสามารถให้ส่ายตัวด้านข้างได้ (HUNTING) จะเกิดการ LEAD คือการโน้มตัวไปข้างหน้า

ซีกที่กลีบใบพัดหมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE)

- ความเร็วสัมพัทธ์ที่เกิดบนกลีบใบพัดจะลดลงเมื่อความเร็วเฮลิคอปเตอร์เพิ่มมากขึ้น
- การกระพือของกลีบใบพัดจะกระพือสูงขึ้น
- มุมปะทะของกลีบพัดจะสูงขึ้น
- ถ้าเฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งชุดกลีบใบพัดที่สามารถให้ส่ายตัวด้านข้างได้ (HUNTING) จะเกิดการ LAG คือการล้าตัวมาด้านหลัง
- ถ้าเฮลิคอปเตอร์บินเข้าด้วยความเร็ววิกฤตอาจเกิด การสูญเสียแรงยกกลับกลีบใบพัดอย่างรุนแรงได้ (BLADE STALL) ที่ซีกนี้

HUNTING คือการส่ายตัวทางด้านข้างของกลีบใบพัดการส่ายตัวไปข้างหน้าเรียกว่า LEAD ถ้าส่ายตัวไปด้านหลังเรียกว่า LAG

สำหรับเฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งชุดดุมใบพัด (ROTOR HEAD/HUB) ชนิด FULLY ARTICULATED TYPE คือ VERTICAL HINGE PIN เป็นตัวยอมให้กลีบใบพัดส่ายตัวไปห้าและหลังได้เพื่อลดภาระกรรม BENDING MOMENT อันอาจเกิดกับเพลาขับของชุด (ROTOR HEAD/HUB ตลอดทั้งแกนใบพัด (SPAR OF ROTOR BLADE) ได้ขณะโรเตอร์เริ่มหมุนหรือหยุดหมุนหรือระหว่างการทำงานและมีแรงจากภายนอกมากระทำกับโรเตอร์ หรือแรงใดๆ มากระทำให้รอบของการหมุนของโรเตอร์เปลี่ยนแปลงไปจากเดิม กลีบใบพัดจะเกิดการส่ายตัวทางระนาบได้



รูปที่ ๒๒

สำหรับ ROTOR แบบ FULLY ARTICULATED TYPE สามารถส่ายตัวจากแนวเดิมได้รวมกัน ๓๓ (องศา) โดยสามารถส่ายตัวไปตามทิศทางการหมุนของโรเตอร์ (LEAD) ได้ ๓ องศา และ ส่ายตัวทวนทิศทางการหมุน (LAG) ได้ ๓๐°

<u>หมายเหตุ</u> ความมุ่งหมายของการที่ทำให้ กลีบใบพัดเกิดการส่ายตัวทางระนาบ (HUNTING) นั้น เพื่อเป็นการลด BENDING MOMENT ของชุดโรเตอร์เพื่อป้องกันการเกิดการดัดงอ หรือ ชำรุดของอุปกรณ์ต่างๆ ของชุดโรเตอร์ ทั้งยังทำให้ชุดกลีบใบพัดสามารถจัดหรือปรับแนวระหว่างกลีบใบพัด เมื่อให้เกิดการสมดุลขณะโรเตอร์หมุนด้วยรอบที่มีการเปลี่ยนแปลงเนื่องจากแรง CORIOLIS FORCE ทำกับโรเตอร์ระหว่างการทำงาน แต่เฮลิคอปเตอร์ที่ใช้โรเตอร์แบบ SEM IRIGID ไม่จำเป็นในเรื่องนี้ในท่าบินปกติ จะเกิดการ LEAD ของกลีบใบพัดด้าน ADVANCING BLADE และ LAG ที่ด้าน RETREATING BLADE

FLAPPING คือการกระพือขึ้น – ลง ของกลีบใบพัดเพื่อกำจัดการไม่สมดุลของแรงยก (DISSYMMETRY OF LIFT) ระหว่างกลีบใบพัดที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) และ กลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE)

การกระพือขึ้น – ลงของกลีบใบพัดมีความมุ่งหมายเพื่อกำจดการไม่สมดุลของแรงยกระหว่างกลีบใบพัดที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ และ กลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ขณะทำการบินไปในอากาศดังได้อธิบายมาแล้วว่า ขณะเฮลิคอปเตอร์บินไปในอากาศด้วยความเร็วไปข้างหน้านั้นความเร็วของกระแสอากาศที่พุ่งเข้ามาปะทะกับกลีบใบพัดทั้งด้านที่หมุนทวนลมและตามลมนั้น ความเร็วสัมพัทธ์ที่เกิดบนกลีบใบพัดทั้งสองด้านจะมีความเร็วไม่เท่ากัน คือความเร็วสัมพัทธ์ที่เกิดบนกลีบใบพัดด้านหมุนทวนลมสัมพัทธ์จะมีความเร็วมากกว่า แต่ตรงข้ามความเร็วสัมพัทธ์ที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดด้านหมุนตามลมจะมีค่าน้อยกว่า ดังที่ได้ทราบแล้วว่า ความเร็วเป็นองค์ประกอบที่สำคัญยิ่งในการทำให้เพิ่มหรือลดแรงยก ดังนั้นแรงยกกลีบใบพัดด้านที่หมุนทวนลมสัมพัทธ์จึงจะมากกว่าด้านที่หมุนตามลมสัมพัทธ์ วิศวกรผู้แผนแบบโดย JUAN DELA CIERVA ค้นพบหลักการไม่สมดุลของแรงยกนี้จึงได้ทำการแก้ไขเสียโดยทำให้ชุดกลีบใบพัดสามารถกระพือขึ้น – ลงได้เพื่อไปทำการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะเสียใหม่โดยเมื่อกลีบใบพัดเริ่มหมุนจากด้านหางมายังด้านหัวของเฮลิคอปเตอร์ซึ่งกลีบใบพัดด้านนี้หมุนทวนลมมีความเร็วสูงอยู่แล้วทำให้กลีบใบพัดกระพือลงเพื่อจะลดมุมปะทะลงเมื่อกลีบใบพัดหมุนไปอยู่ตำแหน่งด้านหัวของเฮลิคอปเตอร์ที่หมุนไปยังด้านหางซึ่งกลีบใบพัดด้านนี้ หมุนตามลมมีความเร็วสัมพัทธ์อยู่แล้วจึงทำให้กลีบใบพัดเริ่มกระพือขึ้นจาด้านหัวไปยังด้านหางของเฮลิคอปเตอร์เพื่อเป็นการเพิ่มมุมปะทะให้กับกลีบใบพัดด้านนี้เพื่อชดเชยแรงยกทั้งสองด้านให้เท่ากัน การทำงานจะเป็นอยู่ลักษณะนี้ตลอดเวลาขณะบินอยู่ในอากาศ

การกระพือของโรเตอร์แบบ FULLY ARTICULATE ROTOR HEAD นั้นจะทำให้กลีบใบพัดกระพือขึ้น – ลงได้อย่างอิสระ และสามารถกระพือขึ้นได้สูงสุด ๓๕ องศา และกระพือลงได้ ๕ องศาจากแนวระดับของชุดโรเตอร์ (PURE RADUIN)

ส่วนการกระพือของโรเตอร์แบบ SEMI – RIGID นั้นจะเป็นการกระพือที่ไม่เป็นอิสระ ถ้ากลีบใบพัดใบหนึ่งกระพือขึ้นอีกใบหนึ่งจะกระพือลง ลักษณะการกระพือเป็นแบบ กระดานหก (SEE SAW) นั่นคือใบหนึ่งกระพือขึ้นอีกใบตรงกันข้ามจะกระพือลง การกระพือขึ้นได้สูงสุด ๑๑° กระพือลงได้ ๑๑° จากแนวระดับของโรเตอร์

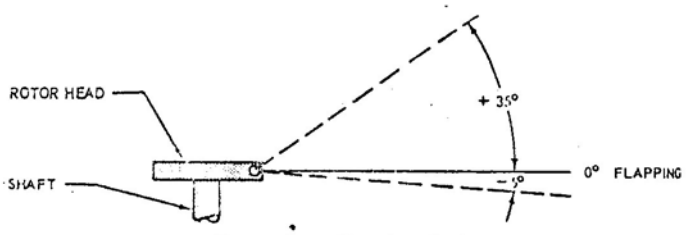
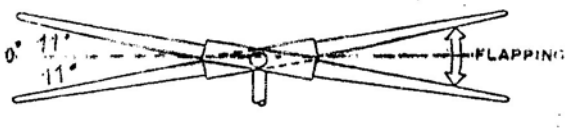


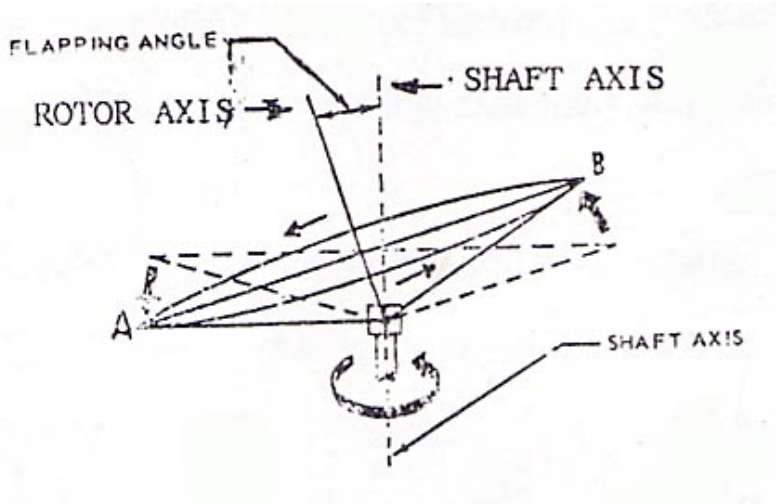
Figure 41 – Flapping limits.



รูปที่ ๒๓

<u>หมายเหตุ</u> ถ้าเฮลิคอปเตอร์บินไปในทิศทางใด การกระพือจะต่ำสุดในทางทิศทางนั้น ตรงกันข้ามกับการกระพือจะสูงสุดอยู่ตรงกันข้าม เช่นถ้าเฮลิคอปเตอร์บินไปข้างหน้าการกระพือที่ต่ำสุดจะอยู่ด้านหน้าและจะกระพือสูงสุดที่ด้านหลังของเฮลิคอปเตอร์

ส่วนมุมปะทะที่เปลี่ยนแปลงขณะเกิดการกระพือหรือเฮลิคอปเตอร์บินไปข้างหน้า จุดที่มุมปะทะต่ำสุดจะอยู่ตำแหน่ง ๓ นาฬิกา และจุดที่มุมปะทะสูงสุดอยู่ที่ตำแหน่ง ๙ นาฬิกา (โรเตอร์หมุนทวนเข็มนาฬิกา)



รูปที่ ๒๔

FLAPPING ANGLE คือมุมกระพือของกลีบใบพัดขณะโรเตอร์เกิดการเอียง ซึ่งเป็นมุมที่เกิดขึ้นระหว่างเส้นแกนเพลาขับโรเตอร์ (SHAFT AXIS) กับเส้นแกนการหมุนของโรเตอร์ (ROTOR AXIS OR ROTOR DISC AXIS) ที่ลากจากจุดกึ่งกลางของเพลาขับโรเตอร์ไปตั้งฉากกับเส้นแนวทางเดินของปลายกลีบใบพัด (TIP PATH PLANE)

<u>หมายเหตุ</u> ถ้านักบินเริ่มใช้คันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK เมื่อใดการบังคับจะส่งผลไปให้ชุดกลีบใบพัดเอียงเมื่อนั้น และเมื่อชุดกลีบใบพัดเอียงเมื่อใด การกระพือจะเกิดขึ้นเมื่อนั้นและมีแรงฉุดให้เฮลิคอปเตอร์ไปตามทิศทางที่เอียงนั้น แต่อย่างไรก็ตามถึงแม้ว่าโรเตอร์จะเอียงไปในทิศทางใดๆ และมีมุมกระพือมากน้อยเพียงไร เส้นแนวของแรงยกรวม (TOTAL LIFT) ของโรเตอร์จะต้องทิศทางตั้งฉากหรือทำมุม ๙๐° กับแนวการหมุนของโรเตอร์ใหญ่ (ROTOR DISC) และเส้นแนวเดินทางของปลายกลีบใบพัดใหญ่ (TIP PATH PLANE) เสมอ

<u>หมายเหตุ</u> ถ้าทำการบินไปในทิศทางใดการกระพือของกลีบใบพัดจะกระพือต่ำสุดที่ทิศทางนั้นและจะกระพือสูงสุดในทิศทางตรงกันข้าม เช่น ถ้าบินไปข้างหน้าจะกระพือต่ำสุดที่ด้านหน้าและกระพือสูงสุดที่ด้านหลังของเฮลิคอปเตอร์ (ดูรูปหน้า ๒๑ และ ๒๒, ๒๓, ๒๖ และ ๒๗)

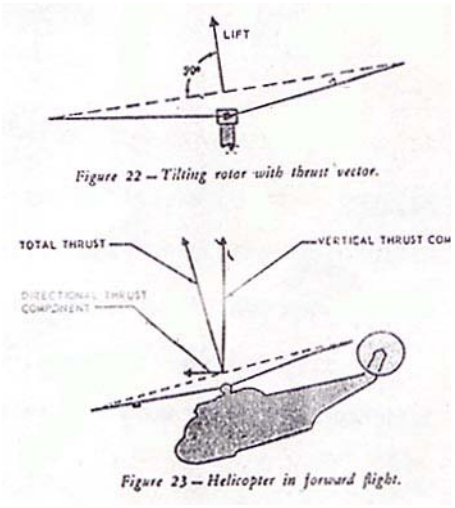
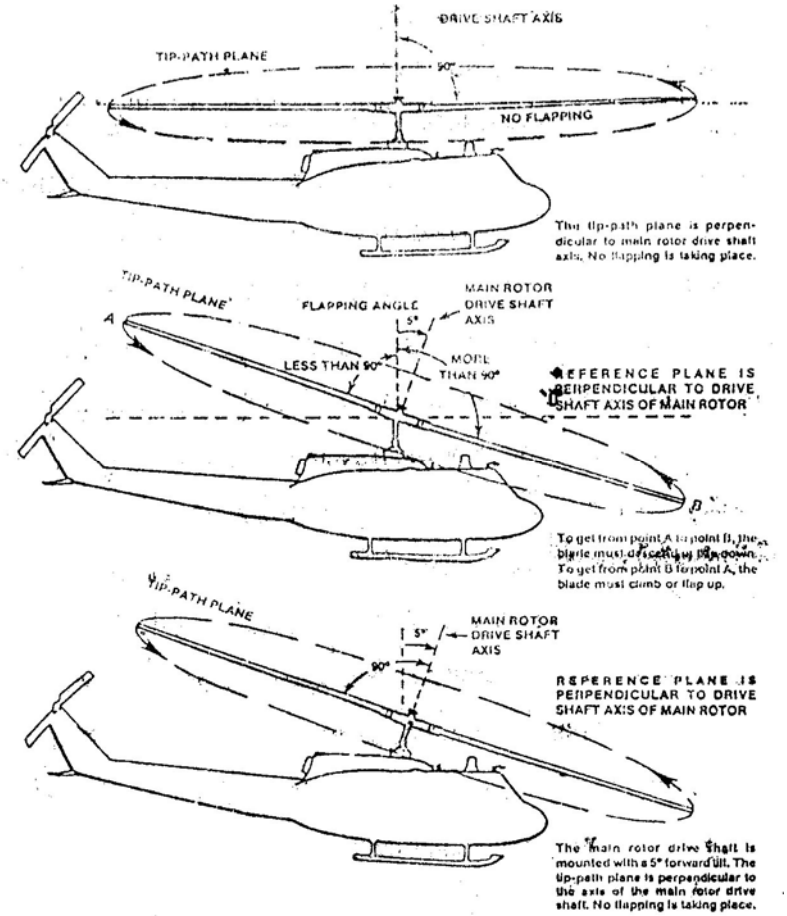


Figure 22 — Tilting rotor with thrust vector.

Figure 23 — Helicopter in forward flight.

รูปที่ ๒๕



รูปที่ ๒๖

DISSYMMETRY OF LIFT คือการไม่สมดุลของแรงยกที่เกิดบนกลีบใบพัดของเฮลิคอปเตอร์ระหว่างกลีบใบพัดที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์กับกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (จะเกิดขณะที่เฮลิคอปเตอร์เริ่มมีความเร็วในทางระนาบเท่านั้น ขณะทำการบิน HOVERING จะไม่เกิดอาการนี้)

การไม่สมดุลของแรงยกนี้ได้ถูกค้นพบโดย JUAN DELA CIERVA ชาวสเปน ในปี ค.ศ. ๑๙๒๘ เป็นการสร้างออตโตไจโรเสร็จ เขาก็ได้ทำการบินทดสอบด้วยตนเองปรากฏการณ์ในการบินนั้นได้พบว่า ออตโตไจโรของเขาเกิดการเอียงซ้ายอยู่ตลอดเวลา เขาจึงคิดไดว่าแรงยกของกลีบโรเตอร์ซีกที่หมุนอยู่ทางด้านซ้ายอยู่ตลอดเวลา เขาจึงคิดได้ว่าแรงยกของกลีบโรเตอร์ซีกที่หมุนอยู่ทางด้านซ้ายจะต้องมีแรงยกน้อยกว่าซีกที่หมุนอยู่ทางด้านขวาแน่จึงได้ค้นพบว่าเหตุที่เป็นเช่นนั้นก็เพราะ ออตโตไจโรที่เขาสร้างขึ้นนั้น ติดตั้งชุดกลีบใบพัดหรือโรเตอร์ที่ไม่สามารถกระพือขึ้น – ลงได้ เพราะเขาใช้ชุดดุมใบพัดแบบ RIGID TYPE ของโรเตอร์หมุน ทวนเข็มนาฬิกาและมีความเร็วไปข้างหน้าจึงทำให้เกิดความเร็วสัมพัทธ์ใหม่ขึ้นบนกลีบใบพัดด้านที่หมุนทวนลมสัมพัทธ์มีความเร็วมากกว่าด้านที่หมุนตามลมสัมพัทธ์ซึ่งอยู่ทางด้านซ้ายของเขาขณะบิน ดังนั้นเขาจึงคิดหาทางเพิ่มแรงยกด้านทางซ้ายขึ้นและพยายามลดหรือทำให้แรงยกทางด้านขวาคงที่ การเอียงจึงจะหายไปในที่สุดเขาก็มาคิดถึงองค์ประกอบแรงยกที่สำคัญก็มี ๑ ความเร็ว ๒ มุมะทะกลีบใบพัด ๓ พื้นที่กลีบใบพัด ๔ รูปร่างกลีบใบพัด ๕ ความหนาแน่นอากาศ องค์ประกอบ ข้อ ๓,๔,๕ นั้นไม่สามารถบังคับได้ขณะทำการบินแต่กลับมาพิจารณาองค์ประกอบข้อ ๑ และ ๒ ใหม่ สำหรับข้อ ๑ ก็ทำไม่ได้ แต่ข้อ ๒ ทำได้

สาเหตุหลักของการเกิดการไม่สมดุลของแรงยก (DISSYMMETRY OF LIFT) นั้นเนื่องมาจากความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดระหว่างด้านที่หมุนทวนลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) และด้านที่หมุนตามลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) ในขณะที่เฮลิคอปเตอร์ทำการบินไปในทิศทางใดๆ เช่นถ้าทำการบินไปข้างหน้า ความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์จะเพิ่มขึ้นตามความเร็วของการบินที่เพิ่มขึ้น แต่ในทางตรงกันข้ามกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์กลับจะมีความเร็วสัมพัทธ์ลดลงตามสัดส่วนของความเร็ว การบินที่เพิ่มขึ้นจึงทำให้เกิดความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดที่หมุนทวนลมสัมพัทธ์มากกว่าด้านตามลมสัมพัทธ์ จึงเป็นผลทำให้เกิดแรงยกของกลีบใบพัดที่หมุนทวนลมสัมพัทธ์มากกว่าด้านหมุนตามลมสัมพัทธ์ ดังรูป สามารถทำได้ ดังนั้นเขาจึงคิดสร้างชุดดุมของกลีบใบพัดใหม่ ให้สามารถมีการกระพือขึ้น – ลงได้ และก็ต้องร่วมกับระบบบังคับการบินด้วยว่าถ้ากลีบใบพัดที่เริ่มหมุนทวนทิศทางลมก็ทำให้เกิดการกระพือต่ำลง และด้านกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมก็ทำให้เกิดกระพือสูงขึ้น ทั้งนี้เพื่อเป็นการลดและเพิ่มมุมปะทะให้กลีบใบพัดนั้นเอง ขณะทำการบินไปข้างหน้าตั้งแต่บัดนั้นจนปัจจุบันเฮลิคอปเตอร์จึงสามารถบินได้ในระดับเสมอมา

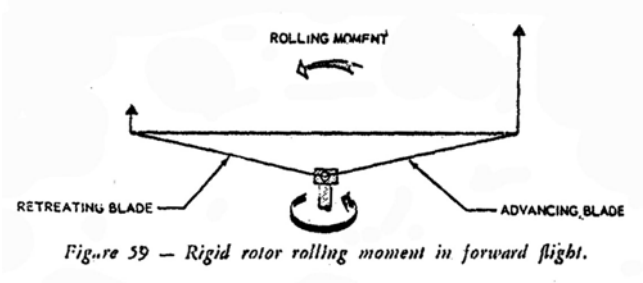
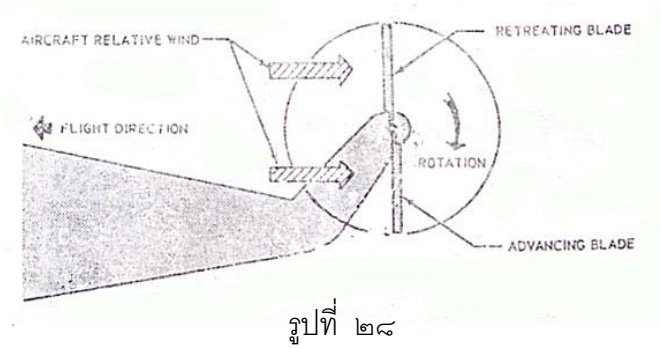


Figure 59 — Rigid rotor rolling moment in forward flight.

รูปที่ ๒๗



รูปที่ ๒๘

<u>หมายเหตุ</u> สำหรับชุดกลีบใบพัดหาง (TAIL ROTOR) ของเฮลิคอปเตอร์เองก็เป็นลักษณะเดียวกันกับชุดกลีบใบพัดใหญ่ แต่ไม่ได้เรียกว่าการไม่สมดุลของแรงยก กลับไปเรียกว่าการไม่สมดุลของแรงฉุด (DISSYMMETRY OF TAIL ROTOR THRUST) เพราะว่าชุดกลีบใบพัดหางนั้นทำให้เกิดแรงทางด้านข้างเพื่อต่อต้านกับแรงบิด (TORQUE) ที่เกิดจากชุดใบพัดใหญ่ จึงเรียกเป็นแรงฉุดไป การแก้ไขก็เช่นเดียวกันว่าจำเป็นจะต้องให้ชุดกลีบใบพัดหางนั้นมีการกระพือ แต่เป็นการกระพือด้านข้างเพราะหมุนอยู่แนวตั้งโดยด้านที่กลีบใบพัดที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์จึงจะกระพือด้านข้างเพื่อให้ลดมุมปะทะลง ส่วนกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ก็ทำให้กระพือเพื่อเพิ่มมุมปะทะขึ้นจึงจะทำให้เกิดแรงฉุดทั้งสองด้านเท่ากัน การกระพือของกลีบใบพัดโรเตอร์ทางจะสามารถกระพือออกและเข้าทางด้านระนาบได้ ๓๐°

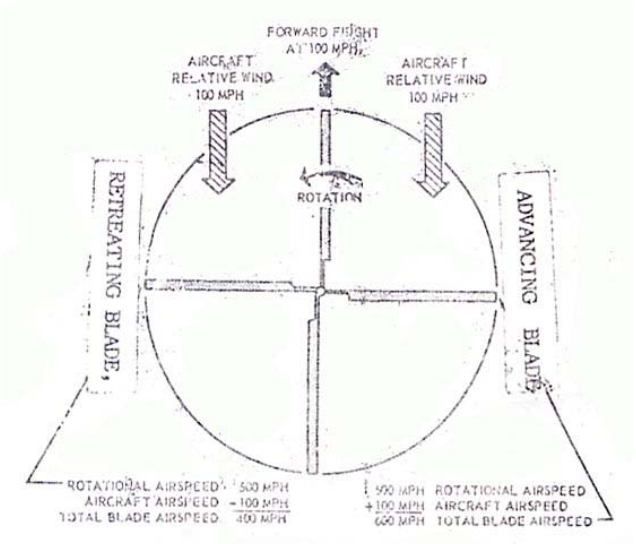
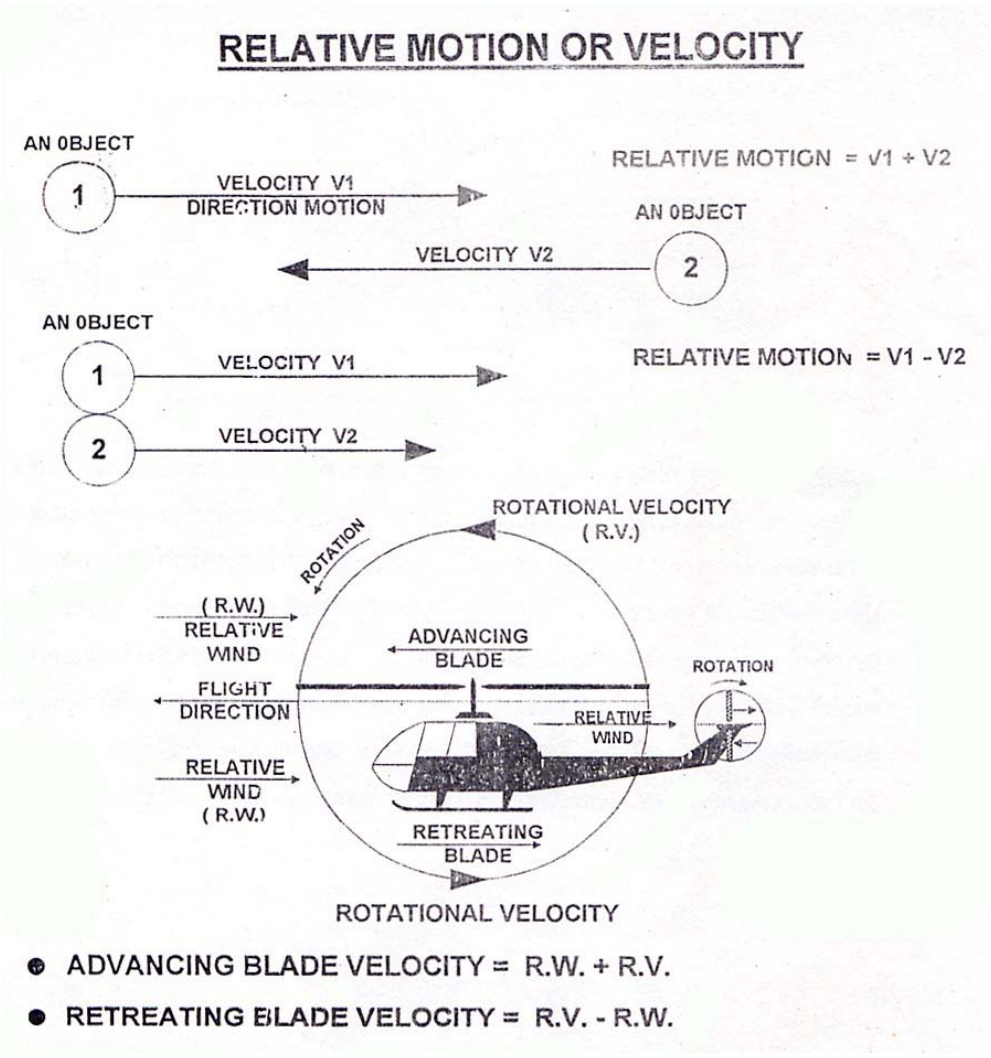
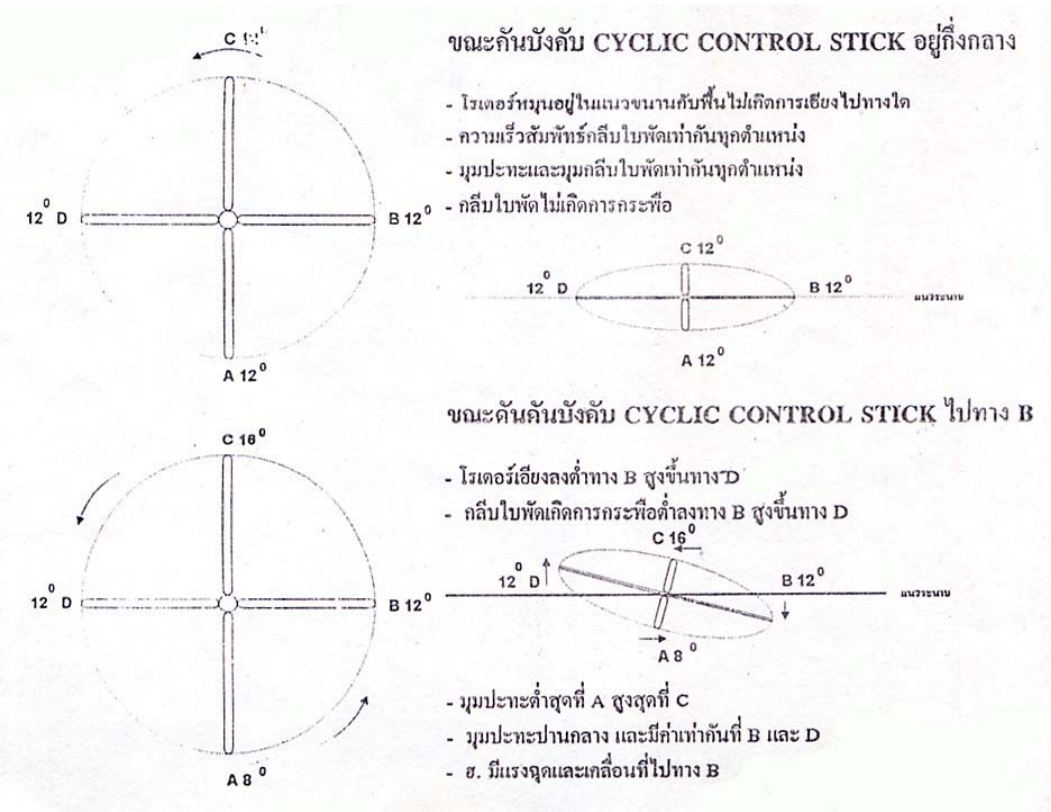


Figure 58 — Tip velocity in forward flight

รูปที่ ๒๙


RELATIVE MOTION OR VELOCITY
AN 0BJECT
1
VELOCITY V1
DIRECTION MOTION
RELATIVE MOTION = V1 + V2
AN 0BJECT
VELOCITY V2
2
AN 0BJECT
1
VELOCITY V1
RELATIVE MOTION = V1 - V2
2
VELOCITY V2
ROTATIONAL VELOCITY
(R.V.)
ROTATION
(R.W.)
RELATIVE
WIND
ADVANCING
BLADE
ROTATION
FLIGHT
DIRECTION
RELATIVE
WIND
RELATIVE
WIND
(R.W.)
RETREATING
BLADE
ROTATIONAL VELOCITY
ADVANCING BLADE VELOCITY = R.W. + R.V.
RETREATING BLADE VELOCITY = R.V. - R.W.


C 12°
12° D
B 12°
A 12°
ขณะคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK อยู่กึ่งกลาง
- โรเตอร์หมุนอยู่ในแนวขนานกับพื้นไม่เกิดการเอียงไปทางใด
- ความเร็วสัมพัทธ์กลีบใบพัดเท่ากันทุกตำแหน่ง
- มุมปะทะและมุมกลีบใบพัดเท่ากันทุกตำแหน่ง
- กลีบใบพัดไม่เกิดการกระพือ
C 12°
12° D
B 12°
แนวระนาบ
A 12°
ขณะดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปทาง B
C 16°
12° D
B 12°
A 8°
- โรเตอร์เอียงลงต่ำทาง B สูงขึ้นทาง D
- กลีบใบพัดเกิดการกระพือต่ำลงทาง B สูงขึ้นทาง D
C 16°
12° D
B 12°
แนวระนาบ
A 8°
- มุมปะทะต่ำสุดที่ A สูงสุดที่ C
- มุมปะทะปานกลาง และมีค่าเท่ากันที่ B และ D
- ฮ. มีแรงฉุดและเคลื่อนที่ไปทาง B

THRUST DISSYMMETRY หมายถึง การไม่สมดุลของแรงฉุดของโรเตอร์หาง ระหว่างกลีบใบพัดหางที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) และกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) ขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการบิน

เนื่องจากโรเตอร์หางของเฮลิคอปเตอร์หมุนอยู่ในวงการหมุนในแนวดิ่ง หรือแนวตั้ง (ROTATING IN VERTICAL PLANE) ดังนั้นแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดจากกลีบใบพัดหางจะมีทิศทางไปทางข้างหรือระนาบจึงเรียกว่าแรงฉุด (TAIL ROTOR THRUST) ดังนั้นขณะทำการบินไปข้างหน้าจึงทำให้ซีกการหมุนของโรเตอร์หางถูกแบ่งเป็นสองซีกภายในวงกลมในแนวดิ่ง ซีกด้านบนวัดจากแนวระดับของจุดศูนย์กลางการหมุนหรือแกนเพลาขับโรเตอร์หางจะเป็นซีกที่กลีบใบพัดหมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) ส่วนซีกด้านล่างกลีบใบพัดจะหมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) ดังนั้นขณะทำการบินด้วยความเร็วไปข้างหน้าจึงทำให้เกิดความเร็วสัมพัทธ์ใหม่ขึ้นมา เนื่องจากความเร็วของการบินไปข้างหน้าจึงทำให้ความเร็วสัมพัทธ์ใหม่ขึ้นมาเนื่องจากความเร็วของการบินไปข้างหน้าจึงทำให้ความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) น้อยกว่าความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) จึงเป็นผลทำให้แรงฉุดที่เกิดบนกลีบใบพัดที่เป็นซีก RETREATING BLADE มีค่าน้อยกว่าซีกที่เป็น ADVANCING BLADE เช่นเดียวกับการเกิดการไม่สมดุลของแรงยกบนโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ ดังนั้นการทำให้เกิดการสมดุลของแรงฉุดของโรเตอร์หางก็เช่นเดียวกันกับโรเตอร์ใหญ่นั่นคือทำให้ชุดโรเตอร์หางให้กลีบใบพัดหางเกิดการกระพือ FLAPPING ได้เช่นเดียวกันแต่การกระพือของกลีบใบพัดหางจะต้องกระพือเข้าและออกจากแนวการหมุนของโรเตอร์หาง นั่นคือกลีบใบพัดที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) จะต้องกระพือออก (FLAPPING OUTWARD) เพื่อเป็นการลดมุมปะทะของกลีบใบพัดเพราะด้านนี้มีความเร็วสัมพัทธ์สูงกว่าซีกหมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) ดังนั้นด้าน RETREATING BLADE ซึ่งมีความเร็วสัมพัทธ์ต่ำจึงให้กลีบใบพัดด้านนี้ กระพือเข้าหาแนวการหมุนเพื่อเป็นการเพิ่มมุมปะทะของกลีบใบพัด เพื่อชดเชยแรงฉุดให้เท่ากันกับด้าน ADVANCING BLADE

การกระพือ (FLAPPING) ของกลีบใบพัดโรเตอร์หางทั้งเข้าและออกจากแนวการหมุนของโรเตอร์หางได้มากที่สุด ๓๐ องศา

TRANSVERSE FLOW EFFECT หมายถึง การเกิดแรงยกในส่วนหลังของจานโรเตอร์ (AFT PORTION OF ROTOR DISC) มากกว่าส่วนหน้า (FORE PORTION OF ROTOR DISC) เนื่องจากผลของการไหลของกระแสอากาศผ่านส่วนหลังจานโรเตอร์มีมวลอากาศและอัตราเร่งมากกว่าส่วนหน้าของจานโรเตอร์ ขณะเฮลิคอปเตอร์บินไปในอากาศ

ในขณะที่เฮลิคอปเตอร์ทำการบินไปในอากาศด้วยการบินไปข้างหน้า มวลและกระแสอากาศจะไหลผ่านพื้นที่การหมุนของโรเตอร์จากด้านหน้าไปยังด้านหลังแต่การไหลผ่านส่วนหน้าของพื้นที่การหมุน

หรือจานโรเตอร์ (ROTOR DISC) มีระยะทางสั้นกว่าการไหลผ่านส่วนด้านหลัง ดังนั้นปริมาณมวลอากาศเพิ่มความเร็วและอัตราเร่งที่ส่วนหลังของพื้นที่การหมุนของโรเตอร์จึงมากกว่าด้านหน้าจึงทำให้ด้านหลังมีแรงยกมากกว่าด้านหน้า แรงยกที่เกิดบนส่วนหลังจานโรเตอร์มากกว่าส่วนหน้านี้เป็นเพียงเล็กน้อยเท่านั้นและไม่มีผลต่อสภาพการบินแต่อย่างไร เพียงแต่เป็นปรากฏการณ์ทาการบินของเฮลิคอปเตอร์อย่างหนึ่งเท่านั้น (ดูรูปในหน้า ๓๕ BELL HELICOPTER AERODYNAMICS)

PENDULAR ACTON หมายถึง สภาพการบินที่เหวี่ยงตัวไปมาทั้งด้านหน้าและหลัง (FORE AND AFT) หรือด้านซ้ายและขวา (LEFT AND RIGHT) ของเฮลิคอปเตอร์ ขณะทำการบินลอยตัวจากพื้น เนื่องจากการบังคับการบินที่รุนแรงที่เรียกว่า OVER CONTROL

ในขณะที่เฮลิคอปเตอร์ทำการบินลอยตัวขึ้นจากพื้น ถ้าหากนักบินทำการบังคับการบินไม่ดีหรือรุนแรงซึ่งเรียกว่า OVER CONTROL นั้นจะทำให้เฮลิคอปเตอร์บินอยู่ในลักษณะไม่เกิดการสมดุลทางการบังคับจึงทำให้เฮลิคอปเตอร์บินอยู่ในลักษณะ เหวี่ยงตัวไป – มาทั้งด้านหน้าและหลัง หรือทางซ้าย – และขวา เช่นกับเรือไวกิ้งในสวนสนุก หรือการแกว่งเปลเด็ก หรือเป็นลักษณะของการผูกเชือกสิ่งของแขวนไว้เมื่อเราออกแรงผลักสิ่งของนั้นจะเหวี่ยงไป – มา เช่นเดียวกันอาการจะมากหรือน้อยขึ้นอยู่กับแรงที่ผลักสิ่งของนั้นในการบินก็เช่นเดียวกัน ถ้าให้การบังคับที่รุนแรง PENDULAR ACTION ที่เกิดขึ้นก็จะรุนแรงตามไปด้วยเช่นกัน

(ดูรูปในหน้า ๑๗ BASIC HELICOPTER HAND BOOK)

GYRO SCOPIC PRECESSION เป็นคุณสมบัติอย่างหนึ่งของไจโรที่วิศวกรผู้แผนแบบได้นำมาใช้เป็นหลักการในการบังคับการบินการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของชุดกลีบใบพัดของเฮลิคอปเตอร์ขณะทำการบินและเพื่อทำให้เกิดเสถียรภาพด้วย

GYRO ท่านทั้งหลายก็คงจะทราบดีว่าไจโรมีคุณสมบัติและคุณลักษณะการทำงานว่าจะมีอยู่ ๒ อย่าง คือ RIGIDITY AND PRECESSION

RIGIDITY เมื่อไจโรหมุนอยู่ลักษณะใดมันก็จะยังคงรักษาลักษณะการหมุนอยู่ตลอดไป นั่นคือรักษาเสถียรภาพนั้นอยู่ตลอดไป จนกว่าจะมีแรงภายนอกมากระทำหรือถูกบังคับให้ ลักษณะการหมุนนั้นถึงจะเอนเอียงไปตามทิศทางของแรงที่กระทำนั้น

PRECESSION คือการเปลี่ยนแปลงลักษณะการหมุนของไจโรขณะที่หมุนในลักษณะคงที่ คือรักษาเสถียรภาพไว้ จะมีการเปลี่ยนไปตามทิศทางของแรงที่กระทำ (ACTION) แต่ผลของการกระทำนั้นจะไม่ได้รับผลตอบสนอง (REACTION) ในขณะที่กระทำนั้นแต่จะไปได้ผลตอบสนองจากจุดที่ถูกกระทำไปเป็นมุม ๙๐° ตามทิศทางการหมุนของไจโรนั้น เพราะไจโรมีการหมุนจึงต้องอาศัยเวลาบ้างเล็กน้อยถึงจะได้รับผลตอบสนองเมื่อถูกแรงกระทำ ณ จุดใดๆ เปรียบเทียบได้กับเมื่อสมัยเด็กๆ ที่บางท่านอาจเคยเล่นลูกข่าง เมื่อลูกข่างหมุนเขาเอานิ้วมือไปแตะ ณ จุดใดจุดหนึ่งมันจะเอียงตอบ ณ ที่จุดซึ่งห่างจากจุดที่กระทำไป ๙๐° ตามทิศทางการหมุน

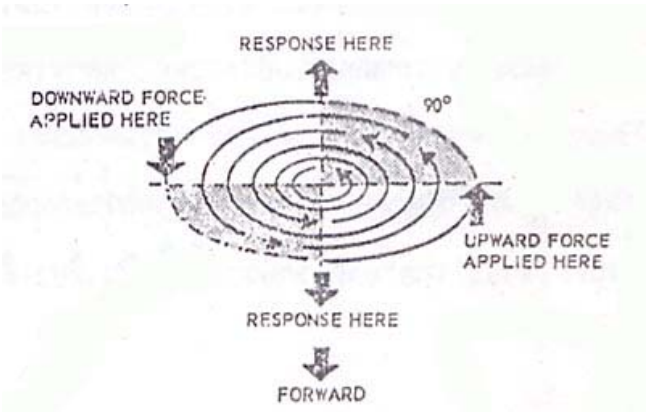
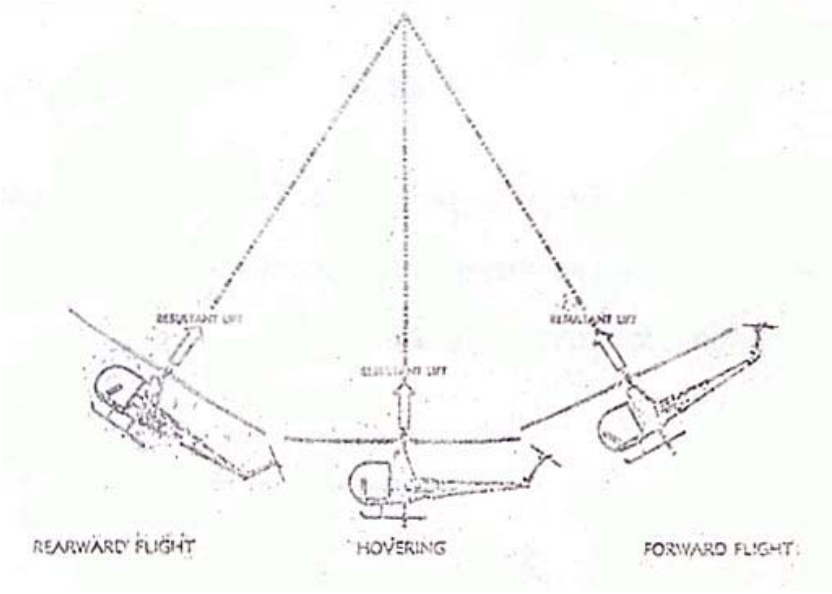


Figure 34 — Gyroscopic precession.

รูปที่ ๓๒



รูปที่ ๓๓

ดังนั้นวิศวกรผู้แผนแบบจึงได้นำหลักการ GYROSCOPIC PRECESSION มาใช้กับระบบควบคุมและบังคับการทำงานของระบบโรเตอร์ของเฮลิคอปเตอร์เพื่อบังคับการเปลี่ยนแปลงของมุมปะทะของกลีบใบพัดโดยการกระพือขึ้น – ลง เช่นถ้าต้องการให้เกิดกระพือต่ำที่ด้านหัวของเฮลิคอปเตอร์ก็ออกแบบในระบบบังคับการบินให้เกิดการกระทำตามความต้องการ เมื่อนักบินดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปข้างหน้า นั่นคือต้องการให้เฮลิคอปเตอร์มีแรงฉุดไปข้างหน้าและจะทำให้เกิดการกระพือต่ำสุดที่ด้านหัวของเฮลิคอปเตอร์ แต่การกระทำจริงๆ จะต้องให้เริ่มกระทำที่ตำแหน่ง ๓ นาฬิกา คือทางขวา ผลที่ได้รับจึงจะได้รับที่ตำแหน่ง ๑๒ นาฬิกา (โรเตอร์หมุนทวนเข็มนาฬิกา) และทำนองเดียวกันที่ตำแหน่ง ๙ นาฬิกา จะต้องเริ่มทำให้เกิดการกระพือสูงสุดซึ่งผลตอบสนองจะได้รับการกระพือสูงสุดจะได้รับที่ตำแหน่ง ๖ นาฬิกา

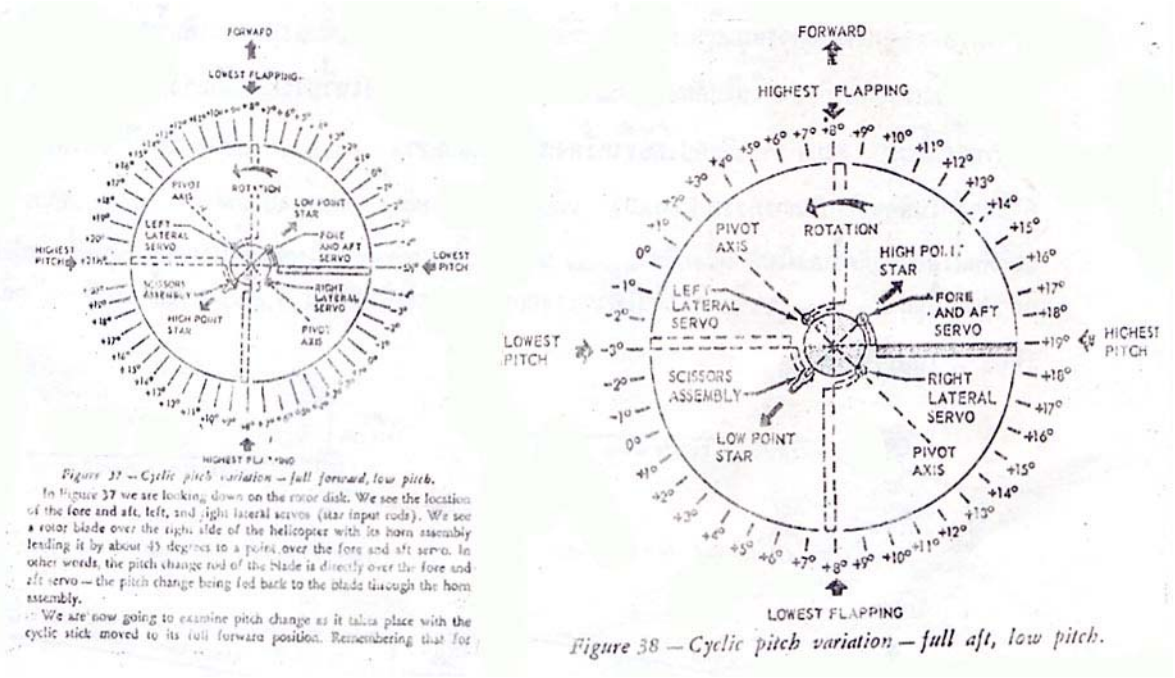


Figure 37 — Cyclic pitch variation — full forward, low pitch.

In figure 37 we are looking down on the rotor disk. We see the location of the fore and aft, left, and right lateral servos (star input rods). We see a rotor blade over the right side of the helicopter with its horn assembly leading it by about 45 degrees to a point over the fore and aft servo. In other words, the pitch change rod of the blade is directly over the fore and aft servo — the pitch change being fed back to the blade through the horn assembly.

We are now going to examine pitch change as it takes place with the cyclic stick moved to its full forward position. Remembering that for

Figure 38 — Cyclic pitch variation — full aft, low pitch.

รูปที่ ๓๔

ROTATIONAL FORCE คือแรงการขับหมุนของชุดกลีบใบพัด (ROTOR BLADE) และแรงขับหมุนนี้ได้รับจากแรงขับของเครื่องยนต์ถูกส่งผ่านเพลาขับผ่านไปยังหน่วยถ่ายทอดกำลังแล้วไปขับหมุนโรเตอร์

Figure 12 — Rotor at rest.

Figure 13 — Rotor turning.

รูปที่ ๓๕

CENTRIFUGAL ROTOR คือแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนของชุดโรเตอร์ เมื่อชุดโรเตอร์ได้รับแรงขับหมุน (ROTATIONAL FORCE) จากเครื่องยนต์เมื่อใดก็จะทำให้แรงเหวี่ยงหนีศูนย์เกิดขึ้นกับชุดโรเตอร์และจะพยายามทำให้กลีบใบพัดของเฮลิคอปเตอร์เหยียดตรงออกไปจากจุดศูนย์กลางการหมุน แรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนนี้จะเพิ่มมากขึ้นถ้าหาก ROTATIONAL FORCE เพิ่มขึ้นด้วย แรงนี้วัดได้จากเฮลิคอปเตอร์ขนาดธรรมดา จะมีประมาณ ๒๑,๐๐๐ ปอนด์ ถึง ๗๐,๐๐๐ ปอนด์ เฮลิคอปเตอร์บางรุ่นแรงนี้อาจขึ้นได้ ๑๐๐,๐๐๐ ปอนด์

แรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนนี้มีความสำคัญไม่ใช่น้อยที่จะนำมาพิจารณาเพราะเกี่ยวพันกับแรงต่างๆ เป็นอย่างมากโดยเฉพาะแรงยก (LIFT) ที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดของเฮลิคอปเตอร์นั้นจะสัมพัทธ์กับแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนถ้าแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนเพิ่มขึ้นแรงยกจะเพิ่มขึ้นด้วยและถ้าคิดเป็นเปอร์เซ็นต์แรงยกที่เกิดบนกลีบใบพัดประมาณ ๗ เปอร์เซ็นต์ของแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนดังตัวอย่างในรูป สมมติว่าเฮลิคอปเตอร์เครื่องหนึ่งมีน้ำหนักรวม ๑๘,๐๐๐ ปอนด์ และมีกลีบใบพัด ๕ กลีบ ดังนั้นกลีบใบพัดจะได้รับภารกรรม (LOAD) เพื่อยกน้ำหนักเฮลิคอปเตอร์กลีบใบพัดละ ๓,๖๐๐ ปอนด์ นั่นก็คือแรงยกที่เกิดขึ้นบนใบพัดหนึ่งกลีบ ๓,๖๐๐ ปอนด์ ถ้าสมมติว่ากลีบใบพัดหนึ่งใบเกิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุน ๕๐,๐๐๐ ปอนด์ จะเห็นได้ว่าแรงยกที่เกิดบนกลีบใบพัดนั้น ๓,๖๐๐ ปอนด์ ซึ่งถือว่าใกล้เคียง ๗ เปอร์เซ็นต์มาก

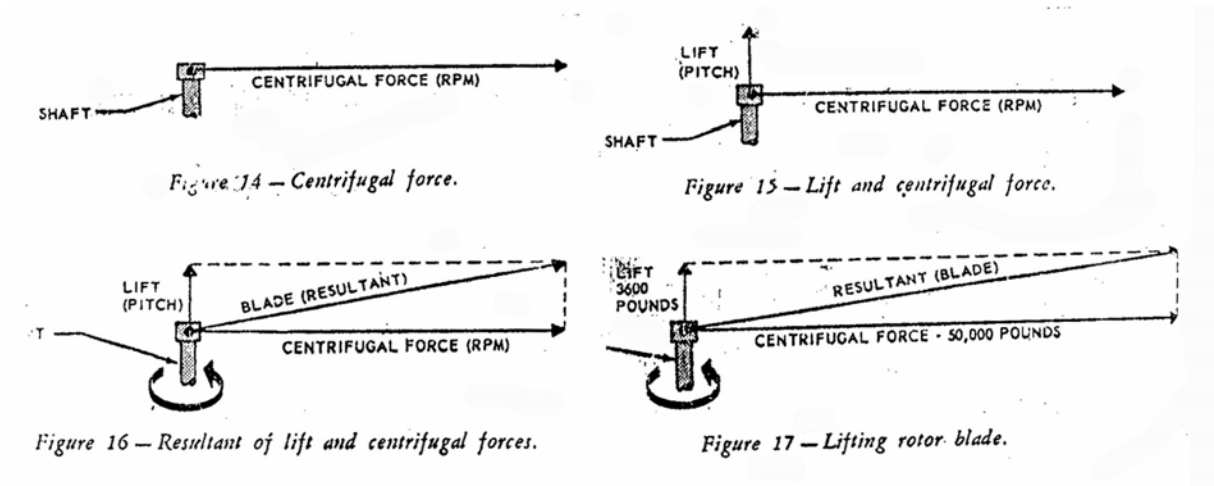


Figure 14 — Centrifugal force.

Figure 15 — Lift and centrifugal force.

Figure 16 — Resultant of lift and centrifugal forces.

Figure 17 — Lifting rotor blade.

รูปที่ ๓๖

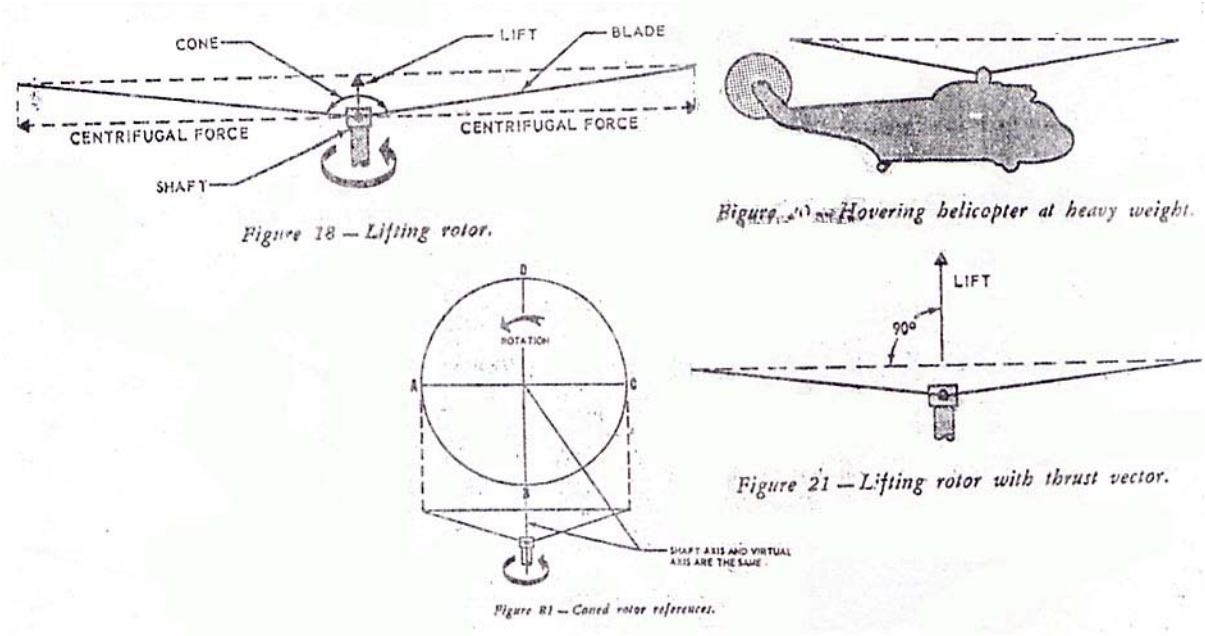
CONING คือการเกิดเป็นรูปกรวยของกลีบใบพัดในขณะที่กลีบใบพัดของเฮลิคอปเตอร์มีแรงยกซึ่งทำให้กลีบใบพัดพยายามหมุนตัดกับอากาศขึ้นข้างบนแต่ถูกน้ำหนักของเฮลิคอปเตอร์ดึง จึงทำให้มองเป็นลักษณะเกิดรูปทรงกรวยขึ้นกับกลีบใบพัดขณะบินลอยตัวขึ้นไปในอากาศ และลักษณะรูปทรงกรวยของกลีบใบพัดจะถูกจำกัดด้วยแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุน CENTRIFUGAL FORCE ซึ่งพยายามจะถึงให้กลีบใบพัดอยู่ในแนวตรงทางระนาบเสมอ

การเกิด CONE หรือรูปทรงกรวยของกลีบใบพัดนี้จะสัมพัทธ์กับแรงต่างๆ ถ้ากำลังเครื่องยนต์ส่งไปขับหมุนชุดโรเตอร์หรือกลีบใบพัด (ROTATIONAL FORCE) มากขึ้นจะทำให้โรเตอร์ RPM. เพิ่มขึ้น ซึ่งเป็นผลให้เกิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุน (CENTRIFUGAL FORCE) เพิ่มตามขึ้นด้วย ซึ่งจะเป็นการเพิ่มพื้นที่การหมุนของชุดโรเตอร์ (ROTOR DISC หรือ DISC AREA) และจะทำให้แรงยก (LIFT) เพิ่มขึ้นด้วยแต่รูปทรงพื้นที่ของรูปกรวยของโรเตอร์เพิ่มขึ้น นั่นคือจะเป็นรูปกรวยทรงปากบาน แต่มุมของการเกิดกรวยจะลดลง

ถ้าหากลดกำลังการขับหมุนจากเครื่องยนต์ลง นั่นก็คือการทำให้แรงขับหมุนของชุดโรเตอร์ (ROTATIONAL FORCE) ลดลง นั่นก็คือรอบการหมุนของชุดกลีบใบพัดจะลดลงด้วยจึงทำให้แรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุน (CENTRIFUGAL FORCE) ลดลงจึงทำให้พื้นที่การหมุนของกลีบใบพัด (DISC AREA) ลดลงนั่นคือแรงยก (LIFT) ต้องลดลงด้วยแต่การเกิดรูปทรงกรวยของกลีบใบพัด จะเพิ่มมากขึ้น (รูปทรงกรวยจะเป็นกรวยรูปเล็กลง) จะมีพื้นที่ลดลง คือเป็นรูปกรวยทรงกระบอก ซึ่งจะเป็นผลทำให้มุมการเกิดกรวย (CONING ANGLE) เพิ่มขึ้น แต่ถ้าหาก ROTATIONAL FORCE เพิ่มขึ้น

สรุป ถ้า ROTATIONAL FORCE เพิ่มขึ้น ROTOR RPM. เพิ่มขึ้น CENTRIFUGAL FORCE เพิ่มขึ้น DISC AREA เพิ่มขึ้น LIFT เพิ่มขึ้น CONE AREA เพิ่มแต่ CONING ANGLE ลดลง

ถ้า ROTATIONAL FORCE ลดลง ROTOR RPM. ลดลง CENTRIFUGAL FORCE ลดลง DISC AREA ลดลง LIFT ลดลง CONE AREA ลดลงแต่ CONING ANGLE จะเพิ่มขึ้น



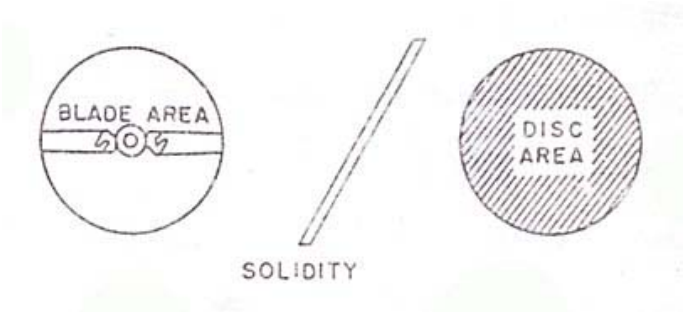
รูปที่ ๓๗

CONING ANGLE คือมุมที่เกิดขึ้นระหว่างเส้นแนวระนาบการหมุนของโรเตอร์ (PLANE OF ROTATION) แกนตามยาวกลีบใบพัด (SPAN WISE AXIS OF ROTOR BLADE) เมื่อเกิดแรงยกและระบบภารกรรมดังรูปที่ ๒๑ และมุมนี้จะถูกจำกัดโดยแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง (CENTRIFUGAL FORCE) เช่นเดียวกัน ถ้าแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนเพิ่มขึ้นมุมนี้จะลดลง ถ้าแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางลดลงมุมนี้จะเพิ่มขึ้น

PLANE OF ROTATION คือพื้นผิวราบที่เกิดจากการหมุนของกลีบใบพัด (ROTOR BLADE) และผิวราบเรียบของแนวการหมุนของกลีบใบพัดนี้จะสามารถเอียงไปได้ทุกทิศทางตามลักษณะการบังคับของนักบิน โดยคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ถ้านักบินดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปทิศทางใด PLANE OF ROTATION จะเอียงไปตามทิศทางนั้นเพื่อให้แรงฉุด

(THRUST) ที่เกิดบนกลีบใบพัดฉุดเฮลิคอปเตอร์ให้เคลื่อนตัวไปตามทิศทางนั้น แต่ถ้ามองทางด้านข้างจะเห็นเป็นรูปเส้นตรงภายในวงการหมุนนั้น

SOLIDITY คืออัตราส่วนระหว่างพื้นที่รวมของกลีบใบพัด (BLADES AREA) กับพื้นที่ของวงกลมการหมุนของกลีบใบพัด (DISC AREA) โดยทั่วๆ ไปจะมีอัตราอยู่ระหว่าง ๐.๐๕ – ๐.๐๘ ซึ่งเป็นอัตราส่วนที่พอเหมาะเช่นเดียวกับอัตราส่วนสันทัศน์ (ASPECT RATIO) ของอากาศยานปีกตึง



รูปที่ ๓๘

DISC AREA คือพื้นที่ทั้งหมดที่เกิดจากแนวการหมุนของกลีบใบพัด (ROTOR BLADE) ซึ่งมีจุดศูนย์กลางการหมุนอยู่ที่กึ่งกลางแกนเพลาขับของชุดดุมใบพัด (ROTOR HUB/HEAD) และมีรัศมีเท่ากับความยาวของกลีบใบพัดหนึ่งใบ

TIP PATH PLANE คือเส้นตรงจินตนาการที่ลากจากปลายกลีบใบพัดด้านหนึ่งไปยังอีกด้านหนึ่งเมื่อมองทางด้านข้างขณะที่กลีบใบพัดกำลังหมุนอยู่ในวงจานหมุนราบเรียบของกลีบใบพัดนั้น ซึ่งดูใกล้เคียงกับ PLANE OF ROTATION มากแต่มองเป็นเส้นตรงจินตนาการที่ลากจากปลายกลีบซึ่งอยู่ด้านหน้ามายังปลายกลีบที่อยู่ด้านหลังของเฮลิคอปเตอร์ (ดูรูป) เมื่อนักบินบังคับที่ CYCLIC CONTROL STICK ไปทิศทางใด TIP PATH PLANE ก็จะเอียงไปทิศทางนั้นและแรงฉุดก็จะไปในทิศทางนั้นด้วย

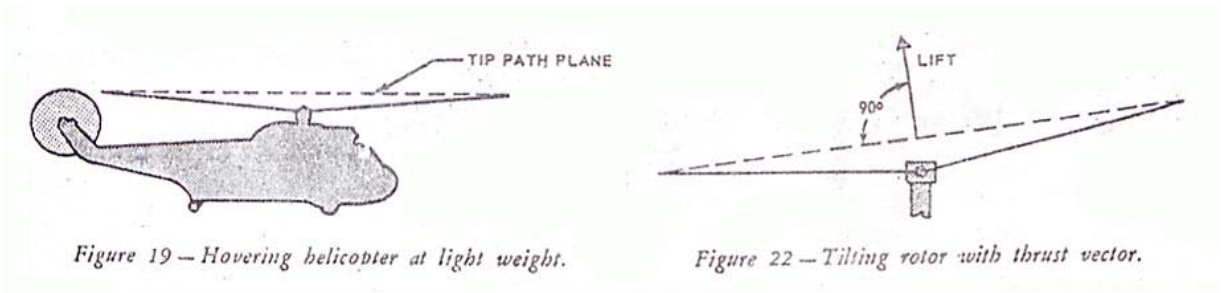
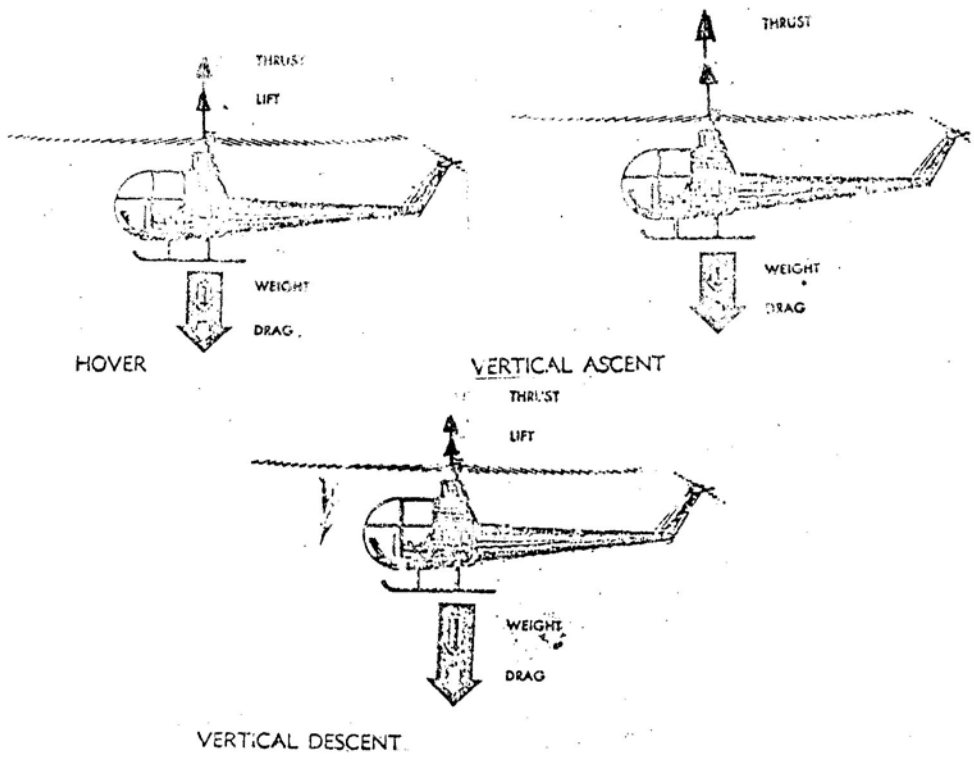


Figure 19 — Hovering helicopter at light weight.

Figure 22 — Tilting rotor with thrust vector.

รูปที่ ๓๙



รูปที่ ๔๐

HOVERING หมายถึงการบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศ ณ จุดใดจุดหนึ่งโดยไม่มีการเคลื่อนที่ไปในทิศทางใดๆ ซึ่งมีระยะความสูงคงที่ , ความเร็วศูนย์ ซึ่งจะทำให้แรงยก (LIFT) บวกกับแรงฉุด (THRUST) จะมีค่าเท่ากับแรงต้าน (DRAG) บวกกับแรงโน้มถ่วง (GRAVITY)

การบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศ (HOVERING) ของเฮลิคอปเตอร์นั้นจะทำการบินได้ทั้งในระยะความสูงใกล้พื้นดินไม่เกิน ๑/๒ ของเส้นผ่าศูนย์กลางของโรเตอร์ ซึ่งเรียกว่าระยะความสูงอยู่ใน GROUND EFFECT (IN GROUND EFFECT OR I.G.E) และระยะความสูงเกินกว่า ๑/๒ ของเส้นผ่าศูนย์กลางของโรเตอร์ซึ่งเรียกว่าระยะความสูงนอก GROUND EFFECT (OUT OF GROUND EFFECT OR O.G.E)

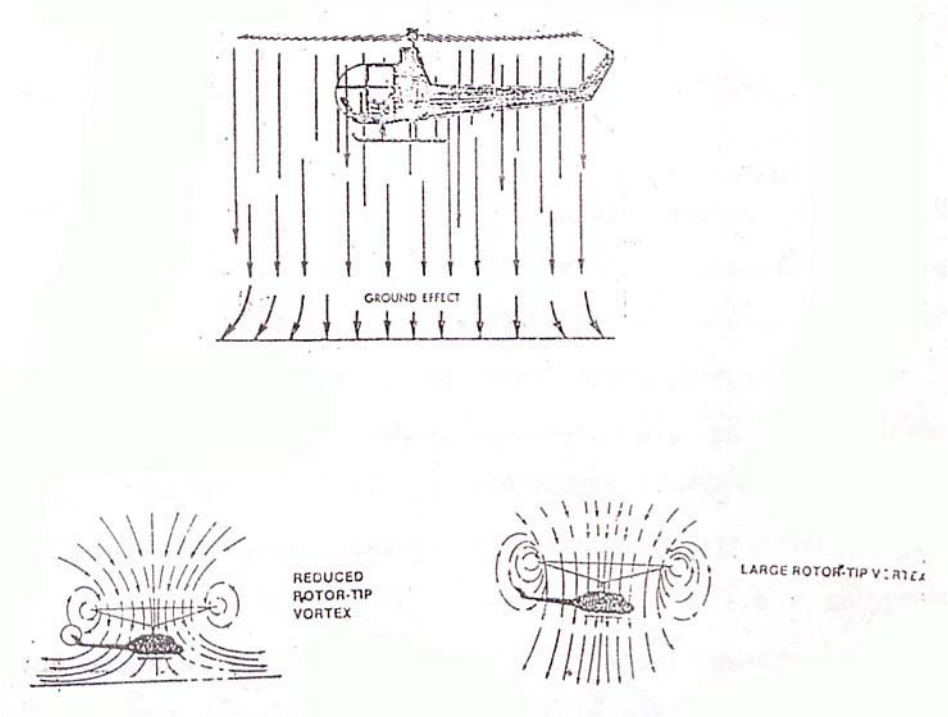
ผลต่อการให้ประสิทธิภาพทางแรงยก (LIFT) กับเฮลิคอปเตอร์ในการบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศในระยะความสูงไม่เกิน ๑/๒ ของเส้นผ่าศูนย์กลางของโรเตอร์ซึ่งเรียกว่าอยู่ในระยะความสูงของ GROUND EFFECT นั้นจะให้ผลต่อการเพิ่มแรงยกดีกว่าในการบินลอยตัวที่ระยะความสูงเกินกว่า ๑/๒ ของโรเตอร์ซึ่งเรียกว่าระยะความสูงอยู่นอกระยะของ GROUND EFFECT ทั้งนี้เพราะการบินลอยตัวอยู่ในระยะความสูงใน GROUND EFFECT ซึ่งสูงจากพื้นดินไม่เกิน ๑/๒ ของเส้นผ่าศูนย์กลางของโรเตอร์จะทำให้เกิดเบาะอากาศ (AIR CUSHION) ซึ่งมีความหนาแน่นของอากาศอยู่ใต้บริเวณด้านล่างของ

เฮลิคอปเตอร์ได้มากกว่าที่ทำการบินลอยตัวนอกระยะ GROUND EFFECT เนื่องจากผลของ GROUND EFFECT

<u>หมายเหตุ</u> ถ้าหากทำการบินลอยตัวในระยะความสูงใกล้พื้นดินมากเท่าไรหรือกล่าวได้ว่า ถ้าระยะสูงใกล้พื้นดินหรือต่ำที่สุดจะให้ผลต่อการเพิ่มแรงยกได้มากที่สุด

สรุปลักษณะทั่วไปของการบินลอยตัวในอากาศ (HOVERING FLIGHT)

- ความเร็ว ๐ และเฮลิคอปเตอร์ไม่เคลื่อนที่ไปทิศทางใดๆระยะความสูงคงที่
- แรงยก (LIFT) จะรวมกับแรงฉุด (THRUST) อยู่ในแนวดิ่งซึ่งจะมีค่าเท่ากับแรงโน้มถ่วงของโลก (GRAVITY) รวมกับแรงต้าน (DRAG) ซึ่งจะอยู่ทิศทางตรงกันข้าม
- มุมปะทะของกลีบใบพัดจะเท่ากนหมดทุกๆ ตำแหน่ง และกลีบใบพัดไม่เกิดการกระพือ (FLAPPING)
- ความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดจะเท่ากันหมดทุกๆ ตำแหน่งของวงการหมุน



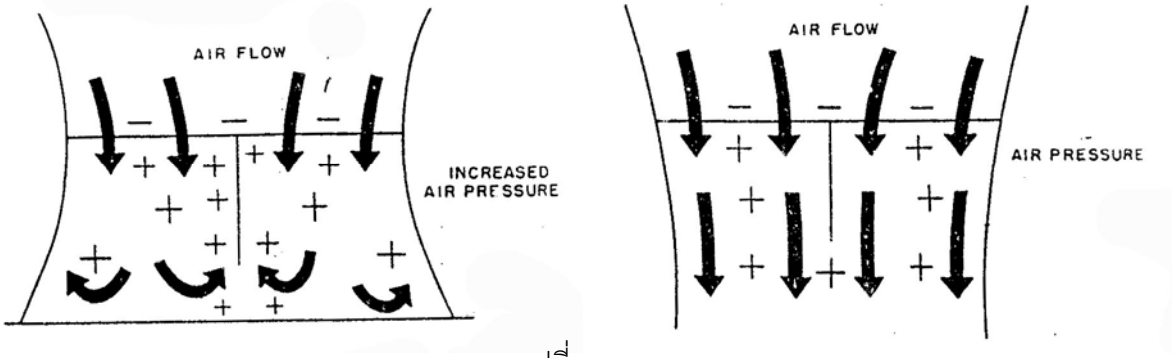
รูปที่ ๔๑

GROUND EFFECT คือการเพิ่มประสิทธิภาพแรงยกให้กับเฮลิคอปเตอร์เมื่อบินลอยตัวใกล้กับพื้นดิน และจะให้ผลมากที่สุดที่บินลอยตัวในระยะความสูงครึ่งหนึ่งของเส้นผ่าศูนย์กลางของโรเตอร์ (ONE HALF ROTOR DIAMETER)

ดังที่ได้กล่าวมาแล้วว่าผลเนื่องจากบินลอยตัวในระยะใกล้พื้นดินจะทำให้เกิดเบาะอากาศขึ้น เนื่องจากมวลอากาศถูกกลีบใบพัดผลักดันลงมาเรื่อยๆ และเมื่อกระทบพื้นดินมวลอากาศเหล่านี้จะม้วนตัว

ขึ้นรวมกันกับจำนวนมวลอากาศที่ถูกผลักลงมาเรื่อยจนกลายเป็นเบาะอากาศขึ้นมาและทำให้เพิ่มแรงยกให้กับเฮลิคอปเตอร์และจะให้ผลมากที่สุดจะต้องบินลอยตัวในระยะความสูง ครึ่งหนึ่งของเส้นผ่าศูนย์กลางของโรเตอร์ (๑/๒ ของเส้นผ่าศูนย์กลางวงกลมการหมุนของใบพัด)

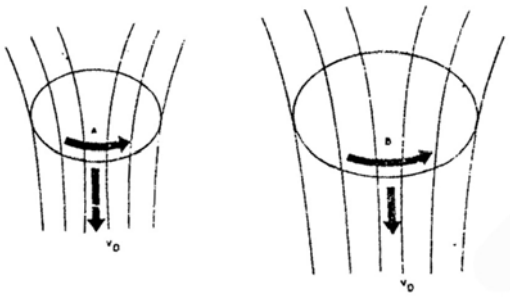
หมายเหตุ เบาะอากาศ (AIR CUSHION) มีความหมายเดียวกับ GROUND CUSHION นอกจากที่กล่าวมาแล้วคำว่าพื้นดินมีหลายลักษณะและก็อาจเปรียบเทียบกันได้ว่าลักษณะไหนจะให้ผลมากกว่าอีกพื้นที่ที่มีลักษณะผิดกันในการบินลอยตัวในระยะสูงเท่านั้น ถ้าหากยิ่งระยะสูงลดลงใกล้พื้นดินมากเท่าไรจะให้ผลต้องการเพิ่มแรงยกมากขึ้นด้วย แต่ถ้าหากทำการบินที่ระยะสูงเกินกว่าครึ่งหนึ่งของเส้นผ่าศูนย์กลางของโรเตอร์ ขึ้นไปเรียกว่าบินลอยตัวอยู่ในระยะ OUT OF GROUND EFFECT และจะให้ผลต่อแรงยกลดลงเมื่อระยะสูงเพิ่มขึ้น



รูปที่ ๔๒

- พื้นดินที่แน่นและราบเรียบย่อมให้ผลดีกว่าพื้นดินที่เป็นที่ขรุขระและดินโคลนเพราะมีการดูดกลืนอากาศได้น้อยกว่าและทำให้เกิดผลสะท้อนของมวลอากาศดีกว่า
- พื้นน้ำอาจให้ผลดีกว่าพื้นที่ที่เต็มไปด้วยพงหญ้าและพุ่มไม้ เพราะพงหญ้าและพุ่มไม้จะเป็นตัวดูดกลืนมวลอากาศดีกว่าน้ำจึงทำให้เกิดผลสะท้อนของมวลอากาศน้อยกว่า ยกเว้นน้ำทะเลที่มีคลื่นลมแรง

GROUND CUSHION คือมวลกระแสอากาศที่ถูกอัดตัวรวมกันอยู่บริเวณใกล้พื้นดินโดยการผลักดันมวลอากาศลงมาเรื่อยๆ ของกลีบใบพัดเฮลิคอปเตอร์เมื่อบินลอยตัวใกล้พื้นมวลอากาศเหล่านี้เมื่อถูกอัดแน่นมากจนกลายเป็นเบาะอากาศ (AIR CUSHION) หรือบางทีก็เรียกว่า GROUND CUSHION เพราะมวลอากาศที่ถูกอัดจนกลายเป็นเบาะอากาศที่พื้นดินรองรับนั่นเอง และเบาะอากาศนี้ก็เป็นตัวเพิ่มประสิทธิภาพแรงยกให้กับเฮลิคอปเตอร์เช่นเดียวกัน เพราะผลเนื่องจาก GROUND EFFECT นั่นเอง



รูปที่ ๔๓

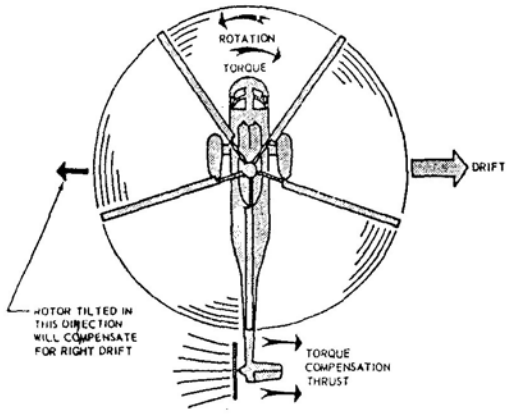


Figure 51 – Lateral drift compensation.

รูปที่ ๔๔

DRIFT คือการเคลื่อนตัวทางข้างไปทางขวาของเฮลิคอปเตอร์ขณะเริ่มบินลอยตัวขึ้นจากพื้นดินการเคลื่อนตัวไปทางขวาของเฮลิคอปเตอร์ขณะบินลอยตัวขึ้นจากพื้นดิน เป็นปรากฏการณ์ทางการบินอย่างหนึ่ง (FLIGHT PHENOMENA) ทั้งนี้เพราะเมื่อชุดโรเตอร์หรือกลีบใบพัดใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ที่หมุนทวนเข็มนาฬิกาจึงเกิดแรงปฏิกิริยาขึ้นตามกฎนิวตันข้อ ๓ คือ แรงบิด (TORQUE) ซึ่งมีทิศทางสวนกับทิศทางการหมุนของชุดโรเตอร์หรือกลีบใบพัดใหญ่ ดังนั้นวิศวกรผู้แผนแบบจึงสร้างชุดโรเตอร์หรือกลีบใบพัดใหญ่ ดังนั้นวิศวกรผู้แผนแบบจึงสร้างชุดโรเตอร์หางหรือชุดใบพัดหางขึ้นมาเพื่อให้มีแรงฉุดหาง TAIL ROTOR THRUST เพื่อไปเป็นตัวแก้หรือกำจัดแรงบิด (TORQUE) ที่เกิดจากชุดกลีบใบพัดใหญ่ เมื่อแรงบิดของชุดใบพัดใหญ่ซึ่งมีทิศทางมาตามเข็มนาฬิกา คือจากซ้ายมาขวา แต่แรงฉุดของชุดใบพัดหาง TAIL ROTOR THRUST ที่จะมากำจัดแรงบิดของชุดใบพัดใหญ่นี้จะมีทิศทางจากขวาไปซ้าย เมื่อแรงทั้งสองต่อต้านซึ่งกันและกันและมีค่าเท่ากัน จึงทำให้เกิดแรงอันหนึ่งมีทิศทางไปทางขวา ซึ่งจะทำให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนตัวไปตามทิศทางของแรงนี้เรียก DRIFT OR TRANSLATING TENDENCY

อย่างไรก็ตามถึงแม้ว่าเฮลิคอปเตอร์จะมีอาการ DRIFT ไปทางขวาก็ตามวิศวกรผู้แผนแบบก็พยายามแก้อาการนี้เสียเพราะเป็นสิ่งไม่พึงประสงค์นัก เพราะเมื่อจะบินลอยตัวจากพื้นเมื่อไรจะต้องมี

อาการ DRIFT ไปขวาตลอดเวลา ถ้ามีสิ่งกีดขวางอยู่ใกล้ๆ ก็คงเป็นอันตรายจึงคิดวิธีแก้ไขเสียโดยสร้างแท่นและชุดติดตั้งของหีบเฟืองใหญ่ MAIN GEAR BOX เมื่อติดตั้งบนเฮลิคอปเตอร์แล้วให้เอียงไปทางซ้าย ๓° - ๕° บ้าง บางบริษัทที่ผลิตเฮลิคอปเตอร์ขนาดใหญ่และมีแรงบิด (TORQUE) มากก็จะทำให้เอียงไปทางซ้ายถึง ๗° เพื่อให้ระบบโรเตอร์เอียงไปด้วย บางบริษัทจะให้เอียงเพียงเล็กน้อย (ถ้าแรงบิดไม่มากนัก) และทำการปรับแก้ไว้ที่ระบบบังคับการบินและระบบ ROTOR CONTROL อาการดังกล่าวก็หายไปแต่อย่างไรก็ตามถ้าลองสังเกตเฮลิคอปเตอร์ที่บินอยู่ทุกวันนี้โดยเฉพาะเฮลิคอปเตอร์ของบริษัท SIKORSKY เช่น H-34 CLD เดิมซึ่งดัดแปลงเป็น S-58 T ขณะบินลอยตัวจากพื้นจะมีอาการดังกล่าวมา บางครั้งนักบินต้องแก้ช่วยโดยดันคันบังคับ CYCLIC ไปซ้ายเล็กน้อย เพื่อแก้อาการดังกล่าวและขณะ HOVERING จะมีอาการเอียงซ้ายเล็กน้อยเพราะแก้อาการดังกล่าวเท่าที่เรียบเรียงได้สังเกตมา สำหรับ ฮ. ทั่วๆ ไปจะมีลักษณะดังกล่าวมาแล้ว เช่น H-34 C/D CYCLIC เอียงซ้ายได้ไม่เกิน ๕° และเท่าที่สังเกตขณะ HOVERING อยู่ประมาณ ๓° - ๕° เพื่อเป็นการเอียง โรเตอร์เล็กน้อยให้ไปทางซ้ายเพื่อป้องกันมิให้ ฮ.เคลื่อนมาทางขวาและจะสังเกตเห็นว่าล้อซ้ายเอียงต่ำลงเล็กน้อยที่เป็นเช่นนี้เพราะแต่ตามหลักทฤษฎี ฮ.ที่ติดตั้งโรเตอร์เดียว (SINGLE ROTOR) ทุกๆ แบบจะมีอาการ DRIFT อยู่ในตัวแล้วจะมากหรือน้อยเท่านั้นเองจึงแก้โดยวิธีการทำให้โรเตอร์เอียงไปทางซ้ายเล็กน้อยขณะบินลอยตัวขึ้นจากพื้นดินขึ้นอยู่กับวิศวกรผู้แผนแบบของแต่ละบริษัทจะแก้ไขได้มากน้อยเพียงไร ปรากฏการณ์อีกอย่างหนึ่งถ้าท่านสังเกตจะเห็นว่าส่วนหางของเฮลิคอปเตอร์จะต่ำลงมาเล็กน้อยขณะบินลอยตัวในอากาศเพราะเพลาขับชุดโรเตอร์หรือใบพัดใหญ่จะเอียงไปหน้าประมาณ ๓° - ๕° เพื่อให้เกิดแรงฉุดไปข้างหน้าแต่ขณะบินลอยตัวนักบินจะต้องดึง CYCLIC มาหลังเล็กน้อยเพื่อมิให้เคลื่อนตัวไปข้างหน้าหางจึงต่ำกว่าระดับเล็กน้อย

GROUND RESONANCE เป็นการสั่นอย่างรุนแรง (SELF EXCITED VIBRATION) OR SEVERE VIBRATION ของเฮลิคอปเตอร์ เนื่องจากการเสียสภาพสมดุลของแรงต่างๆ (UNBALANCE FORCES) ของโรเตอร์ใหญ่ขณะอยู่บนพื้นสนามหรือลงสนามอย่างรุนแรง (ABNORMAL LANDING)

การเกิด GROUND RESONANCE ในขณะที่ทำการทดลองอยู่ที่พื้นสนาม (GROUND RUN CHECK) ถ้าหากยางล้อและชุดรับแรงกระแทก (OLSO หรือ SHOCK STRUT) ที่ประกอบอยู่ในชุดฐาน (LANDING GEAR ASSY) เติมลมไม่เท่ากันหรือการอ่อนตัวไม่เท่ากันในขณะที่โรเตอร์ใหญ่หมุนโรเตอร์จะส่งแรงการสั่นสะเทือนลงมายังชุดฐานล้อ ถ้าชุดฐานล้อแต่ละข้างแข็งหรืออ่อนไม่เท่ากันจะทำให้การดูดกลืน (ABSORB) แรงได้ไม่เท่ากันจะส่งผลสะท้อนกลับไปยังโรเตอร์ใหญ่ ซึ่งจะทำให้กลีบใบพัดของโรเตอร์ใหญ่เกิดการส่ายตัวทางระนาบทั้งการส่ายตัวตามทางหมุนและทวนทางหมุนของโรเตอร์ (LEAD LAG) อย่างผิดปกติ (ABNORMAL LEAD AND LAG) เช่นกลีบใบพัดใบหนึ่งเกิดการ LEAD แต่ใบข้างเคียงเกิด LAG เมื่อเป็นเช่นนี้จะทำให้มุมระหว่างกลีบใบพัดซึ่งทำมุมซึ่งกันและกันเท่ากันทุกใบ จะเปลี่ยนแปลงไปและไม่เท่ากัน เช่นถ้าใบพัด ๔ ใบ จะทำมุมซึ่งกันและกัน ๙๐° ถ้ามุมเปลี่ยนแปลงไม่เท่ากันดังรูป ๔๔ ซึ่งจะเห็นได้ว่าผลของการส่ายตัวอย่างผิดปกติของกลีบใบพัดซึ่งทำให้มุมระหว่างกลีบ

ใบพัดเปลี่ยนไปเป็น ๑๐๐° และ ๑๐๐° ในด้านสีขาว ส่วนด้านเป็นเงาสีดำ ๙๐° และ ๗๐° จะเห็นว่ากลีบใบพัดจะเคลื่อนตัวเข้ามาทางด้านสีดำเป็นเงาทั้ง ๓ ใบ จึงทำให้เกิดการหมุนอย่างไม่สมดุลทางแรงต่างๆ ที่เกิดขึ้นบนโรเตอร์ (UNBALANCE FORCES) และผลต่อมาก็จะทำให้โรเตอร์ใหญ่หมุนอยู่ในลักษณะเปะปะไม่คงที่ (ROTOR BLADE ROTATING OUT OF PATTERN) ผลที่ตามมาจะทำให้กลีบใบพัดเกิดการหมุนออกนอกแนวทางเดินแต่ละใบมากยิ่งขึ้น (ROTOR BLADES BADLY OUT OF TRACK) และจะส่งผลให้จุดศูนย์รวมมวลน้ำหนักของโรเตอร์ (MASS OF ROTOR) และจุดศูนย์ถ่วงโรเตอร์ (CG.OF ROTOR) หมุนไปด้วยลักษณะเปะปะไม่คงที่ซึ่งส่งผลทำให้ชุดโรเตอร์ยิ่งเสียการสมดุลมากยิ่งขึ้น (SEVERE UNBALANCE FORCES) ผลสุดท้ายทำให้เฮลิคอปเตอร์เกิดการสั่นอย่างรุนแรงมาก (SEVER VIBRATION) เฮลิคอปเตอร์จะเกิดอาการกระโดด (ROCKING) ทางซ้ายขวา หรือหน้า-หลังสลับกันไปอย่างรุนแรง ซึ่งไม่สามารถจะบังคับได้ ถ้าปล่อยให้เกิดอาการถึงขั้นสุดท้ายแล้วไม่แก้ไขภายในเวลาอันเล็กน้อยเท่านั้น โครงสร้างของเฮลิคอปเตอร์โดยเฉพาะชุดฐานล้อไม่สามารถจะทนต่อแรงของการสั่นนี้ได้และหักพังลงในที่สุด

ในกรณีอุปกรณ์ต่างๆ บนโรเตอร์ใหญ่ เช่น DAMPER ชำรุดทำงานไม่ถูกต้องก็จะส่งผลให้เกิด ABNORMAL LEAD AND LAG ของกลีบใบพัดซึ่งเป็นสาเหตุที่จะทำให้เกิด GROUND RESONANCE ได้ตัวไปเช่นกัน

ในกรณีที่ทำการบินลงกระแทกสนามอย่างรุนแรงด้วยล้อหรือฐานข้างใดข้างหนึ่งอย่างรุนแรงก็จะส่งผลให้เกิด ABNORMAL LEAD AND LAG ของกลีบใบพัดใหญ่ได้และจะส่งผลต่อการเกิด GROUND RESONANCE ได้เช่นเดียวกันและอาจเกิดได้รวดเร็วยิ่งขึ้นด้วย

สรุปลักษณะและสาเหตุของการเกิด GROUND RESONANCE

๑. ลงสนามด้วยล้อด้านใดด้านหนึ่งอย่างรุนแรง (HARD ONE WHEEL LANDING)

๒. กลีบใบพัดของโรเตอร์ใหญ่เกิดการส่ายตัวทางระนาบอย่างผิดปกติ (ROTOR BLADES ABNORMAL LEAD OR LAG)

๓. โรเตอร์ใหญ่เสียการสมดุลทางการหมุนและแรงต่างๆ ที่กระทำกับโรเตอร์ (UNBALANCE DYNAMIC FORCES ON ROTOR)

๔. กลีบใบพัดของโรเตอร์ใหญ่หมุนด้วยลักษณะผิดปกติ (ROTOR BLADES ROTATING OUT OF PATTERN)

๕. กลีบใบพัดแต่ละใบไม่เดินอยู่ในแนวทางเดียวกัน (ROTOR BLADES BADLY OUT OF TRACK)

๖. จุดศูนย์รวมน้ำหนักของโรเตอร์และจุดศูนย์ถ่วงของโรเตอร์เคลื่อนที่ออกจากตำแหน่งเดิมที่หมุนอยู่ในลักษณะไม่สมดุล (MASS OF ROTOR AND CG. OF ROTOR MOVING UNSTEADILY AND ROTATING UNBALANCE)

๗. เกิดการสั่นปกติรุนแรงขึ้นตามลำดับ (SEVERE VIBRATION)

๘. เฮลิคอปเตอร์เกิดการกระโดซ้าย-ขวา หรือหน้าหลังสลับกันไปมาแรงขึ้นตามลำดับ (HELICOPTER ROCKING SIDEWAYS LEFT AND RIGHT OR FORE AND AFT)

๙. กลีบใบพัดของโรเตอร์ใหญ่กระดกขึ้น-ลง สลับกันอย่างรุนแรง (ROTOR BLADES WEAVING BACK AND FORTH)

๑๐. การสั่นมีความรุนแรงขึ้นถึงขั้นวิกฤต (SEVERE AND CRITICAL VIBRATION)

๑๑. โครงสร้างหลักของเฮลิคอปเตอร์โดยเฉพาะชุดฐาน – ล้อ LANDING GEAR ASSY แตกหักรวมทั้งโครงสร้างหลักอื่นๆ ด้วย ซึ่งเป็นอันตรายอย่างยิ่งจนถึงขึ้นเกิดอุบัติเหตุและเสียชีวิตสำหรับเจ้าหน้าที่ที่เกี่ยวข้องเช่นนักบินและช่างผู้ปฏิบัติงานขณะนั้น

การแก้ไข (CORRECTIVE ACTION) เมื่อเกิด GROUND RESONANCE มี ๒ วิธี

๑. ถ้าหากเกิด GROUND RESONANCE ขณะทดลอง ฮ.อยู่ที่พื้นโดยยังไม่พร้อมที่จะทำการบินขึ้นจากสนามให้ลดมุมปะทะของกลีบใบพัดโรเตอร์ใหญ่โดยการกดคันบังคับ COLLECTIVE PITCH CONTROL STICK ลงทันที พร้อมกับลดรอบ ฮ.ลงทันทีเช่นเดียวกัน

๒. ถ้าเกิด GROUND RESONANCE ขณะลงสนามโดยที่รอบโรเตอร์และรอบ ฮ.ยังสูงอยู่พร้อมที่จะทำการบินจามสนามได้ก็ให้ทำการบินขึ้นจากสนามใหม่ทันที หรือ ถ้ากรณีที่ลดรอบโรเตอร์และรอบ ฮ.ลงแล้วก็ให้ปฏิบัติตามข้อ ๑ ได้

<u>หมายเหตุ</u> ขณะเฮลิคอปเตอร์เกิดการสั่นอย่างรุนแรงเนื่องจากการเกิด GROUND RESONANCE นั้นจะทำให้เกิดการไม่สมดุลทาง CG. ของกลีบใบพัดของโรเตอร์ใหญ่ เนื่องจากเกิดการส่ายตัวอย่างผิดปกติของกลีบใบพัด (ABNORMAL LEAD AND LAG) จึงทำให้มุมระหว่างกลีบใบพัดเสียไปจึงทำให้การสมดุลของ CG. กลีบใบพัดของโรเตอร์ใหญ่เสียการสมดุลไปซึ่งเป็นการเสียสมดุลทางเรขาคณิต (GEOMETRIC UNBALANCE) ซึ่งทำให้ CG. และ MASS ของโรเตอร์อยู่ในลักษณะเหวี่ยงไปมาไม่คงที่และส่งผลทำให้เกิดการสั่นอย่างรุนแรงเพิ่มมากยิ่งขึ้น ถ้าหากไม่ได้รับการแก้ไขในเวลาอันควร จะทำให้โครงสร้างชำรุดได้ภายในเวลาอันสั้น จึงถือว่าเป็นอันตรายอย่างยิ่งดังได้กล่าวมาแล้วในตอนต้น

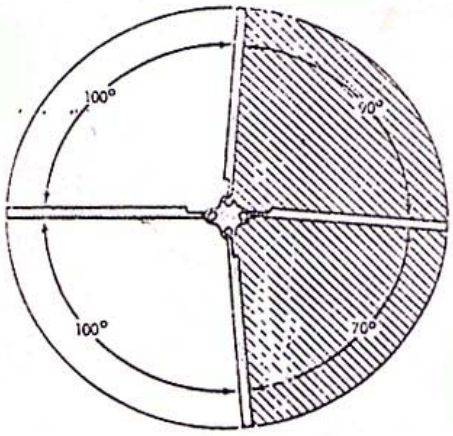


Figure 84 — Blade motion in ground resonance.

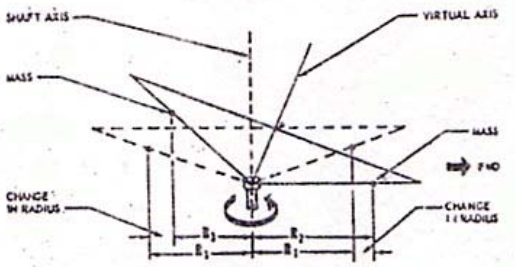
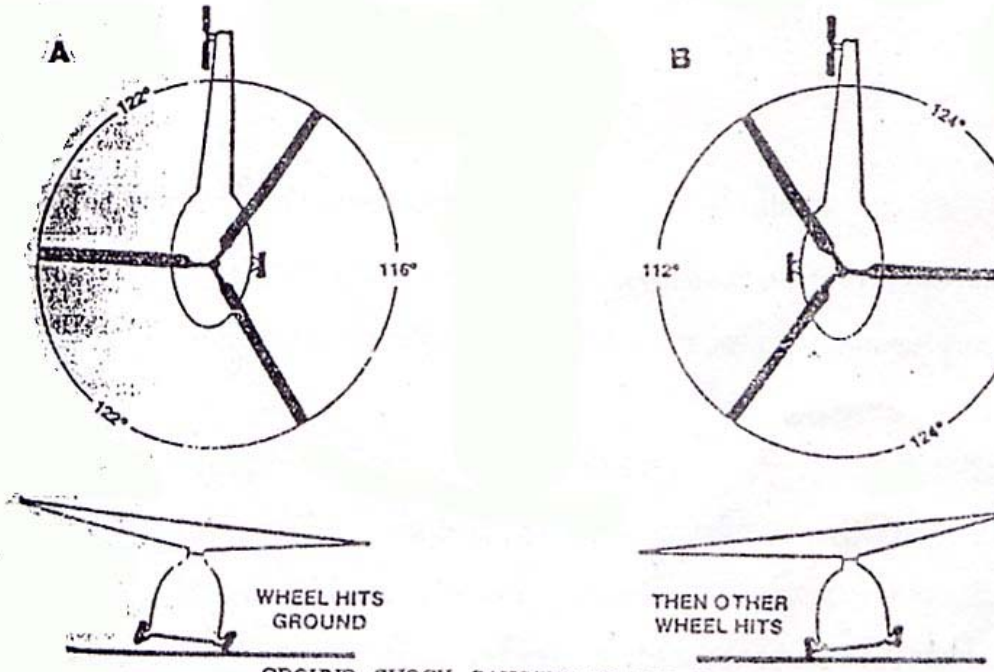


Figure 80 — Blade mass movement on cyclically tilted r. c.

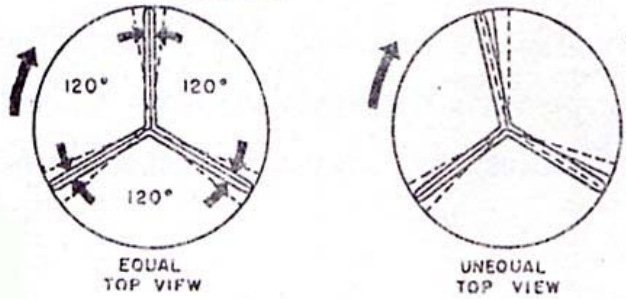
The *dotted* rotor outline in Figure 80 duplicates the situation shown in Figure 79, with no blade flap and the blade mass rotating at constant radius, R_1. The *solid* lined rotor has cyclic pitch applied. It is tilted with respect to the main rotor shaft. The shaft axis and the virtual axis of the rotor no longer fall upon the same line. The forward blade is flapping down and the rearward blade is flapping up. Notice that the mass of the

84



GROUND SHOCK CAUSING BLADE UNBALANCE

(3) The dragging action of the blades often puts them in un angular positions in the plane of rotation. (Three blades s maintain an equal angular relationship of 120 degrees for co geometric balance.)



รูปที่ ๔๕

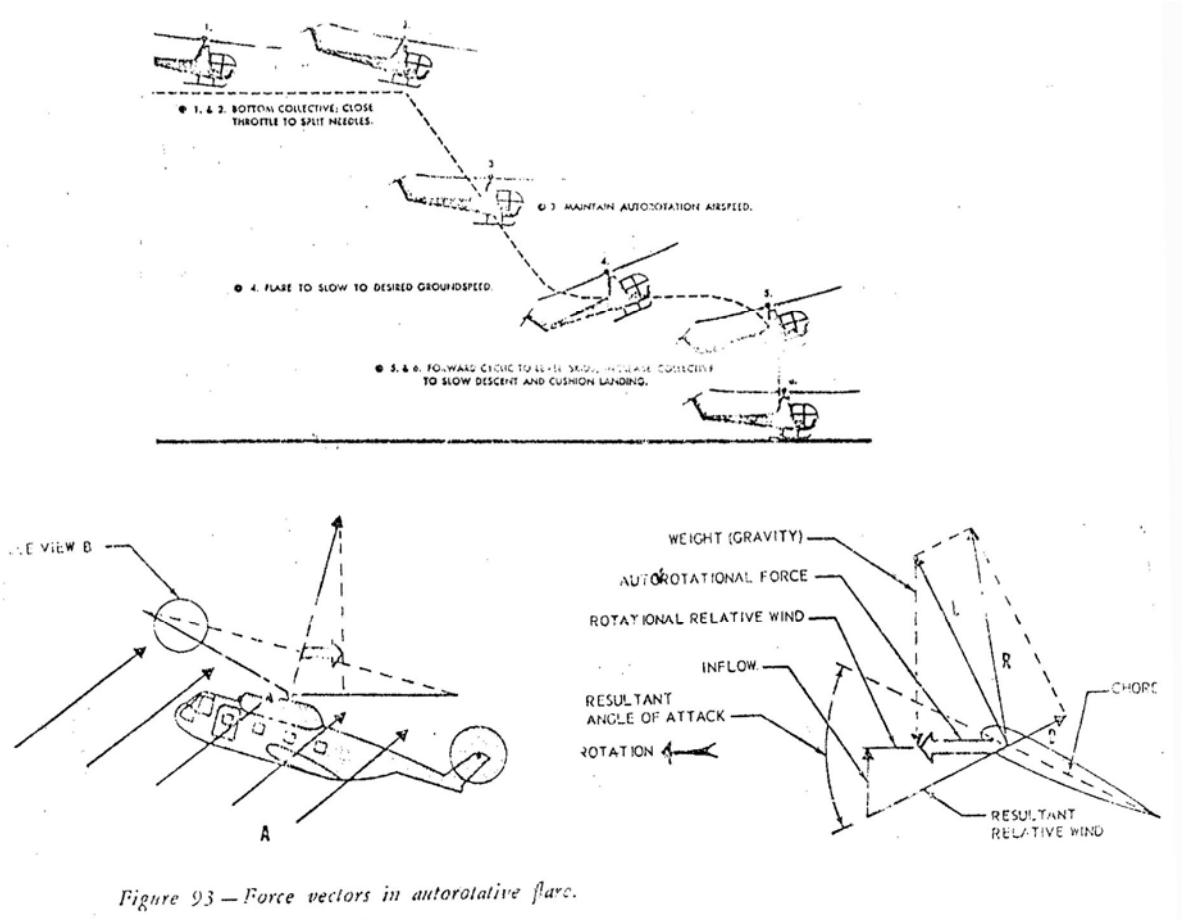


Figure 93 — Force vectors in autorotative flare.

รูปที่ ๔๖

AUTOROTATION หมายถึง สภาพการบินอย่างหนึ่งของเฮลิคอปเตอร์ที่ทำให้กลีบใบพัดของโรเตอร์ใหญ่มีแรงยกด้วยกำลังการขับหมุนของกระแสอากาศโดยปราศจากกำลังการขับหมุนจากเครื่องยนต์และสามารถพยุงเฮลิคอปเตอร์ให้บินร่อนลงสู่สนามหรือพื้นดินได้โดยปลอดภัยขณะเครื่องยนต์เกิดขัดข้องในอากาศ

AUTOROTATION ถือว่าเป็นสิ่งจำเป็นและสำคัญยิ่งสำหรับเฮลิคอปเตอร์ขณะบินอยู่ในอากาศ ถ้าเครื่องยนต์เกิดขัดข้องนั่นก็หมายถึงกำลังการขับหมุนที่จะไปขับหมุนชุดโรเตอร์ใหญ่และโรเตอร์หาง เพื่อให้มีแรงยกและแรงฉุดของเฮลิคอปเตอร์นั้นหมดไป ถ้าเป็นเช่นนั้นแล้ว เฮลิคอปเตอร์ก็จะไม่สามารถบินต่อไปได้และจะต้องตกลงสู่พื้นดินอย่างเสียหลัก และการทรงตัวอย่างแน่นอน นั่นก็หมายถึงความสูญเสียอย่างมากมายแก่เฮลิคอปเตอร์ได้ จึงอาศัยหลักการบินที่เรียกว่า AUTOROTATION ไว้เป็นสิ่งที่สำคัญที่สุดที่สามารถจะทำให้เฮลิคอปเตอร์บินร่อนลงสู่สนามหรือพื้นดินด้วยความปลอดภัย ถ้าหากนักบินได้กระทำการบิน AUTOROTATION ให้ถูกต้องตามข้อกำหนดในการบินเช่นนี้กับเฮลิคอปเตอร์แต่ละแบบซึ่งอาจมีวิธี การแตกต่างไปบ้างแต่หลักการใหญ่ๆ ยังคงเป็นเช่นเดียวกัน สมมติว่าเฮลิคอปเตอร์บิน

ไปในอากาศ ถ้าหากเครื่องยนต์ ถ้าหากเครื่องยนต์เกิดขัดข้องหรือดับลงนักบินก็จะปฏิบัติตามลำดับขั้นตอนตามลักษณะการบินดังนี้

๑. นักบินจะต้องดลมุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ลงตำแหน่งต่ำสุด โดยกดคันบังคับ COLLECTIVE CONTROL STICK ลงตำแหน่งต่ำสุด ในขณะเดียวกันนั้นเฮลิคอปเตอร์ก็จะบินร่อนโดยด้านหัวของเฮลิคอปเตอร์จะเลี้ยวหมุนไปทางซ้ายนิดหน่อยเพราะการเปลี่ยนแปลงลดมุมปะทะลง ดังนั้นแรงบิดที่เกิดบนกลีบใบพัดจะลดลง ดังนั้นหัวเฮลิคอปเตอร์จึงมีอาการเลี้ยวหมุนไปทางซ้ายนิดหน่อย (กรณีนี้ชุดใบพัดใหญ่หมุนทวนเข็มนาฬิกา) นักบินจำเป็นจะต้องใช้ PEDAL CONTROL หรือ RUDDER ขวาถีบไปข้างหน้าเพื่อทำให้หัวเฮลิคอปเตอร์มาอยู่ในตำแหน่งตรง

๒. นักบินจะต้องรักษาความเร็วในการร่อนและมุมร่อนในขณะที่เฮลิคอปเตอร์กำลังบินร่อนลงสู่พื้นดิน เพื่อเป็นการรักษาอัตราการตกของเฮลิคอปเตอร์ด้วย นักบินจะต้องบังคับคันบังคับ COLLECTIVE CONTROL STICK เพื่อจะได้ความเร็วของการร่อนให้พอเหมาะ ปกติแล้วความเร็วในการร่อนจะอยู่ระหว่าง ๕๐ - ๗๕ ไมล์ทะเลชั่วโมง ขึ้นอยู่กับเฮลิคอปเตอร์บางแบบซึ่งอาจมีน้ำหนักมากหรือน้อยกว่ากัน ทั้งนี้เพื่อให้กำลังกระแสอากาศที่ไหลจากด้านล่างขึ้นปะทะกับกลีบใบพัดและสัมพัทธ์กับรอบการหมุนของชุดใบพัดใหญ่ด้วย ขณะทำการ AUTOROTATION บางทีก็เรียกว่า AUTOROTATION RPM. ซึ่งเฮลิคอปเตอร์บางแบบจะกำหนดและปรับไว้ไม่เท่ากัน

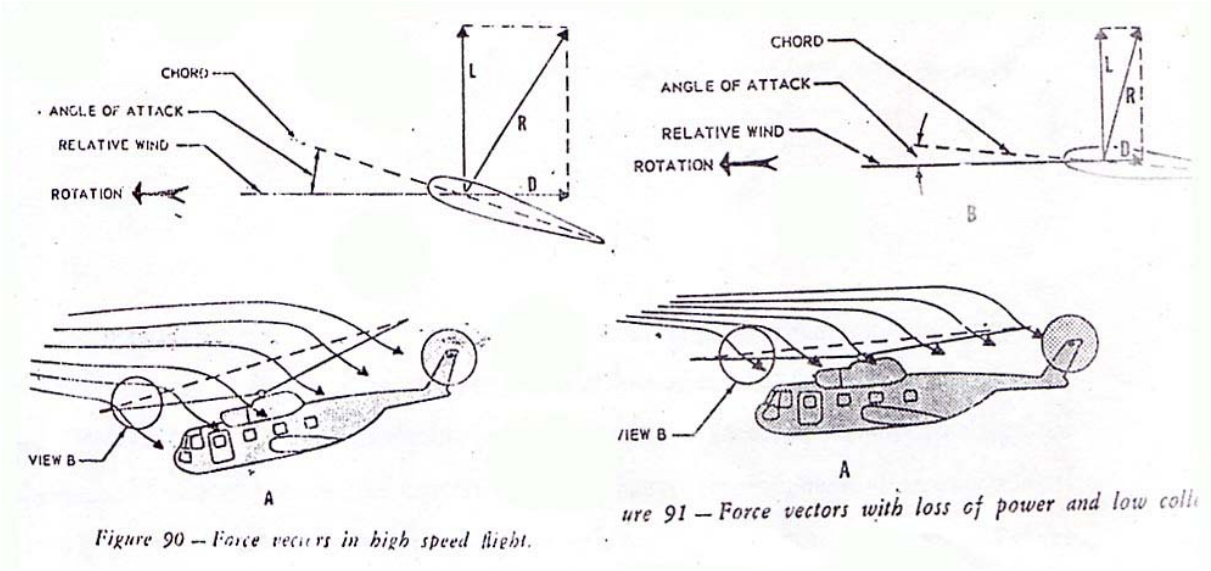


Figure 90 — Force vectors in high speed flight.

ure 91 — Force vectors with loss of power and low colli

รูปที่ ๔๗

๓. นักบินจะต้องทำการลดความเร็วในการร่อนและลดอัตราการตกของเฮลิคอปเตอร์ลงอีกขณะที่เฮลิคอปเตอร์ร่อนลงใกล้พื้นดินประมาณ ๕๐ - ๗๐ ฟุต โดยนักบินจะใช้คันบังคับ

COLLECTIVE CONTROL STICK ดึงมาหลังเล็กน้อยจึงทำให้เฮลิคอปเตอร์มีลักษณะหัวเชิดขึ้นและหางต่ำลงเรียกอาการนี้ว่า “FLARES” เพื่อเป็นการลดความเร็วและลดอัตราการตกของเฮลิคอปเตอร์ลงและเฮลิคอปเตอร์ก็เสียระยะสูงลงอีกเล็กน้อยประมาณ ๓๐ ฟุต เหนือพื้นดิน

๔. นักบินจะต้องดันคันบังคับ COLLECTIVE CONTROL STICK ไปข้างหน้าเล็กน้อยเพื่อทำให้ลำตัวเฮลิคอปเตอร์อยู่ในลักษณะขนานกับพื้นดินและให้ได้ความเร็วไปข้างหน้าเพื่อที่ลงสนามหรือพื้นดิน ประมาณ ๓๕ - ๔๕ ไมล์ทะเล/ชั่วโมง บางแบบอาจอยู่ระหว่าง ๑๕ - ๒๐ ไมล์ทะเล/ชั่วโมง เฮลิคอปเตอร์ก็จะลดระยะสูงลงตามลำดับจนเกือบจะแตะพื้นดิน นับบินจะยกคันบังคับ COLLECTIVE ขึ้นสูงสุดเพื่อเปิดมุมปะทะกลีบใบพัดใหญ่สูงสุด ทั้งนี้เพื่อลดแรงกระแทกกับพื้นของเฮลิคอปเตอร์นั่นเอง

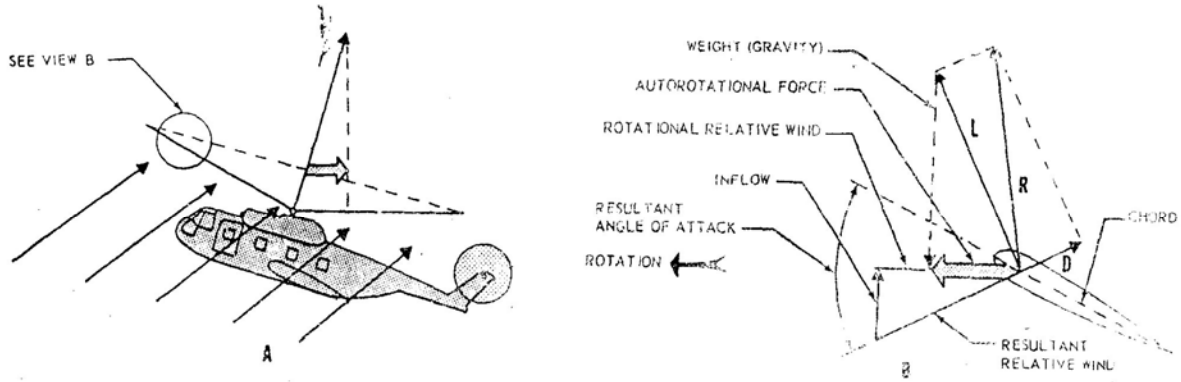


Figure 93 — Force vectors in autorotative flight

รูปที่ ๔๘

<u>หมายเหตุ</u> ขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการบิน AUTOROTATION มุมปะทะของกลีบใบพัดจะต่ำสุดก็ตามแต่มุมปะทะใหม่ที่เกิดขึ้นโดยการเปลี่ยนแนวทิศทางลมสัมพัทธ์ซึ่งไหลจากส่วนล่างขึ้นส่วนบนจึงทำให้มุมปะทะใหม่ที่เกิดขึ้นเป็นมุมปะทะสูงโดยทิศทางลมและกระแสลมที่พุ่งขึ้นไปเป็นตัวขับหมุนกลีบใบพัดแทนเครื่องยนต์ ซึ่งเป็นลักษณะของกังหันลม WIND MILLING ส่วนแรงบิดที่เกิดจากกลีบใบพัดใหญ่จะลดลงเนื่องจากมุมปะทะจริงของกลีบใบพัดลดลงและมีแรงเสียดทานจากระบบถ่ายทอดกำลังเพิ่มขึ้น ดังได้กล่าวมาแล้วว่าขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการบินออตโตโรเตชั่น (AUTOROTATION) แรงการขับหมุนโรเตอร์ใหญ่นั้นได้จากกำลังกระแสอากาศของลมสัมพัทธ์ (RELATIVE WIND) ซึ่งเป็นแรงทางอากาศพลศาสตร์ (AERODYNAMICS FORCES) ที่มีทิศทางไหลพุ่งเข้าปะทะกับกลีบใบพัดโรเตอร์ใหญ่ ขณะร่อนลง ดังนั้นโรเตอร์ใหญ่จึงหมุนด้วยกำลังขับจากกระแสอากาศมีลักษณะเป็นการหมุนอิสระในลักษณะของกังหันลม (WIND MILLING) แต่กำลังกระแสอากาศจะทำการขับให้เกิดแรงการหมุนขึ้นเป็นบริเวณ หรือพื้นที่ภายในวงการหมุนของโรเตอร์ (ROTOR DISC) เป็นพื้นที่หรือบริเวณได้ ๓ บริเวณโดยการแบ่งออกตาม

ความยาวของรัศมีคิดเป็นเปอร์เซ็นต์จากจุดศูนย์กลางการหมุนซองโรเตอร์ จนถึงปลายกลีบใบพัด ดังต่อไปนี้

๑. STALL REGION ได้แก่พื้นที่หรือบริเวณการหมุนที่ห่างจากจุดศูนย์กลางการหมุนภายในซึ่งไม่เกินกว่า ๒๕% ของรัศมี หรือไม่เกิน ๐.๒๕ ของรัศมี นั่นคือ บริเวณรอบๆ จุดศูนย์กลางการหมุนซึ่งไม่เกิน ๒๕% ของรัศมีนั่นเอง เนื่องจากบริเวณนี้เป็นบริเวณของโคนกลีบใบพัด ซึ่งที่มีมุมปะทะสูงอยู่แล้วแต่เป็นบริเวณใกล้จุดศูนย์กลางการหมุนซึ่งมีความเร็วสัมพัทธ์ต่ำจึงเกิดการสูญเสียแรงยกเป็นอย่างมากทั้งยังทำให้เกิดแรงต้านมากด้วย ดังนั้นบริเวณนี้จึงเกิดการหน่วงหรือต่อต้านการหมุนของโรเตอร์ (ANTI - ROTATION) ซึ่งทำให้เกิดการลดอัตราการเร่งในการหมุน (DECELERATION) ของโรเตอร์ใหญ่ขณะทำการบินออตโตโรเตชั่นลง จึงทำให้โรเตอร์บริเวณนี้ได้รับแรงการขับหมุนลดลงด้วย

๒. AUTHORITATIVE REGION OR DRIVING REGION ได้แก่พื้นที่หรือบริเวณการหมุนที่ถัดจากพื้นที่รอบจุดศูนย์กลางการหมุน ๒๕% ของรัศมี หรือ ๐.๒๕ ของรัศมีออกไป จนถึงพื้นที่ ๗๐% หรือ ๐.๗๐ ของรัศมี เนื่องจากบริเวณนี้เป็นบริเวณที่ถัดจากบริเวณโคนกลีบใบพัดออกไป และมีมุมปะทะสูงปานกลางและลดลงมาทางปลายกลีบใบพัดแต่ยังไม่ถึงด้านปลายกลีบใบพัดซึ่งยังมีมุมปะทะเป็นมุมบวกอยู่ทั้งยังเป็นบริเวณที่มีความเร็วสัมพัทธ์สูง จึงทำให้เกิดแรงขับหมุนได้มากทั้งยังให้แรงยกมากด้วย ซึ่งถือว่าเป็นบริเวณที่ได้รับแรงขับทางอากาศพลศาสตร์มากกว่าบริเวณอื่นใดและได้รับแรงยกมากกว่าบริเวณอื่นใด จึงทำให้เกิดแรงขับหมุนที่เรียกว่า AUTHORITATIVE FORCES ได้มากและทำให้โรเตอร์ใหญ่หมุนด้วยอัตราเร่งที่เพิ่มขึ้น (ACCELERATION) จึงทำให้โรเตอร์ได้รับแรงการขับหมุนเพิ่มขึ้นที่บริเวณนี้

๓. PROPELLER REGION OR DRIVEN REGION ได้แก่พื้นที่หรือบริเวณการหมุนที่ห่างจากจุดศูนย์กลางการหมุนออกไป ๗๐% หรือ ๐.๗๐ ของรัศมีจนถึงปลายกลีบใบพัด ซึ่งเป็นบริเวณที่กลีบใบพัดมีมุมปะทะต่ำจนถึงมุมบิดลม (NEGATIVE TWIST) เฮลิคอปเตอร์บางแบบที่ปลายกลีบใบพัดจะมีมุมบิดลม (NEGATIVE TWIST) จาก -๖° ถึง -๘° หรือถ้ากลีบใบพัดยิ่งยาวมากอาจมีมุม NEGATIVE TWIST -๑๒°

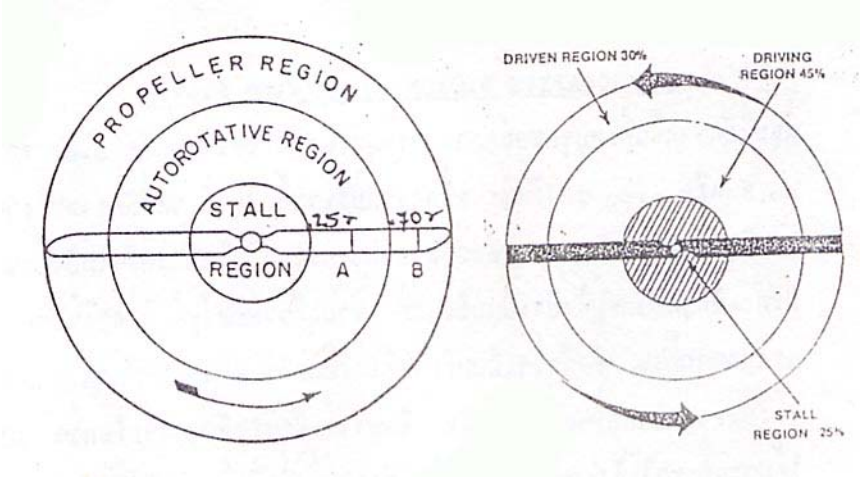
ดังนั้นจึงทำให้พื้นที่บริเวณนี้ได้รับแรงยกและแรงการขับหมุนทางอากาศพลศาสตร์ลดลงเป็นลักษณะของการต่อต้านการขับหมุนของโรเตอร์ (ANTI - ROTATION) ซึ่งเป็นการลดอัตราเร่ง (DECELERATION) การขับหมุนของโรเตอร์ให้ช้าลง

หมายเหตุ

ในขณะทำการบินออตโตโรเตชั่น (AUTOROTATION) นั้นรอบการหมุนของโรเตอร์ (ROTOR RPM.) จะต้องไม่สูงเกินไป (OVER SPEED) หรือต่ำเกินไป (TOO LOW ROTOR RPM.) เฮลิคอปเตอร์แต่ละแบบจะมีเกณฑ์ของรอบของโรเตอร์ที่แตกต่างๆ กันเนื่องจากน้ำหนัก (GROSS WEIGHT) และอัตราการร่อน (RATE OF DECENT) ไม่เท่ากัน ดังนั้นเฮลิคอปเตอร์แต่ละแบบจึง

ปรับรอบโรเตอร์ขณะทำการบินออตโตโรเตชั่นไว้ไม่เท่ากัน เช่น ฮ. UH – IH จะปรับรอบโรเตอร์ขณะทำ AUTOROTATION ไว้ที่ 310 – 315 RPM. ซึ่งเป็นรอบที่พอเหมาะที่จะทำให้โรเตอร์หมุนอยู่ด้วยรอบที่ทำให้โรเตอร์ได้รับแรงยกดีที่สุดเพื่อพยุง ฮ.ลงสู่พื้นดินได้ปลอดภัย

ระยะความสูงก็เป็นองค์ประกอบสำคัญอย่างหนึ่ง ของการทำการบินออตโตโรเตชั่น ถ้าระยะยิ่งสูงยิ่งทำให้การบินออตโตโรเตชั่นได้ปลอดภัยยิ่งขึ้นแต่ถ้าระยะสูงน้อย หรือสูงจากพื้นดินน้อยจะทำให้ทำการบินออตโตโรเตชั่นไม่ปลอดภัย สำหรับเฮลิคอปเตอร์โดยทั่วๆ ไปแล้ว เกณฑ์ระยะสูงอย่างน้อยที่สุดที่จะทำให้การบินออตโตโรเตชั่นปลอดภัยคือไม่ต่ำกว่า ๕๐๐ ฟุต หรือตั้งแต่ ๕๐๐ ฟุตขึ้นไป



รูปที่ ๔๙

STALL หมายถึงการสูญเสียแรงยก (LIFT) ขึ้นบนปีกหรือแพนอากาศ (AIRFOIL) ของอากาศยานทุกประเภท สำหรับเฮลิคอปเตอร์ การสูญเสียแรงยกจะเกิดขึ้นบนกลีบใบพัดใหญ่ MAIN ROTOR BLADES ซึ่งเมื่อเกิด STALL ขึ้นแล้วจะทำให้อากาศยานหรือเฮลิคอปเตอร์จะเสียการทรงตัว ถ้าเกิดการ STALL ถึงขั้นรุนแรงหรือวิกฤตและนักบินไม่สามารถจะแก้ไขอาการ STALL ให้หายแล้วจะเป็นอันตรายอย่างยิ่งซึ่งอาจเป็นสาเหตุทำให้อากาศยานหรือเฮลิคอปเตอร์เสียการทรงตัวและตกลงสู่พื้นดินได้นั่นหมายถึงการเกิดอุบัติเหตุของอากาศยานต่างๆ ดังที่เคยทราบมาแล้ว

การสูญเสียแรงยก (STALL) ที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดใหญ่ (MAIN ROTOR BLADE) ของเฮลิคอปเตอร์ถือว่าเป็นสิ่งที่อันตรายอย่างยิ่ง เพราะกลีบใบพัดใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์เป็นตัวทำให้เกิดแรงยก (LIFT) และแรงฉุด (THRUST) ให้กับเฮลิคอปเตอร์ ดังนั้นเมื่อเกิดการ STALL ขึ้นอย่างรุนแรง จะทำให้เฮลิคอปเตอร์เสียการทรงตัวอย่างมาก ถ้านักบินแก้ไขอาการ STALL ไม่หายและการ STALL เข้าถึงขั้นวิกฤตแล้วจะเป็นอันตรายอย่างยิ่งเพราะเฮลิคอปเตอร์สูญเสียทั้งแรงยกและแรงฉุดไปด้วยในขณะเดียวกัน จึงทำให้เสียการทรงตัวและเสียทางด้านการบังคับการบินด้วย จึงถือว่าเป็นสิ่งสำคัญยิ่งที่ผู้เกี่ยวข้องควรจะศึกษาให้ทราบและวิธีการ การที่แก้ไขเพื่อเป็นสิ่งป้องกันอันตรายจากการ STALL นี้ได้

การ STALL ที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ จะเกิดขึ้นบนกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) กรณีที่กลีบใบพัดใหญ่หมุนทวนเข็มนาฬิกา กลีบใบพัดใหญ่ที่หมุนตามลมสัมพัทธ์หรือ RETREATING BLADE อยู่ทางด้านซ้ายของเฮลิคอปเตอร์ เพราะปกติมุมปะทะของกลีบใบพัดด้าน ADVANCING BLADE ขณะ ฮ.บินไปข้างหน้า ขณะเดียวกันความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) จะมีความเร็วต่ำกว่ากลีบใบพัดที่หมุนอยู่ด้านทวนลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) ยิ่งเฮลิคอปเตอร์บินไปข้างหน้าด้วยความเร็วสูงขึ้นสูงขึ้น ความเร็วสัมพัทธ์ที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดด้านที่หมุนตามลมสัมพัทธ์สูงขึ้นตรงกันข้ามเฮลิคอปเตอร์ที่เพิ่มขึ้น ดังนั้นกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) จึงมีความเร็วต่ำลงขณะที่ ฮ.มีความเร็วไปข้างหน้าเพิ่มขึ้น และมีมุมปะทะสูงขึ้นจึงเข้าลักษณะความเร็วต่ำมุมปะทะสูงจึงเป็นสาเหตุทำให้เกิดการ STALL ขึ้นกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) ซึ่งอยู่ทางด้านซ้ายของ ฮ. และจะขยายพื้นที่ไปยังด้านหลังของ ฮ. ประมาณ ๑๕% หรือ ๑/๔ ของพื้นที่ ที่กลีบใบพัดใหญ่ที่หมุนทั้งหมด ถ้าถึงขั้นรุนแรงมาก ดังรูปและ ฮ. จะมีอาการแสดงให้ทราบว่าได้เริ่มเกิดการ STALL ขึ้นแล้วดังลำดับดังนี้

๑. ฮ. จะมีอาการสั่นที่ผิดปกติและจะเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ จนถึงขั้นวิกฤต

๒. ฮ. จะมีอาการหัวเงย NOSE TO RISE OR HELICOPTER PITCH UP ถ้าถึงขั้นวิกฤตเพราะแรงยกทางด้านของ ฮ. ลดลงเนื่องจากสูญเสียแรงยกไป

๓. ฮ. จะเสียการทรงตัวเอียงลงทางซ้าย (LEFT ROIL) เพราะแรงยกทางด้านซ้ายของ ฮ. สูญเสียไป ๑/๔ ของพื้นที่วงการหมุนของกลีบใบพัด

การสูญเสียแรงยกกลีบใบพัดของโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ซึ่งเรียกว่า BLADESTALL นั้นมีโอกาสที่จะเกิดขึ้นกับเฮลิคอปเตอร์ในขณะทำการบินได้โดยง่าย เฉพาะเฮลิคอปเตอร์มีน้ำหนักบรรทุกมาก (MAX GROSS WEIGHT) บินด้วยมุมปะทะของกลีบใบพัดสูง (HIGH ANGLE OF ATTACK) บินด้วยความเร็วสูง (HIGH VELOCITY OR SPEED) ใช้ท่าบินที่รุนแรง (MANEUVERS) และทำการบินที่ระยะความสูงมาก (HIGH ALTITUDE) อากาศแปรปรวนหรือลมกระโชค (TURBULENCE OR GUST)

เฮลิคอปเตอร์ที่ใช้โรเตอร์เดี่ยว (SINGLE ROTOR) คือมีโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) และโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) โดยปกติเฮลิคอปเตอร์ที่ใช้ในประเทศไทยขณะนี้ชุดโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) จะหมุนทวนเข็มนาฬิกา (COUNTER CLOCK WISE) ในการบินไปในอากาศ ปกติความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดโรเตอร์ใหญ่ที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ซึ่งเรียกว่า ADVANCING BLADE จะมีความเร็วสัมพัทธ์สูง แต่มุมปะทะต่ำ แต่ในทางตรงกันข้าม กลีบใบพัดโรเตอร์ใหญ่ที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์เรียกว่า RETREATING BLADE จะมีความเร็วสัมพัทธ์ต่ำแต่มุมปะทะสูง ดังได้กล่าวมาแล้วในเรื่องการเกิดและแก้การไม่สมดุลของแรงยก (DISSYMMETRY OF LIFT) ถ้าหากการบินที่เฮลิคอปเตอร์มี

น้ำหนักบรรทุกมาก นักบินก็จำเป็นที่จะต้องใช้มุมปะทะสูงเพื่อให้เฮลิคอปเตอร์มีแรงยกและแรงฉุดให้ทำการบินและรักษาระดับการบินนั้นต่อไป ถ้าหากนักบินใช้ความเร็วในการบินเพิ่มขึ้น ความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดด้านที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) จะเพิ่มขึ้นตามความเร็วที่เพิ่มขึ้นในทางตรงกันข้าม ความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดด้านที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) จะมีความเร็วสัมพัทธ์ลดลงตามความเร็วที่เพิ่มขึ้น ถ้าหากนักบินบินด้วยความเร็วเพิ่มขึ้นจนถึงจุดๆ หนึ่งที่ทำให้ความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดด้านหมุนตามลมสัมพัทธ์ลดลงถึงจุดวิกฤต และในขณะเดียวกันก็มีมุมปะทะสูงอยู่แล้วจึงเกิดการ STALL ขึ้นบนกลีบใบพัดด้าน RETREATING BLADE ซึ่งอยู่ทางด้านซ้ายของเฮลิคอปเตอร์ การ STALL จะเริ่มต้นจากปลายกลีบใบพัดที่หมุนอยู่ทางด้านซ้ายและจะขยายพื้นที่ของการ STALL ออกไปด้านหน้าด้านหลังจนใกล้ส่วนหางของ ฮ. และขยายเข้าด้านในของวงการหมุนของโรเตอร์ ถ้าหากพื้นที่ของการ STALL เพิ่มขึ้นจนถึง ๒๕% หรือ ๑/๔ ของพื้นที่การหมุนของโรเตอร์ (ROTOR DISC) แล้วถือว่าเป็นการ STALL ถึงขั้นวิกฤต ฮ.จะมีอาการหัวเชิดขึ้น (NOSE - UP) และเสียการทรงตัวเอียงลงซ้าย (LIFT ROIL) จนไม่สามารถจะควบคุมการบินได้ (LOSS OF CONTROL)

ถ้าหากเกิดการสูญเสียแรงยก (STALL) ขึ้นเฮลิคอปเตอร์จะแสดงอาการให้ทราบตามลำดับดังต่อไปนี้

๑. ฮ. จะมีการสั่นผิดปกติเกิดขึ้นและรุนแรงขึ้นตามลำดับจนถึงขั้นวิกฤต และส่งผลถึงระบบบังคับการบิน (KICKS IN THE CONTROLS)

๒. ฮ. จะมีอาการหัวเชิดขึ้น (NOSE TO RISE OR PITCH UP) เพราะเมื่อ STALL ถึงขั้นวิกฤตแรงยกที่กลีบใบพัดของ DISC AREA ใกล้ส่วนหางของ ฮ. สูญเสียไปมาก

๓. ฮ. จะเสียการทรงตัวและเอียงลงทางซ้าย (ROLL TO LEFT) เพราะแรงยกของกลีบใบพัดซีกด้านซ้ายสูญเสียไปมากจนไม่สามารถจะพยุง ฮ.อยู่ได้

๔. ฮ. ไม่สามารถจะบังคับให้สลับคืนสู่สภาพการบินปกติได้ (LOSS OF CONTROL OR UNCONTROL ABLE)

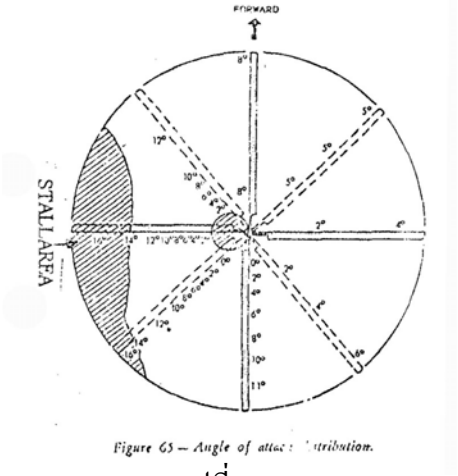


Figure 65 — Angle of attac : ' tribution.

รูปที่ ๕๐

<u>หมายเหตุ</u> เฮลิคอปเตอร์บางแบบจะมีเครื่องวัดสำหรับวัดการเกิดการ STALL ไว้เพื่อเป็นการเตือนให้นักบินทราบว่าเกิด STALL ขึ้นแล้ว ถ้าไม่แก้ไขและปล่อยให้เกิดขึ้นจนถึงขั้นวิกฤตแล้วจะเป็นอันตรายอย่างยิ่ง

องค์ประกอบที่จะทำให้เกิดการ STALL

๑. ฮ. มีน้ำหนักบรรทุกมาก (HIGH GROSS WEIGHTS)

๒. ฮ. บินด้วยมุมปะทะของกลีบใบพัดสูง (HIGH ANGLE OF ATTACK)

๓. ฮ. บินด้วยความเร็วสูง (HIGH AIRSPEED)

๔. ฮ. บินด้วยท่าบินรุนแรง (MANEUVERING) หรือเปลี่ยนท่าบินทันทีทันใดเช่นเลี้ยวทันที ทันใด (SHARP TURN) หรือยก COLLECTIVE CONTROL ทันทีทันใด (ABRUPT PULL UP) จึงจะทำให้เกิด LOAD FACTOR กับกลีบใบพัดอย่างมาก

๕. ฮ. บินที่ระยะความสูงซึ่งมีอากาศบาง และอากาศแปรปรวนและกระโชก (HIGH ALLUDE OR GUST)

๖. ฮ. บินด้วยรอบโรเตอร์ใหญ่ต่ำซึ่งทำให้เกิด LOAD FACTOR ขึ้นบนกลีบใบพัดใหญ่อย่างมาก (LOW ROTOR RPM. AND LOAD FACTOR)

การแก้อาการ STALL ของเฮลิคอปเตอร์ขณะบินอยู่ในอากาศ

ในกรณีที่เกิด STALL ขณะเฮลิคอปเตอร์กำลังทำการบินอยู่ในอากาศ ถ้านักบินได้ศึกษาเกี่ยวกับการ STALL นี้แล้ว ขณะเริ่มเกิดการ STALL อาการแรกที่จะเป็นการเตือนนักบินให้ทราบก็คืออย่างผิดปกติและรุนแรงขึ้นเรื่อยๆ นักบินจะต้องรีบดำเนินการแก้ไขเสียแต่เริ่มแรกเพื่อป้องกันมิให้เกิดการ STALL ถึงขั้นรุนแรงซึ่งอาจทำให้แก้ไขได้ยากเพราะการบังคับต่างๆ ของระบบบังคับการบินจะเสียไปหรือไม่ได้ผล (LOSS OF CONTROL) และถ้ารุนแรงมากถึงขั้นวิกฤตแล้วอาจทำให้อุปกรณ์ต่างๆ ของชุดโรเตอร์เสียหายด้วยและในที่สุดก็มิอาจหลีกเลี่ยงการเกิดอุบัติเหตุไปได้ ซึ่งหมายถึงการสูญเสียชีวิต และทรัพย์สินของชาติไปได้ ดังนั้นถ้าหากเกิดการ STALL ขึ้นโดยเริ่มแรกเฮลิคอปเตอร์จะเกิดการสั่นอย่างผิดปกติขึ้นและการสั่นเพิ่มขึ้นๆ ตามลำดับ นักบินจะต้องแก้ไขการ STALL ตามลำดับดังต่อไปนี้

๑. ลดความเร็วในการบินไปข้างหน้าลง (DECREASE IN FORWARD SPEED) แต่หลีกเลี่ยงมิให้ ฮ. เกิดการเงยหัวอย่างทันที (RAPID FLARES) นั่นก็หมายความว่าลดความเร็วอย่างนุ่มนวลโดยดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK มาหลังอย่างนุ่มนวลเพื่อมิให้เกิดการเปลี่ยนแปลงท่าบินอย่างทันที

๒. ลดมุมปะทะกลีบใบพัดใหญ่ลง REDUCTION OF PITCH โดยการกดคันบังคับ COLLECTIVE CONTROL STICK ลงอย่างนุ่มนวล

๓. ถ้ารอบโรเตอร์ใหญ่ยังอยู่ในเกณฑ์กำหนดก็คงรักษารอบโรเตอร์ไว้ ถ้ารอบโรเตอร์ต่ำกว่าเกณฑ์กำหนดให้ทำการเพิ่มรอบโรเตอร์ขึ้นไป (INCREASE ON ROTOR SHEED)

<u>หมายเหตุ</u> ถ้านักบินได้กระทำการแก้ไขดังกล่าวตามลำดับดังกล่าวแล้วการ STALL ที่เกิดบนกลีบใบพัดใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์จะหายไป แต่การกระทำดังกล่าวจะต้องกระทำอย่างนุ่มนวลเพื่อมิให้เกิดการเปลี่ยนแปลงท่าบินอย่างกะทันหัน (MANEUVERING FLIGHT)

แรงยก (LIFT) ที่เกิดบนพื้นต่างๆ ภายในพื้นที่การหมุนของโรเตอร์ (DISC AREA) ขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการบินด้วยความเร็วไปข้างหน้า (LIFT ACTING ON VARIOUS BLADE AREAS OF ROTOR IN FORWARD FLIGHT)

ขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการบินด้วยความเร็วไปข้างหน้า แรงยก (LIFT) ที่เกิดขึ้นบนพื้นที่ภายในการหมุนของโรเตอร์ที่เรียกว่า ROTOR DISC นั้นแบ่งพื้นที่ต่างๆ ออกได้ ๕ พื้นที่ดังต่อไปนี้

๑. REVERSE FLOW AREA ได้แก่พื้นที่โคนกลีบใบพัดทางด้านหมุนตามลมสัมพัทธ์ (AT THE ROOT OF THE RETREATING BLADE) ซึ่งเป็นบริเวณที่เกิดการไหลย้อนกลับของกระแสอากาศจากชายหลัง (TAILING EDGE) ไปยังชายหน้า (LEADING EDGE) ของกลีบใบพัด เนื่องจากความเร็วการบินไปข้างหน้าของเฮลิคอปเตอร์ (AIR SPEED OF HELICOPTER) มีค่าเท่ากับความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดที่โคนกลีบ ณ ตำบลหนึ่งไปยังจุดศูนย์กลางการหมุนของโรเตอร์ ที่เกิดจากการหมุนของ โรเตอร์ (ROTATIONAL VELOCITY) ดังนั้นบริเวณนี้จึงไม่มีแรงยกดังแสดงในพื้นที่ A. AREA ในรูป

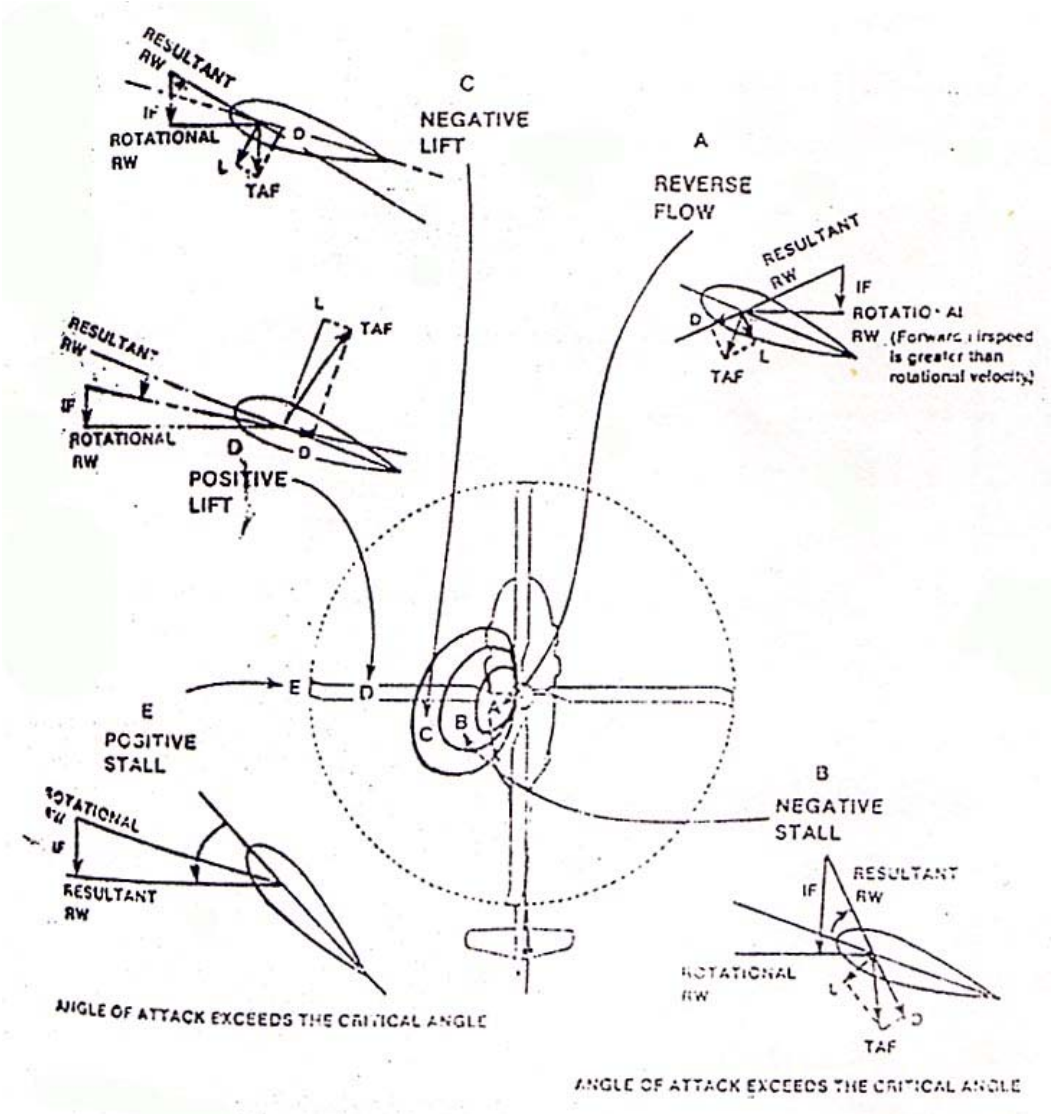
๒. NEGATIVE STALL AREA เป็นพื้นที่ถัดจาก REVERSE FLOW AREA ออกไปด้านกลีบใบพัดหมุนตามลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) เป็นพื้นที่บริเวณที่กลีบใบพัดมีความเร็วสัมพัทธ์ต่ำ ซึ่งเกิดจากการหมุนของโรเตอร์ (ROTATIONAL VELOCITY) แต่มีค่ามากกว่าความเร็วการบินของเฮลิคอปเตอร์ (AIR SPEED OF HELICOPTER) จะทำให้มีกระแสอากาศไหลจากชายหน้า (LEADING EDGE) ไปยังชายหลัง (TAILING EDGE) ของกลีบใบพัด แต่ทิศทางลมสัมพัทธ์จะไหลปะทะที่ด้านบนของเส้นชะยา เนื่องจากกลีบใบพัดเกิดการกระพือลงจึงทำให้มุมปะทะสูงกว่ามุมปะทะวิกฤต ในขณะความเร็วสัมพัทธ์กลีบใบพัดมีค่าต่ำ จึงไม่มีแรงยกในบริเวณนี้และเรียกว่า NEGATIVE STALL AREA ดังแสดงในรูป B. AREA

๓. NEGATIVE LIFT AREA เป็นพื้นที่ถัดจากพื้นที่ NEGATIVE STALL ออกไปทางด้านกลีบใบพัดที่หมุนตามลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) พื้นที่บริเวณนี้ ทิศทางลมสัมพัทธ์ยังคงไหลปะทะที่เหนือเส้นชะยาของกลีบใบพัดอยู่และกระแสอากาศที่ไหลผ่านผิวล่างกลีบใบพัดมีความเร็วสูงและความดันต่ำ จึงทำให้แรงยกที่เกิดขึ้นมีทิศทางลงด้านล่างเรียกว่า NEGATIVE LIFT ขึ้น บริเวณนี้ดังแสดงในรูป C. AREA

๔. POSITIVE LIFT AREA เป็นพื้นที่ถัดจากพื้นที่ NEGATIVE LIFT ออกไปทางด้านกลีบใบพัดที่หมุนตามลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) จนเกือบถึงปลายกลีบใบพัดพื้นที่บริเวณนี้กระแสอากาศจะไหลปะทะกลีบใบพัดที่ส่วนล่างของเส้นชะยาของกลีบใบพัดและมีมุมปะทะปานกลาง

ดังนั้นกระแสอากาศที่ไหลผ่านผิวบนกลีบใบพัด จึงมีความเร็วสูงและความดันต่ำ ซึ่งการไหลของกระแสอากาศที่ผ่านผิวล่างกลีบใบพัด จึงเรียกว่า POSITIVE LIFT ดังนั้นพื้นที่จึงมีแรงยกมากเท่ากับแรงยกที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดที่หมุนทวนลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) ดังแสดงในรูป D. AREA

๕. POSITIVE STALL AREA เป็นพื้นที่บริเวณปลายกลีบใบพัดด้านที่หมุนตามลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) พื้นที่บริเวณนี้กลีบใบพัดกระพือขึ้น (FLAPPING UP) จึงทำให้กลีบใบพัดมีมุมปะทะสูงเกือบถึงมุมปะทะวิกฤต เมื่อเฮลิคอปเตอร์บินด้วยความเร็วสูงขึ้น (HIGH SPEED OF HELICOPTER) แต่ความเร็วการหมุนของกลีบใบพัด ซึ่งเกิดจากการหมุนของโรเตอร์ (ROTATIONAL VELOCITY) คงที่ ดังนั้น ความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดในบริเวณพื้นที่นี้จึงมีค่าลดลง (ROTATIONAL VELOCITY OF ROTOR BLADE-SPEED OF HELICOPTER) จึงทำให้กลีบใบพัดบริเวณนี้มีความเร็วสัมพัทธ์ต่ำลง ในขณะที่มีมุมปะทะสูงขึ้น จึงเกิดการสูญเสียแรงยกไปที่บริเวณนี้ ซึ่งเรียกว่า POSITIVE STALL AREA ดังแสดงในรูป E. AREA



รูปที่ ๕๑

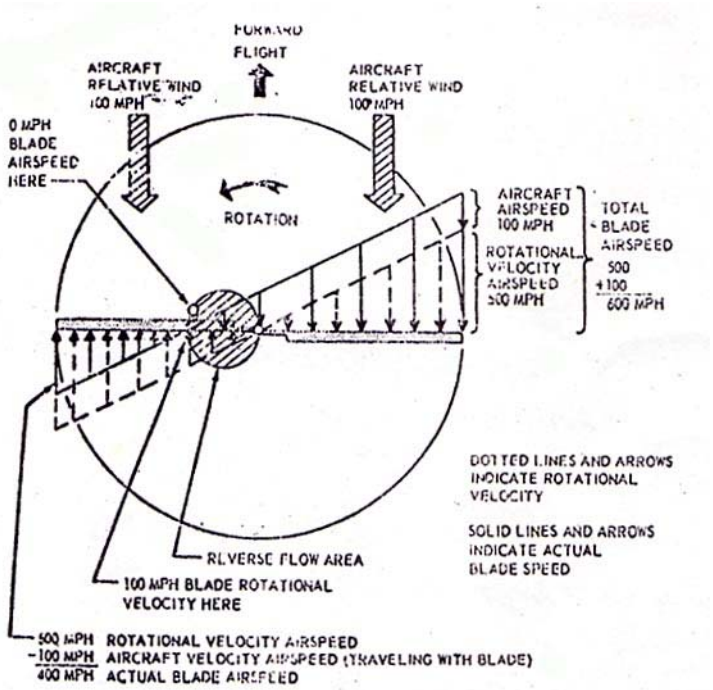


Figure 63 — Main rotor in forward flight.

รูปที่ ๕๒

COMPRESSIBILITY EFFECT หมายถึงการสูญเสีย หรือหมดประสิทธิภาพทางแรงยก (LOSS OF LIFT EFFICIENCY) ลงทันทีบนกลีบใบพัดโรเตอร์ใหญ่ด้านที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) เนื่องจากกลีบใบพัดมีความเร็วสัมพัทธ์ถึงความเร็วเสียงวิกฤต (CRITICAL MACH NUMBER) ซึ่งอยู่ระหว่าง ๐.๗๕ - ๐.๘ มัค จะทำให้การไหลของกระแสอากาศบริเวณนี้นั้นเกิดอลวน (TURBULENT) ทันที การให้เฮลิคอปเตอร์เสียการทรงตัวและเอียงลงทางขวา (RIGHT ROLL) ทันทีซึ่งเป็นอันตรายอย่างยิ่งต่อการบินเช่นเดียวกับการเกิด BLADE STALL

ในการบินใดๆ ของเฮลิคอปเตอร์ ที่ใช้ความเร็วในการบินสูงเกินกว่าความเร็วพิกัดที่กำหนดไว้ (VNE.) หรือการบินที่ทำให้เกิดรอบของโรเตอร์สูงเกินเกณฑ์ (ROTOR RPM OVER SPEED) ส่งผลให้ความเร็วบริเวณปลายกลีบใบพัดด้านหมุนทวนลมสัมพัทธ์ (ADVANCING BLADE) มีความเร็วสูงสัมพัทธ์ถึงความเร็วเสียงวิกฤต (CRITICAL MACH NUMBER) ซึ่งอยู่ระหว่าง ๐.๗๕ - ๐.๘ มัค ทำให้บริเวณพื้นที่นั้นเกิดการไหลของกระแสอากาศผ่านกลีบใบพัดเป็นลักษณะอลวน (TURBULENT) อย่างรุนแรง ทำให้แรงต้าน (DRAG) เพิ่มสูงขึ้นทันทีถึงขั้นวิกฤตและส่งผลให้กลีบใบพัดบริเวณนั้นหมดแรงยกลงทันที ดังนั้นเฮลิคอปเตอร์จะเสียการทรงตัว เอียงลงทางขวา (RIGHT ROLL) ทันที ถ้าเกิดถึงขั้นวิกฤตจะสูญเสียการบังคับด้วย (LOSS OF CONTROL) และเป็นอันตรายต่อการบินอย่างยิ่ง เช่นเดียวกับการเกิด BLADE STALL

ข้อสังเกตที่จะเตือนให้ทราบว่าเกิด COMPRESSIBILITY EFFECT

๑. ฮ. เกิดการสั่นผิดปกติและรุนแรงขึ้นตามลำดับถึงขั้นวิกฤต (ABNORMAL VIBRATION AND INCREASE TO CRITICAL)

๒. ฮ. หัวเชิดขึ้น (NOSE-UP OR PITCH-UP)

๓. ฮ. เสียการทรงตัวเอียงลงทางขวา (RIGHT ROLL)

๔. ฮ. สูญเสียการบังคับ (LOSS OF CONTROL)

การแก้ไข (RECOVERY COMPRESSIBILITY EFFECT)

๑. ลดความเร็วการบินลง (DECREASE FORWARD SPEED)

๒. ลดมุมปะทะกลีบใบพัด (DECREASE COLLECTIVE PITCH)

๓. ลดรอบโรเตอร์ลงให้อยู่ในเกณฑ์กำหนด (DECREASE ROTOR RPM TO LIMITED RANGE)

๔. ลดท่าบินที่รุนแรงลงสู่ท่าบินปกติ (DECREASE SEVERE OF MANEUVERS)

องค์ประกอบหรือสาเหตุที่ทำให้เกิด COMPRESSIBILITY EFFECT

๑. บินด้วยความเร็วสูง (HIGH FORWARD SPEED)

๒. บินด้วยรอบโรเตอร์สูงเกินเกณฑ์ (ROTOR RPM OVER SPEED)

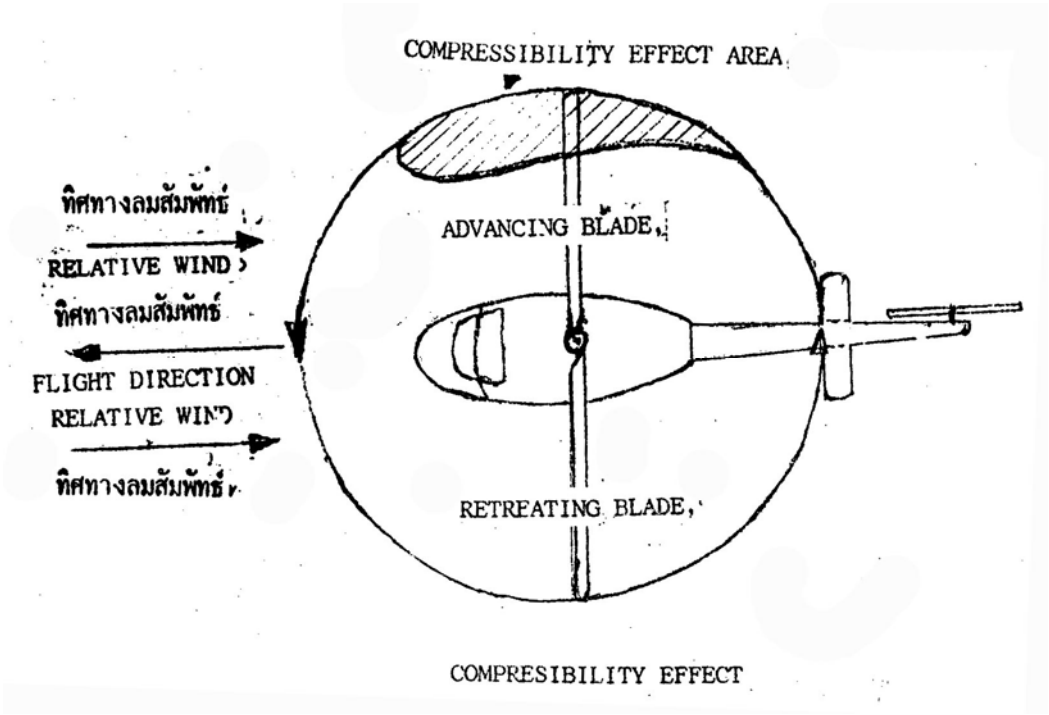
๓. บินด้วยท่าบินที่รุนแรง (SEVERITY OF MANEUVERS)

สูตรการหาความเร็วของปลายกลีบใบพัด (BLADE TIP SPEED) ของเฮลิคอปเตอร์แต่ละแบบ ดังนี้

$$\text{BTS (IN FT/SEC)} = \frac{\text{ROTOR RADIUS (INFT) x RPM.}}{9.55}$$

ความเร็วการหมุนของปลายกลีบใบพัด (BLADE TIP SPEED) ซึ่งเกิดจากการหมุนของโรเตอร์ (ROTATIONAL VELOCITY) ขณะที่เฮลิคอปเตอร์ไม่เคลื่อนที่นั้นทางทฤษฎีถือว่าความเร็วลมสัมพัทธ์มีค่าเท่ากับ ๐ (ศูนย์) ดังนั้นกลีบใบพัดที่หมุนอยู่ทุกๆ ตำแหน่งจะมีความเร็วลมสัมพัทธ์ + ความเร็วกลีบใบพัด ที่เกิดจากการหมุนของโรเตอร์ (ROTATIONAL VELOCITY) จะมีค่าเท่ากันทุกๆ ตำแหน่งการหมุนของกลีบใบพัด

ขณะ ฮ. บินด้วยความเร็วไปข้างหน้า ความเร็วสัมพัทธ์ของกลีบใบพัดด้านที่หมุนทวนลมสัมพัทธ์จะมีค่าเท่ากับ ROTATIONAL VELOCITY + SPEED OF HELICOPTER ส่วนด้านหมุนตามลมๆ จะมีค่าเท่ากับผลต่างของความเร็วทั้งสอง



TRANSLATIONAL LIFT OR EFFECTIVE TRANSLATIONAL LIFT (ETL) หมายถึง การเพิ่มประสิทธิภาพทางแรงยกให้กับเฮลิคอปเตอร์โดยการบินด้วยความเร็วไปข้างหน้าด้วยความเร็ว ๑๕ ไมล์ต่อชั่วโมง จากจุดเริ่มต้นของการบินที่จุดความเร็ว ๑๕ ไมล์ต่อชั่วโมง เฮลิคอปเตอร์จะเริ่มได้รับแรงยกเพิ่มขึ้นเนื่องจากผลของความเร็วในการบิน ซึ่งเป็นองค์ประกอบที่มีผลต่อการเพิ่มแรงยกมากกว่าองค์ประกอบอื่นๆ หลังจากความเร็วการบินเพิ่มขึ้นจาก ๑๕ ไมล์ต่อชั่วโมงขึ้นไป แรงยกจะเริ่มเพิ่มขึ้นเป็นกำลังสองของความเร็วที่เพิ่มขึ้นดังได้อธิบายในเรื่ององค์ประกอบของแรงยกแล้ว

ในการบินจากจุดเริ่มต้นของการบิน อาจเป็นที่พื้นดิน หรือขณะทำการบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศ (HOVERING) ก็ตาม ขณะเฮลิคอปเตอร์ยังไม่เคลื่อนที่เฮลิคอปเตอร์จะได้รับแรงยกเพิ่มขึ้นจากที่มีอยู่เดิม เนื่องจากผลของ GROUND EFFECT ดังได้กล่าวไว้ในเรื่องของ GROUND EFFECT แล้ว ขณะนั้นแรงฉุด (THRUST) และแรงยก GROUND EFFECT แล้ว ขณะนั้นแรงฉุด (THRUST) และแรงยก (LIFT) จะอยู่ในแนวดิ่งเดียวกัน ซึ่งเรียกว่า TOTAL VERTICAL THRUST ถ้าเฮลิคอปเตอร์เริ่มเคลื่อนที่ออกจากจุดเริ่มต้นทำการบินเมื่อไร โรเตอร์จะเอียงไปในทิศทางนั้น ขณะนั้นเองแรงฉุด (THRUST) จะแยกออกจากแนวดิ่งเดิมจากแรงยก (LIFT) ทันทีและจะทำให้แรงยกรวม (TOTAL VERTICAL THRUST) ลดลงเพราะแรงฉุด (THRUST) จะมีทิศทางไปตามทิศทางของการบินเสมอ เมื่อแรงยกรวมลดลงเฮลิคอปเตอร์จะเริ่มเสียระยะสูงลงเล็กน้อย ในขณะเดียวกันนั้นเฮลิคอปเตอร์เริ่มเคลื่อนที่ออกจากจุดเริ่มต้นด้วยแรงฉุด (THRUST) ด้วยความเร็วประมาณ ๓ - ๕ ไมล์ต่อชั่วโมง จะเคลื่อนที่ออกนอกบริเวณพื้นที่ของ GROUND EFFECT เฮลิคอปเตอร์ยังคงเสียระยะสูงลงไปเรื่อย ถ้าหากเฮลิคอปเตอร์มีน้ำหนักบรรทุกมาก (MAX GROSS WEIGHT) และเป็นพื้นที่จำกัด (CONFINED AREA) จะเป็นอันตรายมาก ถ้าหากทำการบินด้วยท่าบินที่รุนแรง (MANEUVERS) จะเป็นอันตรายต่อ

การบินอย่างยิ่ง จนกว่าเฮลิคอปเตอร์จะมีความเร็วนาน ๑๕ ไมล์ต่อชั่วโมง ซึ่งเฮลิคอปเตอร์จะได้รับแรงยกเพิ่มขึ้น จึงสามารถทำการบังคับการบินในท่าบินตามความต้องการได้ ดังนั้นเมื่อเริ่มต้นทำการบินออกจากจุดเริ่มต้นของการบินในพื้นที่จำกัด (CONFINED AREA) นักบินจะต้องระมัดระวังเป็นอย่างยิ่ง ยิ่งเป็นพื้นที่ที่เป็นยอดเขาสูงและมีอากาศแปรปรวนจะต้องระมัดระวังอย่างยิ่ง

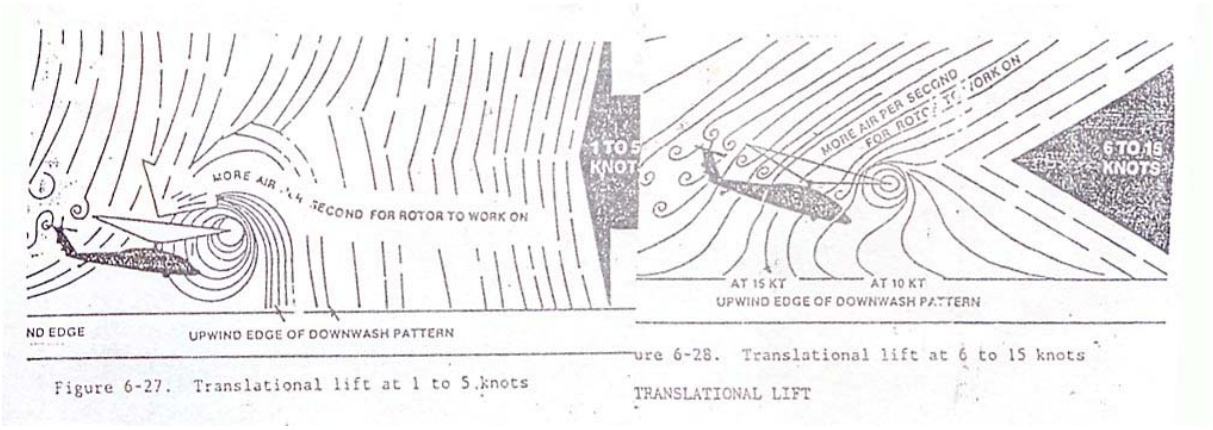


Figure 6-27. Translational lift at 1 to 5 knots

ure 6-28. Translational lift at 6 to 15 knots

รูปที่ ๕๓

BLOW BACK OF ROTOR หมายถึง การหมุนด้วยการเคลื่อนที่ ขึ้น – ลง ของกลีบใบพัดโรเตอร์ใหญ่ เนื่องจากเกิดการกระพือ (FLAPPING) ของกลีบใบพัด เพื่อกำจัดการไม่สมดุลของแรงยก (DISSYMMETRY OF LIFT) ขณะทำการบินจึงเป็นผลทำให้แกนเพลาขับโรเตอร์ (SHAFT AXIS) แยกออกจากแรงของโรเตอร์ ซึ่งเป็นเส้นแนวแรงยกรวมของโรเตอร์ (ROTOR AXIS OR TOTAL THRUST AXIS)

ในขณะเฮลิคอปเตอร์บินไปในทิศทางใดๆ ก็ตาม โรเตอร์จะถูกบังคับให้เอียงไปในทิศทางนั้นๆ โดยการบังคับที่คันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปทิศทางนั้นๆ เมื่อโรเตอร์เอียง กลีบใบพัดจะเกิดการกระพือ (FLAPPING) ขึ้น – ลง ไปพร้อมกับการหมุนของโรเตอร์ จึงทำให้โรเตอร์หมุนไปพร้อมกับการเคลื่อนที่ของกลีบใบพัดขึ้น – ลง โดยจะกระพือสูงขึ้นทางด้านซ้าย (RETREATING BLADE) และกระพือลงต่ำลงทางด้านขวา (ADVANCING BLADE) เพื่อกำจัดการไม่สมดุลของแรงยกดังได้กล่าวมาแล้ว ซึ่งเป็นผลทำให้แกนเพลาขับโรเตอร์ (SHAFT AXIS) แยกออกจากแกนของโรเตอร์ หรือเส้นแนวแรงยกรวม ขณะโรเตอร์เกิดการเอียง (ROTOR AXIS OR TOTAL THRUST AXIS)

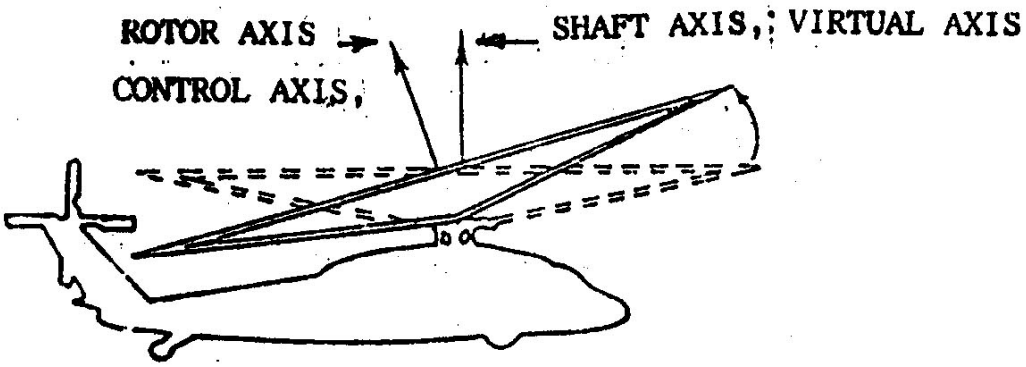


Figure 6-16. Blowback

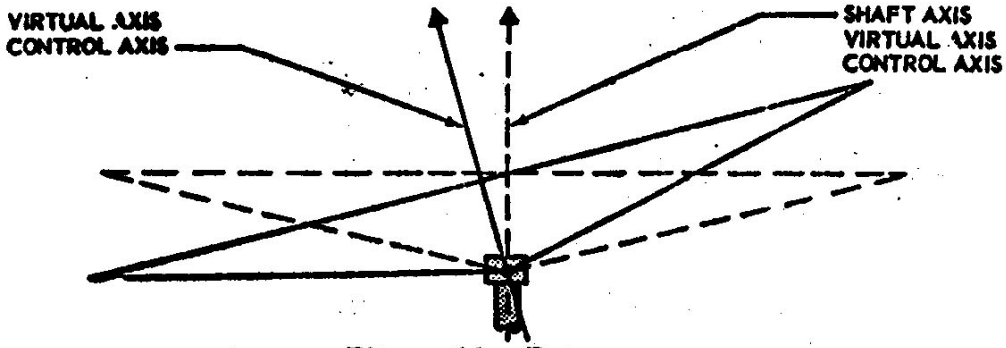


Figure 66 — Rotor axes.

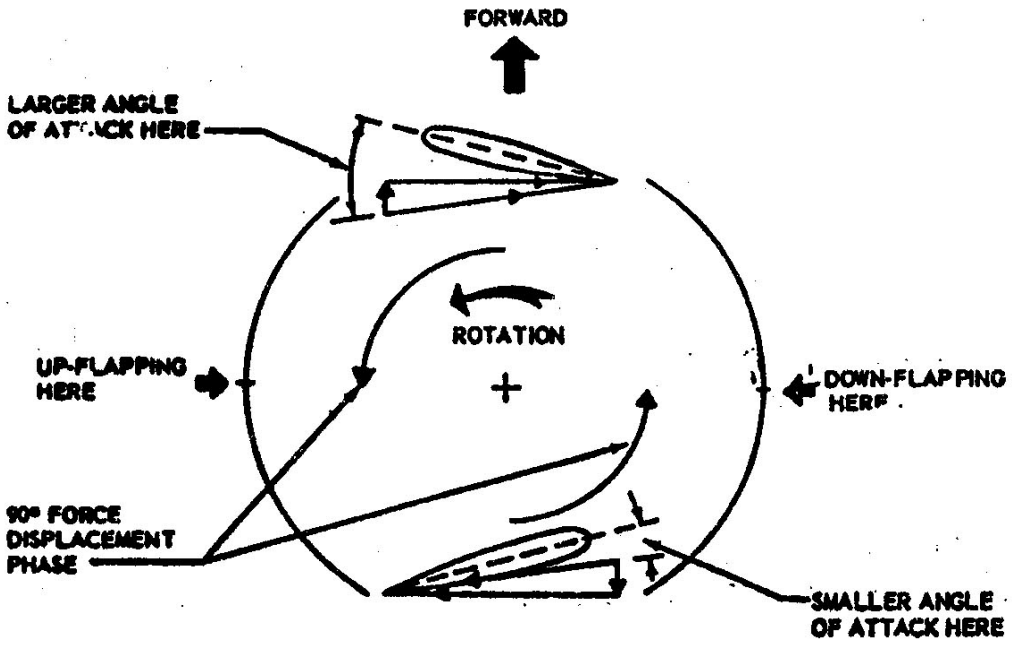


Figure 70 — Angle of attack variaiton causing sideward rotor tilt.

รูปที่ ๕๔

TRANSVERSE FLOW EFFECT หมายถึง การเกิดแรงยก (LIFT) ที่พื้นที่ส่วนหลังของโรเตอร์ (REAR PORT HALVE OF ROTOR OR AFT PORTIONS) มากกว่าพื้นที่ส่วนหน้าของโรเตอร์ (FRONT PORT HALVE OF ROTOR) ขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการบินด้วยความเร็วไปข้างหน้า เนื่องจากปริมาณ และระยะทางการไหลของอากาศ (MASS OF AIR FLOW) ผ่านส่วนหลังของโรเตอร์มากกว่าส่วนหน้า ในขณะที่โรเตอร์เกิดเป็นรูปกรวย (CONE OF ROTOR) และการกระพือ (FLAPPING) ของกลีบใบพัดที่กระพือต่ำลงด้านขวา (ADVANCING BLADE) และกระพือสูงทางด้านซ้าย (RETREATING BLADE) จึงเป็นผลทำให้โรเตอร์เอียงขวาเพียงเล็กน้อย (ROTOR TILT TO THE RIGHT) ดังนั้น ขณะบินขึ้นจากสนาม (TAKE OFF) นักบินจะต้องป้องกันการเอียงลงทางขวา (ROLL TO RIGHT) ของเฮลิคอปเตอร์โดยการบังคับคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปทางซ้ายเล็กน้อย เมื่อเฮลิคอปเตอร์มีความเร็วผ่านความเร็วของ TRANSLATIONAL LIFT หรือ EFFECTIVE TRANSLATIONAL LIFT (ETL.) ซึ่งความเร็วเริ่มตั้งแต่ ๑๕ ไมล์/ชม. ขึ้นไป เฮลิคอปเตอร์จะกลับคืนสู่สภาวะการบินปกติคือการเอียงขวาจะลดลงและหายไปในที่สุด เมื่อความเร็วการบินสูงขึ้นและนักบินจะค่อยๆ ปรับการบังคับ CYCLIC CONTROL STICK มาอยู่ในตำแหน่งการบินปกติ

ข้อสังเกตอีกอย่างหนึ่งขณะที่เฮลิคอปเตอร์ทำการบินขึ้นจากสนาม (TAKE OFF) ด้วยการบินไปข้างหน้าด้วยความเร็วที่ยังไม่ผ่าน TRANSLATIONAL LIFT OR ETL. ฮ. จะมีอาการสั่นเล็กน้อย เนื่องจากผลของความแตกต่างของแรงยกที่ส่วนหลังและส่วนหน้าของโรเตอร์ แต่เมื่อ ฮ. มีความเร็วผ่านย่านความเร็ว ETL. ขึ้นไปแล้วอาการสั่นนั้นจะลดลงและหายไปเมื่อความเร็วเพิ่มขึ้น ซึ่งเป็นปรากฏการณ์ทางการบินอย่างหนึ่งของเฮลิคอปเตอร์ เนื่องจากผลของ TRANSVERSE FLOW EFFECT นั่นเอง

สรุปผลของ TRANSVERSE FLOW EFFECT

- โรเตอร์ส่วนหลังมีแรงยกมากกว่าส่วนหน้า
- ส่วนหัวของ ฮ. ต่ำลงเล็กน้อย
- โรเตอร์เอียงขวาเล็กน้อย
- เกิดการสั่นเพียงเล็กน้อย

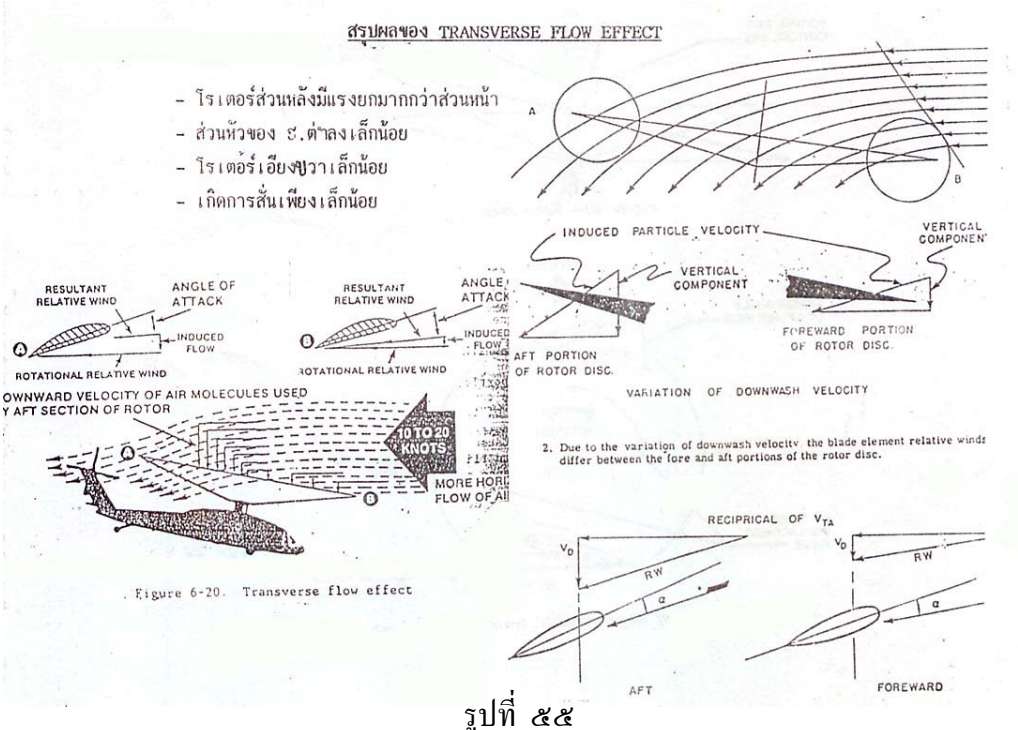


Figure 6-20. Transverse flow effect

รูปที่ ๕๕

POWER SETTLING OR SETTLING WITH POWER หมายถึง ลักษณะการบินใดๆ ของเฮลิคอปเตอร์ที่ทำให้แรงยก (LIFT) ลดลง เพราะรอบการหมุนของโรเตอร์ลดลง เนื่องจากกำลังการหมุนของเครื่องยนต์ลดลง จนทำให้เฮลิคอปเตอร์เสียระยะสูงในการบินลงโดยมีอัตราการเสียระยะสูงมากเกินกว่าอัตราร่อนสูงสุด (EXCEED HIGH RATE OF DESCENT) ซึ่งไม่สามารถที่จะควบคุมการบินได้อย่างปกติ

POWER SETTLING ถ้าเกิดที่ระยะความสูงต่ำหรืออยู่ใกล้พื้นดิน จะเป็นอันตรายอย่างยิ่ง เพราะเฮลิคอปเตอร์จะเสียระยะสูงมากเกินกว่าเกณฑ์อัตราร่อนสูงสุด (EXCEED HIGH RATE OF DESCENT) อาจมีอัตราการตกสูงถึง ๒๒๐๐ ฟุตต่อนาทีถึง ๓๐๐๐ ฟุตต่อนาที (2200 – 3000 FT/MN) ถ้าระยะความสูงต่ำนักบินอาจแก้ไขสถานการณ์ไม่ทัน อาจทำให้เฮลิคอปเตอร์ตกกระทบพื้นดินอย่างรุนแรงและเกิดอุบัติเหตุได้ เพราะนักบินไม่สามารถที่จะควบคุมการบินได้อย่างปกติ

POWER SETTLING จะมีลักษณะอาการคล้ายกับการเกิด BLADE STALL ซึ่งจะมีอาการสั่นผิดปกติและรุนแรงไปยังโครงสร้างลำตัวและระบบบังคับการบิน ฮ.จะเสียระยะสูงในการบินลงอย่างมาก ทำให้สูญเสียการบังคับการบิน (LOSS OF CONTROL) ในที่สุด

POWER SETTLING อาจเกิดขึ้นได้ถ้าทำการบินในลักษณะดังต่อไปนี้

๑. ทำการบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศ (HOVERING) ในความสูงนอกระยะ GROUND EFFECT หรือ OUT OF GROUND EFFECT (OGE) ที่ความสูงเกินกว่าเพดานบินของการบินลอยตัวอยู่ในอากาศของเฮลิคอปเตอร์ไว้ (AT ALTITUDE ABOVE THE HOVERING CEILING OF HELICOPTER)

๒. ทำการบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศ (HOVERING) ในความสูงนอกระยะ GROUND EFFECT หรือ OUT OF GROUND EFFECT ที่ระยะความสูงที่ไม่สามารถจะควบคุมการบินได้อย่างปกติ (HOVERING OUT OF GROUND EFFECT WITH OUT MAINTAINING PRECISE ALTITUDE CONTROL)

๓. ทำการบินต่ำด้วยมุมชันที่เกินเกณฑ์ปกติด้วยความเร็วต่ำหรือความเร็วใกล้ความเร็วศูนย์ หรือการบินหมุนตัวลงต่ำด้วยมุมชัน โดยใช้ความเร็วต่ำที่ใกล้ความเร็วศูนย์ (A STEEP POWER APPROACH IN WHICH SPEED DROP NEARLY TO ZERO OR SPIRALING DESCENT IN WHICH SPEED DROP TO ZERO)

<u>หมายเหตุ</u> การร่อนปกติจะใช้มุมร่อนไม่เกิน ๑๒ องศา (NORMAL APPROACH IS GLIDE ANGLE12°)

การร่อนด้วยมุมชันจะใช้มุมร่อนไม่เกิน ๒๐ องศา (STEEP APPROACH IS GLIDE ANGLE 20°)

ข้อสังเกตที่จะเตือนให้ทราบถ้าเกิด POWER SETTLING

๑. รอบเครื่องยนต์ลดลง (ENGINE RPM DECREASE)

๒. รอบโรเตอร์ลดลง (ROTOR RPM DECREASE)

๓. ฮ. เกิดการสั่นผิดปกติและรุนแรงขึ้นตามลำดับ (ABNORMAL VIBRATION AND INCREASE TO CRITICAL)

๔. ฮ. เสียระยะสูงในการบินลงอย่างมากโดยมีอัตราการตกมากเกินกว่าเกณฑ์สูงสุด (EXCEEDED HIGH RATE OF DESCENT)

๕. ฮ. สูญเสียการบังคับการบิน (LOSS OF CONTROL)

การแก้ไข (RECOVERING POWER SETTLING)

๑. เพิ่มความเร็วในการบินขึ้น (INCREASING FORWARD SPEED)

๒. ลดมุมปะทะกลีบใบพัดลงเป็นมุมต่ำ (LOWERING COLLECTIVE PITCH TO MINIMUM PITCH)

๓. เพิ่มรอบการหมุนของโรเตอร์ขึ้น (INCREASING ROTOR RPM)

๔. ควบคุมอัตราการตกให้อยู่ในเกณฑ์ปกติ (CONTROL AND STABILIZING RATE OF DESCENT TO NORMAL)

DYNAMICS ROLLOVER หมายถึง การพลิกตัวเอียงลงด้านข้างทางใดทางหนึ่ง (LATERAL ROLL) ของเฮลิคอปเตอร์ขณะลงสนาม (LANDING) หรือวิ่งขึ้นจากสนาม (TAKE OFF) เนื่องจากการใช้การบังคับการบินที่ไม่ถูกต้องตามเทคนิคหรือวิธีการ (IMPROPER LANDING OR TAKE OF TECHNIQUE)

DYNAMICS ROLLOVER สามารถจะเกิดขึ้นได้ขณะลงสนาม (LANDING) หรือวิ่งขึ้นจากสนาม (TAKE OFF) ที่เป็นพื้นรวม (LEVEL GROUND SURFACE) และจะเกิดขึ้นได้ง่าย ซึ่งเป็นอันตรายอย่างยิ่งในการลงสนามที่เป็นพื้นที่ที่ลาดเอียง (SLOPE LANDING SURFACE) หรือ การลงสนามที่มีกระแสลมแรงขวางสนาม (CROSS WIND LANDING) หรือการวิ่งขึ้นจากสนามด้วยท่าบินที่รุนแรง (TAKE OFF MANEUVERS)

DYNAMICS ROLLOVER ที่เกิดขึ้นขณะลงสนาม (LANDING) นั้น ถ้านักบินทำการบังคับการบินไม่ถูกต้องตามเทคนิค หรือวิธีการ (IMPROPER LANDING TECHNIQUE) จะเป็นผลทำให้ชุดฐานหรือล้อ (LANDING GEAR OR WHEEL ASSY) สัมผัสพื้นสนามด้วยฐานหรือล้อเพียงข้างเดียวด้านในด้านหนึ่ง (LANDING WITH ONE LANDING GEAR OR ONE WHEEL OR ONE SKID) จึงทำให้เกิดเป็นจุดหมุน (PIVOT POINT OR FULCRUM) ที่ชุดฐาน – ล้อ ที่สัมผัสกับพื้นสนาม ซึ่งจะทำให้เกิดการเอียงและพลิกตัวลงไปด้านข้างทางใดทางหนึ่ง (LATERAL ROLL OR ROLLING

MOTION) ในขณะเดียวกัน ถ้านักบินใช้การบังคับการบินไม่ถูกต้องตามเทคนิคหรือวิธีการ (IMPROPER LANDING TECHNIQUE) ก็จะเป็นการเพิ่มเอียงลงทางด้านข้างมากยิ่งขึ้นจะส่งผลให้ C.G. หรือ CENTER OF GRAVITY ของเฮลิคอปเตอร์ เคลื่อนตัวออกทางด้านข้างมากเกินเกณฑ์ จึงทำให้เฮลิคอปเตอร์เสียสมดุลและเอียงลงด้านข้างด้านในด้านหนึ่ง ถ้าเกิดขึ้นถึงขั้นวิกฤต (CRITICAL ROLL MOTION) จะทำให้เฮลิคอปเตอร์โค่นล้มลงสู่พื้นดินได้

DOWN SLOPE ROLLING MOTION (การเกิดการพลิกตัวเอียงลงทางด้านข้าง) ขณะการลงสนามที่เป็นพื้นที่ลาดเอียงลง (DOWN SLOPE LANDING) จะเป็นสาเหตุทำให้เกิดการพลิกตัวเอียงลงด้านข้างได้ ถ้าหากนักบินใช้บังคับ COLLECTIVE PITCH UP หรือดึงขึ้นมากเกินไปในขณะเดียวกันกับการใช้บังคับ CYCLIC CONTROL STICK ดันไปทางด้านพื้นที่ที่ลาดเอียงลงเพื่อให้ชุดฐาน – ล้อ ด้านอยู่ที่ลาดต่ำสัมผัสกับพื้นที่ลาดเอียงลงนั้น ถ้าหากใช้ทั้ง COLLECTIVE และ CYCLIC มากเกินไปจะทำให้ชุดฐานด้านอยู่ที่ลาดเอียงสูงขึ้นลอยขึ้นจากพื้น ขณะเดียวกันแรงฉุดของโรเตอร์หางจะเป็นตัวส่งเสริมให้เกิดการพลิกตัวเอียงลงทางด้านลาดเอียงลงด้วย

UPSLOPE ROLLING MOTION (การเกิดการพลิกตัวเอียงลงด้านข้าง) ขณะการลงสามที่เป็นพื้นที่ลาดเอียงขึ้น (UPSLOPE LANDING) จะเป็นสาเหตุทำให้เกิดการพลิกตัวเอียงลงด้านข้างได้เช่นเดียวกัน ถ้าหากนักบินใช้การบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ดันไปทางด้านพื้นที่ลาดเอียงขึ้นมากเกินไป เพื่อให้ฐาน – ล้อ ด้านอยู่ทางลาดเอียงขึ้นสัมผัสพื้น และป้องกันมิให้ ฮ. เอียงลงพื้นที่ลาดเอียงลงต่ำในขณะที่ใช้ COLLECTIVE CONTROL STICK – UP หรือดึงขึ้นมากเกินไปจะทำให้ชุดฐาน – ล้อ ด้านอยู่ที่ลาดเอียงต่ำลอยตัวขึ้นจากพื้น ซึ่งจะทำให้เกิดการพลิกตัวเอียงลงไปด้านพื้นที่ลาดเอียงสูงขึ้น (UPSLOPE SURFACE)

ดังนั้นการลงสนามที่เป็นพื้นที่ลาดเอียง (SLOP LANDING SURFACE) ก็ดี หรือ การวิ่งขึ้นจากสนามที่เป็นพื้นที่ลาดเอียง (SLOPE TAKE OFF SURFACE) ก็ดี นักบินจะต้องปฏิบัติให้ถูกต้องตามเทคนิคแบะวิธีการจึงจะไม่เกิดการพลิกตัวเอียงลงทางด้านข้าง (LATERAL ROLL) ซึ่งเรียกว่า DYNAMICS ROLLOVER

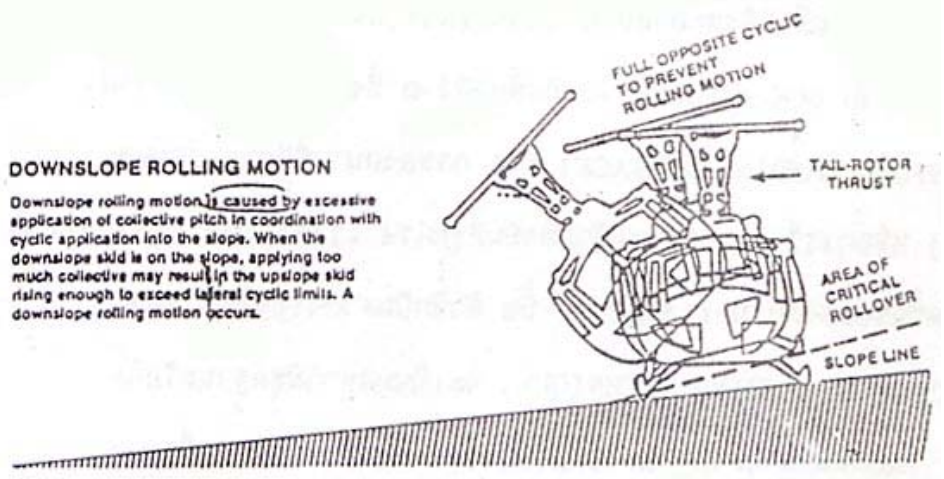


Figure 7-21. Downslope rolling motion

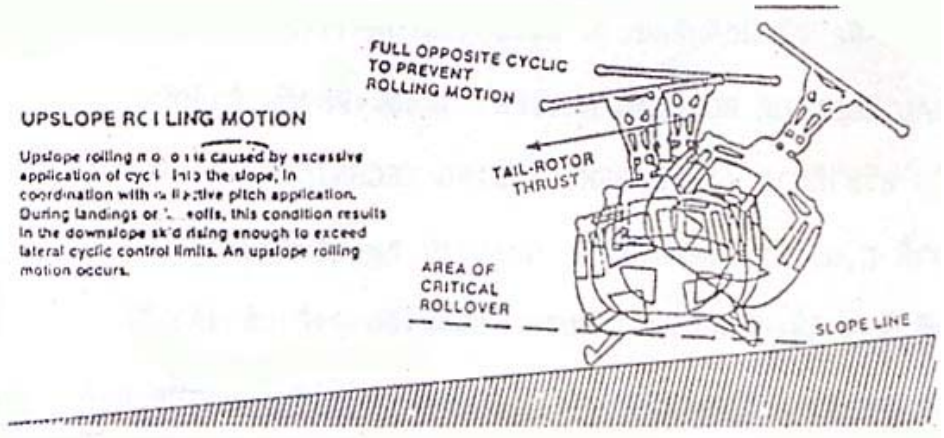


Figure 7-22. Upslope rolling motion

รูปที่ ๕๖

บทที่ ๓
แรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับเฮลิคอปเตอร์ขณะบินในอากาศ
(AERODYNAMICS FORCES ACTING ON HELICOPTER IN FLIGHT)

แรงขั้นมูลฐานทางอากาศพลศาสตร์ AERODYNAMICS FORCES ที่กระทำกับเฮลิคอปเตอร์ขณะบินในอากาศก็มีลักษณะเช่นเดียวกันกับแรงมูลฐานทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำต่อเครื่องบินปีกตรึง (FIXED WING AIRCRAFT) คือแรงฉุด (THRUST) แรงยก (LIFT) แรงต้าน (DRAG) และแรงถ่วงหรือน้ำหนักของอากาศยานกระทำต่อแรงดึงดูดของโลก (GRAVITY OR WEIGHT) นอกเหนือจากแรงทั้งสี่ที่กล่าวมาแล้วยังมีแรงอีกแรงหนึ่งที่มากระทำกับเฮลิคอปเตอร์นอกเหนือจากแรงทางอากาศพลศาสตร์ทั้งสี่แรงคือ แรงบิด (TORQUE) ซึ่งเกิดจากการหมุนของชุดโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) ของเอลิคอปเตอร์ และแรงนี้จะมีทิศทางตรงกันข้ามกับการหมุนของชุดโรเตอร์ใหญ่แล้วยังเกี่ยวข้องกับการบังคับการบินด้วย ขณะ ฮ. บินไปในอากาศ ดังจะกล่าวในรายละเอียดต่อไป

๑. **แรงฉุด** (THRUST) เป็นแรงที่ทำให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ตามทิศทางของทิศทางของแรงฉุดที่ถูกกระทำหรือบังคับของนักบินซึ่งสามารถบังคับไปได้ทุกทิศทาง (IN ANY DIRECTION) ซึ่งผิดไปจากเครื่องบินปีกตรึงเพราะเครื่องบินปีกตรึงจะมีทิศทางของแรงฉุดเฉพาะข้างหน้าของเครื่องบินเท่านั้น ส่วนเฮลิคอปเตอร์แรงฉุดสามารถบังคับให้มีทิศทางไปตามทิศทางต่างๆ ได้โดยการบังคับที่ CYCLIC CONTROL STICK เพื่อไปอำนวยการทำงานให้แนวจานหมุนของชุดใบพัดใหญ่เอียงไปได้ ๓๖๐° เมื่อทำการบังคับให้จานหมุนของโรเตอร์ ROTOR DISC OR TIP PATH PLANE เอียงไปทิศทางใดแรงฉุดก็จะฉุดเฮลิคอปเตอร์ให้เคลื่อนที่ไปทางนั้นๆ เพราะเหตุว่าแรงฉุดของเฮลิคอปเตอร์เกิดจากการหมุนหรือการทำงานของชุดกลีบใบพัด MAIN ROTOR ซึ่งต่างกับแรงฉุดของเครื่องบินปีกตรึงซึ่งเกิดจากชุดใบพัด (PROPELLER) ปกติแล้วเส้นแนวแรงฉุดรวมจะต้องตั้งจากจุดกึ่งกลางของเพลาขับชุดใบพัดใหญ่และจะตั้งฉากกับแนวจานหมุนของโรเตอร์ใหญ่ (ROTOR DISC OR TIP PATH PLANE) เสมอไม่ว่าเฮลิคอปเตอร์จะบินไปในทิศทางใดๆ ดังรูป

๒. **แรงยก** (LIFT) เป็นแรงที่เกิดขึ้นบนแพนอากาศ (AIRFOIL) ของอากาศยานทุกประเภทซึ่งสามารถทำให้อากาศยานบินลอยตัวสูงขึ้นสู่อากาศได้ แรงนี้เกิดขึ้นจากเมื่ออากาศไหลผ่านผิวบนและผิวล่างของแพนอากาศจึงทำให้เกิดความแตกต่างระหว่างความเร็วและความดันของอากาศที่ผิวทั้งสอง โดยปกติแล้วความเร็วของกระแสอากาศที่ไหลผ่านผิวบนจะมีความเร็วสูงกว่าผิวล่างของแพนอากาศ ดังนั้นจะทำให้ผิวบนมีความกดอากาศต่ำส่วนผิวล่างจะมีความกดดันอากาศสูงกว่าจึงเกิดเป็นผลต่างระหว่างความดันอากาศระหว่างผิวบนและล่างขึ้น เนื่องจากผิวบนมีความกดดันต่ำกว่าผิวลางจึงทำให้เกิดปฏิกิริยาอันหนึ่งเรียกว่าแรงยก (LIFT) ขึ้นไปด้านผิวบนของแพนอากาศ ตามกฎของเบอร์นวลลี่ (BERNOULLI'S LAW THEO RUM) สำหรับเฮลิคอปเตอร์แล้วก็เป็นเช่นเดียวกันแต่ขณะกลีบใบพัดใหญ่หมุนผ่านอากาศ

ด้วยความเร็วแต่ก็ยังทำให้เกิดการผลักดันมวลอากาศ (MASS) ลงสู่เบื้องล่างนั้น คือกลีบใบพัดใหญ่จะทำหน้าที่ผลักมวลอากาศจากด้านบนลงสู่ด้านล่างขณะชุดโรเตอร์ใหญ่หมุนจึงทำให้เกิด DOWNWASH ซึ่งเปรียบเทียบกับการเกิด REACTION อันหนึ่งขึ้นเบื้องบนซึ่งเรียกว่า แรงยก (LIFT) ซึ่งเป็นไปตามกฎนิวตันข้อสาม (NEWTON'S THIRD LAW) ถ้าจะเปรียบเทียบให้ง่าย เข้าและเห็นได้ชัดเจนผู้เขียนขอยกตัวอย่างเปรียบเทียบ เช่นเดียวกับคนที่ว่ายน้ำ ถ้าเราเอามือผลักมวลของน้ำลงเบื้องล่างตัวเราจะลอยขึ้นสู่ผิวน้ำเช่นกัน ดังนั้นการเกิดแรงยกขึ้นบนกลีบใบพัดใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์จึงเป็นไปได้ทั้งกฎของเบอร์นวลลี่และกฎของนิวตันข้อสาม ซึ่งจะแตกต่างการเกิดแรงยกบนปีกหรือแพนอากาศของเครื่องบินปีกตรึง FIXED WING AIRCRAFT ซึ่งเป็นไปตามกฎของเบอร์นวลลี่อย่างเดียวที่เห็นได้อย่างชัดเจน ส่วนที่เป็นไปตามกฎของนิวตันนั้น เห็นได้ไม่ชัดเจน อย่างไรก็ตามผลของการไหลของกระแสอากาศจากผิวบนลงด้านล่างของชายหลังของปีกจะทำให้เกิด DOWNWASH ACTION เช่นกัน แรงยกที่เกิดบนกลีบใบพัดใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์นั้นถ้าจะพิจารณาลักษณะการเกิดแรงยกเราแบ่งการเกิดแรงยกได้เป็นสองลักษณะ คือ แรงยกที่เกิดจากกฎของเบอร์นวลลี่เป็นแรงยกที่เรียกว่า INDUCED LIFT และแรงยกที่เกิดจากกฎของนิวตันข้อสามเป็นแรงยกที่เรียกว่า DYNAMIC LIFT

การควบคุมแรงยกของเฮลิคอปเตอร์ทำการบินนั้นนักบินสามารถจะกระทำได้สองลักษณะคือ การควบคุมที่กำลังของเครื่องยนต์ นั่นหมายถึงการเพิ่ม – ลด รอบการทำงานของเครื่องยนต์ซึ่งจะมีผลไปเพิ่ม – ลด รอบการหมุนของโรเตอร์ใหญ่ให้เพิ่ม – ลด ได้ นั่นก็มีผลต่อการเพิ่ม – ลด ของแรงยกด้วย นอกจากการควบคุมที่รอบเครื่องยนต์แล้ว นักบินก็ยังสามารถควบคุมการเพิ่ม – ลด มุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ได้โดยการยกขึ้นและกดลง คันบังคับ COLLECTIVE CONTROL STICK เพื่อเป็นการเพิ่ม – ลดมุมปะทะซึ่งก็จะมีผลต่อการเพิ่ม – ลดของแรงยกด้วย

หมายเหตุ ขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการบินไปในทิศทางใดๆ และโรเตอร์จะเอียงไปด้วยมุมกระพือเท่าไรก็ตามแต่แนวของแรงยกรวมจะต้องอยู่ในแนวตั้งฉากกับแนวการหมุนของโรเตอร์ (PLANE OF ROTATION) หรือ แนวการเดินทางของปลายกลีบใบพัดของโรเตอร์ที่เรียกว่า TIP PATH PLANE เสมอ

องค์ประกอบของแรงยก (FACTOR EFFECTING LIFT) องค์ประกอบของแรงยกของอากาศยานโดยทั่วๆ ไป ตลอดทั้งเฮลิคอปเตอร์แล้วจะมีองค์ประกอบสำคัญอยู่ ๕ ประการดังนี้

๑. **รูปร่างของแพนอากาศหรือปีก** (SHAPE OF AIRFOIL) ปกติแล้วรูปร่างของแพนอากาศหรือปีกผู้แผนแบบที่สร้างเครื่องบินหรือเฮลิคอปเตอร์จะต้องคำนึงถึงเรื่องว่าเครื่องบินหรือเฮลิคอปเตอร์ที่สร้างขึ้นมาจะให้มีภารกิจอะไร บรรทุกน้ำหนักเท่าไร เพื่อประสงค์อะไร ดังนั้นผู้แผนแบบจึงเลือกชนิดรูปร่างของแพนอากาศนั้นขึ้นมาประกอบเป็นปีกหรือแพนอากาศให้พอเหมาะกับอากาศยานนั้น เช่น เฮลิคอปเตอร์จะต้องใช้แพนอากาศชนิด DOUBLE CONVEX OR SYMMETRICAL AIRFOIL เพราะเหตุผลดังได้กล่าวมาแล้วในตอนต้นและก็เป็นตัวให้แรงยกในลักษณะจำกัดแต่จะให้แรงยกเพิ่มมากน้อยเพียงใดต้องขึ้นอยู่กับชนิดใดที่ให้แรงยกมากกว่าแบบอื่น แต่อาจถูกจำกัดกับ บ. หรือ ฮ. บางแบบ

๒. **พื้นที่ของแพนอากาศหรือปีก** (AREA OF AIRFOIL) ถ้าพื้นที่ของแพนอากาศหรือปีกเพิ่มขึ้นแรงยกเป็นลักษณะอัตราส่วนที่สัมพันธ์กัน แต่การเพิ่มพื้นที่ให้กับแพนอากาศหรือปีกนี้จะมีข้อจำกัด เพราะถ้าเพิ่มพื้นที่มากขึ้นแรงต้านจะเกิดมากขึ้นตามไปด้วย ทั้งยังจะต้องหากำลังเครื่องยนต์ที่เพิ่มกำลังขับมาขับหมุนด้วยสำหรับเฮลิคอปเตอร์นั้น การที่จะเพิ่มพื้นที่ให้แก่กลีบใบพัดหรือทำให้กลีบใบพัดโตขึ้นนั้นจึงมีข้อจำกัดทางด้านแรงต้านและกำลังเครื่องยนต์ที่จะมาขับหมุน จึงนิยมโดยการเพิ่มจำนวนกลีบใบพัดให้มากกลีบขึ้น เช่นเฮลิคอปเตอร์ใหญ่ที่ต้องการแรงยกสูงเพื่อบรรทุกน้ำหนักได้มากๆ จำเป็นจะต้องเพิ่มจำนวนกลีบใบพัดให้มากขึ้น แต่จะต้องใช้ชุดดุมใบพัดใหญ่ (MAIN ROTOR HUB) ชนิดที่สามารถติดตั้งกลีบใบพัดได้หลายใบเช่นกัน ชุดดุมใบพัดใหญ่แบบ FULLY ARTICULATED TYPE ซึ่งสามารถตีดตั้งชุดกลีบใบพัดใหญ่ได้ ๖ - ๘ ใบ เช่น H-3 (JOLLY GREEN) CH-53 เป็นต้น แต่จำเป็นจะต้องจัดหากำลังการขับหมุนจากเครื่องยนต์ที่มีกำลังมากมาขับหมุน

<u>หมายเหตุ</u> ความมุ่งหมายหลักในการเพิ่มจำนวนกลีบใบพัดใหญ่ที่ติดตั้งกับเฮลิคอปเตอร์ขนาดใหญ่ๆ เพื่อภารกิจในการบรรทุกน้ำหนักและการขนส่งได้มากๆ ก็เพื่อเป็นการเพิ่มแรงยกและแรงฉุดให้กับเฮลิคอปเตอร์แทนการที่จะเพิ่มพื้นที่ให้กับกลีบใบพัดให้มีขนาดใหญ่โตขึ้น การเพิ่มจำนวนกลีบใบพัดใหญ่ให้กับเฮลิคอปเตอร์ เพื่อเหตุผลที่จะเพิ่มแรงยก และแรงฉุดให้กับเฮลิคอปเตอร์ซึ่งเป็นไปตามสูตรของแรงเบื้องต้น

F = MA เพราะ F(FORCE) ซึ่งหมายถึงแรงที่เกิดบนกลีบใบพัดใหญ่นั่นก็คือแรงยกและแรงฉุด M(MASS) ซึ่งหมายถึงมวลอากาศที่ถูกกลีบใบพัดใหญ่ผลักดันลงมาสู่เบื้องล่างแต่จะทำให้ตัวรอยลอยขึ้นด้านบน ซึ่งเป็นลักษณะเดียวกันกับที่ ได้กล่าวมาแล้ว ส่วน (ACCELERATION) ซึ่งหมายถึงอัตราเร่งของมวลอากาศที่ถูกผลักลงมาก ถ้ามีอัตราเร่งเพิ่มขึ้นก็จะได้รับแรงยกและแรงฉุดขึ้นด้านบนเพิ่มขึ้นเช่นเดียวกัน ดังนั้นถ้าเพิ่มจำนวนกลีบใบพัดให้กับเฮลิคอปเตอร์เพิ่มขึ้นจึงเป็นการเพิ่มการผลักดันมวลอากาศลงสู่เบื้องล่างเพิ่มขึ้น และอัตราเร่งของมวลอากาศก็จะเพิ่มมากขึ้นขณะชุดใบพัดใหญ่หมุน ขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการบินซึ่งเป็นการเพิ่มแรงยกและแรงฉุดให้กับเฮลิคอปเตอร์ตามสูตร

F = MA

F (FORCE) = MASS x ACCELERATION

แรง = ปริมาณมวลอากาศ x อัตราเร่งของมวลอากาศ

ตามสูตรสามารถอธิบายได้ว่า ถ้าปริมาณมวลอากาศเพิ่มมากขึ้นและมีอัตราเร่งเพิ่มขึ้นจะทำให้ได้รับแรงเพิ่มขึ้นแรงในที่นี้หมายถึงแรงยก (LIFT FORCE) นั่นเอง

๓. **มุมปะทะของแพนอากาศหรือปีก** (ANGLE OF ATTACK) ถ้ามุมปะทะเพิ่มขึ้นจะทำให้แรงยกเพิ่มมากขึ้นในลักษณะอัตราส่วนสัมพันธ์กัน แต่การเพิ่มมุมปะทะให้สูงขึ้นจะมีขีดจำกัด ถ้าหากการเพิ่มมุมปะทะให้สูงจนถึงมุมปะทะวิกฤต CRITICAL ANGLE OF ATTACK ซึ่งปกติแล้วมุมปะทะวิกฤตของอากาศยาน ทั่วๆ ไปจะมีค่า ๒๓° เท่านั้น ถ้าสูงกว่าแล้วจะทำให้เกิดการร่วงหล่น

(STALL) หรือสูญเสียแรงยกบนปีกหรือแพนอากาศ ยกเว้น บ.ที่มีความเร็วสูงเช่น บ.ขับไล่ , ทิ้งระเบิด เป็นต้น เพราะ บ. ที่มีความเร็วสูงจะไม่มีปัญหากับมุมปะทะวิกฤตนี้ เพราะชดเชยด้วยความเร็ว สำหรับเฮลิคอปเตอร์กลีบใบพัดใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ขนาดใหญ่บางแบบตั้งมุมปะทะสูงสุดไว้แค่ ๒๑ ± ๑/๒° เท่านั้น แต่ขณะทำการบินจริงๆ แล้วมีโอกาสน้อยมากที่จะใช้มุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ถึง ๒๑° หรือ ๒๒° เพราะการบินด้วยมุมปะทะสูงๆ นอกจากจะทำให้เกิดแรงต้าน (DRAG) เพิ่มมากขึ้นแล้วโอกาสที่จะเกิดการ STALL ได้ง่ายมากอีกด้วย ขณะทำการบินนักบินสามารถจะควบคุมมุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ได้ตลอดเวลาว่าจะให้เพิ่มขึ้นหรือลดลงโดยควบคุมที่คันบังคับ COLLECTIVE CONTROL STICK ถ้ายกขึ้นมุมปะทะกลีบใบพัดใหญ่จะสูงขึ้นตรงกันข้ามถ้ากดลงก็จะเป็นการลดมุมปะทะลงแต่การกด COLLECTIVE CONTROL STICK ลงสุดซึ่งเป็นตำแหน่งมุมปะทะต่ำสุดซึ่งปกติแล้ว เฮลิคอปเตอร์ทั่วๆ ไป จะตั้งมุมต่ำสุดของกลีบใบพัดใหญ่ไว้ ๘°

๔. **ความเร็วของปีกหรือแพนอากาศ** (VELOCITY OF AIRFOIL OR SPEED) ความเร็วของปีกหรือแพนอากาศ ถ้าเป็นเครื่องบินปีกตรึงถือว่าเป็นความเร็วของเครื่องบินก็ได้ เพราะความเร็วสัมพัทธ์ที่เกิดบนปีกก็คือความเร็วที่เกิดจากกระแสอากาศที่วิ่งเข้าปะทะกับปีกซึ่งเท่ากับความเร็วของ บ.ที่บินไปข้างหน้า ส่วนเฮลิคอปเตอร์นั้นผิดแปลกไปจากของเครื่องบินปีกตรึง เพราะขณะที่กลับใบพัดใหญ่หมุนก็เกิดมีความเร็วที่กลีบใบพัดแล้วทั้งๆ ที่ลำตัวเฮลิคอปเตอร์ยังไม่เคลื่อนที่ไปข้างหน้า แต่ถ้าเฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยความเร็วแล้ว ความเร็วสัมพัทธ์ที่เกิดบนกลีบใบพัดใหญ่จะค่าเพิ่มขึ้นตามความเร็วของ ฮ. ที่บินไปข้างหน้า เฉพาะกลีบใบพัดใหญ่ที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ แต่กลีบใบพัดใหญ่ที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์จะลดลงตามปริมาณที่ความเร็วของ ฮ. เพิ่มขึ้น ดังได้อธิบายมาแล้วในเรื่องของการเกิดการไม่สมดุลของแรงยกบนกลีบใบพัดใหญ่ของ ฮ. (DISSYMMETRY OF LIFT) ในบทต้น

ความเร็วเป็นองค์ประกอบที่สำคัญมากกว่าองค์ประกอบอื่นเมื่อเปรียบเทียบกันในด้านทำให้มีผลต่อแรงยก เพราะความเร็วจะเป็นตัวประกอบที่ทำให้เกิดแรงยกเป็นกำลังสองขณะ ฮ. มีความเร็วเพิ่มขึ้น (LIFT VARIES AS THE SQUARE OF THE SPEED) เช่น บ. หรือ ที่บินด้วยความเร็ว ๑๐๐ ไมล์ทะเล/ชั่วโมง จะมีแรงยกเป็นสี่เท่าขณะที่บินด้วยความเร็ว ๕๐ ไมล์ทะเล/ชั่วโมง (AN AIRCRAFT TRAVELING AT 100 KNOTS – HAS FOUR TIMES THE LIFT IT WOULD HAVE AT 50 KNOTS) ขณะทำการบินเฮลิคอปเตอร์นักบินสามารถควบคุมความเร็วของกลีบใบพัดใหญ่ได้

๕. **ความหนาแน่นของอากาศ** (DENSITY ALTITUDE) ความหนาแน่นของอากาศจะเป็นผลโดยตรงต่อแรงยกมีลักษณะที่สัมพันธ์กันโดยตรง ถ้าความหนาแน่นเพิ่มขึ้นจะทำให้แรงยกเพิ่มขึ้นด้วย แต่ที่ระยะสูง ๑๘,๐๐๐ ฟุต จะทำให้ความหนาแน่นอากาศลดลง ๑/๒ ของความหนาแน่นที่ระดับน้ำทะเล (SEA LEVEL) ทั้งนี้เพราะถ้าระยะความสูงเพิ่มขึ้น ความหนาแน่นของอากาศจะลดลง

ดังนั้นแรงยกจะลดลงด้วย ถ้าทำการบินที่ระยะสูงๆ แต่จะถูกชดเชยด้วยความเร็ว นอกจากระยะสูงที่เพิ่มขึ้น ทำให้ความหนาแน่นลดลงแล้วยังมีตัวแปรอีกคือ อุณหภูมิ ถ้าอุณหภูมิเพิ่มขึ้น ความหนาแน่นจะลดลง เพราะอณูของอากาศจะขายตัวออกจึงทำให้ความหนาแน่นของอากาศลดลงและแรงยกจะลดลงด้วย

<u>หมายเหตุ</u> ในตำราบางเล่มอาจกล่าวได้ว่า องค์ประกอบที่ทำให้เกิดผลต่อแรงยกของเฮลิคอปเตอร์มี ๖ ประการ (THERE ARE SIX FACTORS THAT EFFECTS LIFTING ABILITY OF HELICOPTER)

๑. พื้นที่แนวกวาดของชุดใบพัดใหญ่ (ROTOR DISC AREA)

๒. กำลังเครื่องยนต์ที่ไปใช้ขับหมุนชุดกลีบใบพัดใหญ่ (POWER SUPPLIED TO THE ROTOR)

๓. มุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ (PITCH OF THE ROTOR BLADES)

๔. อัตราส่วนระหว่างพื้นที่กลีบใบพัดทั้งหารด้วยพื้นที่แนวกวาดของชุดใบพัดใหญ่ (SOLIDITY RATIO OF THE ROTOR หรือ RATIO OF THE TOTAL BLADE AREA TO THE DISC AREA)

๕. ความหนาแน่นของอากาศ (DENSITY ALTITUDE)

๖. ความราบเรียบของกลีบใบพัด (SMOOTHNESS OF THE BLADES)

สำหรับองค์ประกอบทั้ง ๖ ประการที่กล่าวมาแล้วนี้ผู้เขียนได้เปรียบเทียบแล้ว เห็นว่าอยู่กับองค์ประกอบใหญ่ๆ ที่สำคัญ ๕ ประการดังได้กล่าวมาแล้วข้างต้น

กรณีที่เฮลิคอปเตอร์บินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศ (HOVERING FLIGHT) แรงฉุด (THRUST) และแรงยก (LIFT) ที่เกิดขึ้นบนชุดโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์จะอยู่ในแนวดิ่งเดียวกันโดยมีทิศทางชี้ขึ้นด้านบนและจะตั้งฉากกับ TIP PATH PLANE กรณีที่มองจากด้านข้าง ส่วนแรงโน้มถ่วง GRAVITY หรือน้ำหนักของ ฮ. WEIGHT จะอยู่ในแนวดิ่งเดียวกันและมีทิศทางชี้ลงสู่พื้นโลก ซึ่งอยู่ตรงข้ามระหว่างแรงฉุดและแรงยก ดังนั้นการบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศจึงทำให้เกิดการสมดุลระหว่างแรงทั้งสี่ BALANCE FORCES ซึ่งทำให้ ฮ. มีระยะความสูงคงที่ , ความเร็วเป็นศูนย์ แรงฉุด + แรงยก = แรง GRAVITY + แรงต้าน (DRAG) แต่ถ้าหากนักบินต้องการให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้า นักบินจะต้องดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปข้างหน้าเพื่อทำการเอียงแนวจานหมุนของกลีบใบพัดใหญ่ (ROTOR DISC) หรือ TIP PATH PLANE ไปข้างหน้าเพื่อให้เกิดแรงฉุดไปข้างหน้าแต่ถ้าการบังคับให้แนวจานหมุนหรือแนว TIP PATH PLANE เอียงไปมากเท่าไรแรงฉุดที่ฉุดให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้าก็จะมากขึ้นด้วย แต่แรงยกจะลดลงถ้าหากกำลังการขับหมุนของเครื่องยนต์และความเร็วคงที่ ดังนั้นในกรณีที่เฮลิคอปเตอร์เริ่มเคลื่อนที่ไปข้างหน้าภายหลังจากการบิน HOVERING FLIGHT ฮ. จะเสียระยะสูงลงเล็กน้อย เพราะแรงยะถูกแตกแรงออกมาเป็นแรงฉุดให้ ฮ. เคลื่อนที่ไปข้างหน้าและแรงยกลดลงด้วยในขณะเดียวกันถ้าเฮลิคอปเตอร์ทำการบิน HOVERING FLIGHT อยู่ใน

ระยะของ GROUND EFFECT ขณะ ฮ. เคลื่อนตัวออกไปนั้นได้เริ่มหลุดออกจากบริเวณที่เป็นพื้นที่ของ GROUND EFFECT ดังได้อธิบายมาแต่ตอนต้นแล้วจึงทำให้เฮลิคอปเตอร์เสียระยะสูงลงไปด้วยอีกเล็กน้อย จนเฮลิคอปเตอร์เคลื่อนตัวไปข้างหน้าด้วยความเร็ว ๑๕ ไมล์/ชั่วโมง ซึ่งถือว่าเป็นจุดความเร็วที่เริ่มเพิ่ม แรงยกให้กลีบใบพัดใหญ่ของ ฮ. ซึ่งเรียกว่า TRANSLATION LIFT ดังนั้นแรงยกจะเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ ตามลำดับที่ความเร็วเพิ่มขึ้น จึงทำให้เฮลิคอปเตอร์สามารถบินไต่ขึ้นสู่ระยะสูงได้ต่อไป

ในกรณีที่เฮลิคอปเตอร์บินลอยตัวอยู่กับที่และนักบินเริ่มบังคับให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยแรงฉุดนั้นเราจะสามารถคำนวณหาแรงฉุดที่ทำให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้าได้ หรือจะหาแรงยกขณะที่เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้านั้นได้โดยหลักการของ TRIGONOMETRIC SOLUTION OF ROTOR LIFT ได้โดยอาศัยค่าของมุมที่ทำการเอียง TIP PATH PLANE เป็นตัวแปรในการคำนวณโดยใช้หลักของตรีโกณมิติ

เฮลิคอปเตอร์เครื่องหนึ่งบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศ (HOVERING FLIGHT) ซึ่งมีน้ำหนักบรรทุก ๑๐,๐๐๐ ปอนด์ ถ้านักบินต้องการให้เฮลิคอปเตอร์บินไปข้างหน้านักบินจะต้องบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปข้างหน้าและทำให้แนวของจานหมุนของโรเตอร์หรือ TIP PATH PLANE เอียงไปจากเดิม ๑๕° อยากทราบว่าขณะนั้นจะทำให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนไปข้างหน้าด้วยแรงฉุดเท่าไร

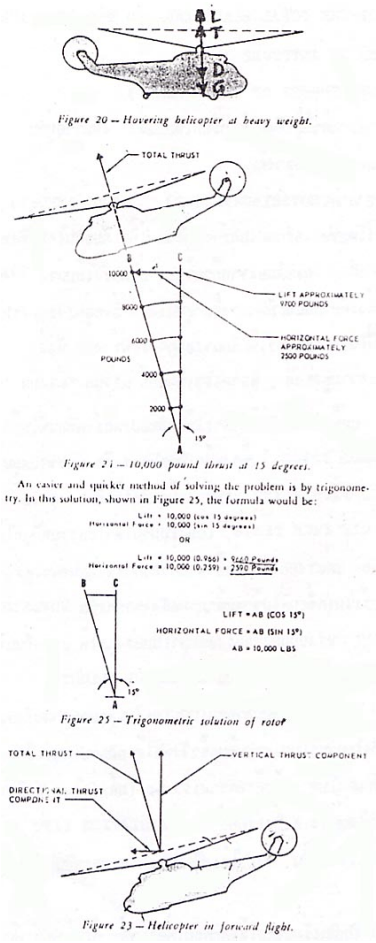


Figure 20 — Hovering helicopter at heavy weight.

Figure 21 — 10,000 pound thrust at 15 degrees.

An easier and quicker method of solving the problem is by trigonometry. In this solution, shown in Figure 25, the formula would be:

Lift = 10,000 (cos 15 degrees)
Horizontal Force = 10,000 (sin 15 degrees)

OR

Lift = 10,000 (0.956) = 9660 Pounds
Horizontal Force = 10,000 (0.259) = 2590 Pounds

Figure 25 — Trigonometric solution of rotor

Figure 23 — Helicopter in forward flight.

รูปที่ ๕๗

สมมติว่าเฮลิคอปเตอร์เครื่องหนึ่งทำการบินลอยตัวอยู่ที่ในอากาศ (HOVERING FLIGHT) มีน้ำหนักรวมทั้งหมด ๑๐,๐๐๐ ปอนด์ นั่นก็หมายความว่าแรงยกและแรงฉุดอยู่ในแนวดิ่งเดียวกันและตรงกันข้ามกับแรงต้านและแรงโน้มถ่วงซึ่งอยู่ในแนวดิ่งดึงลงสู่พื้นโลกจึงทำให้แรงทั้งสี่อยู่ในลักษณะสมดุล ขณะเฮลิคอปเตอร์บินลอยตัวอยู่กับที่ ดังนั้นแรงฉุดและแรงยกจะมีค่าเท่ากับแรงต้านและแรงโน้มถ่วงหรือน้ำหนักทั้งหมดของเฮลิคอปเตอร์ แต่ถ้านักบินบังคับให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้าโดยดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปข้างหน้าจากตำแหน่งเดิม ๑๕ องศา ซึ่งจะทำให้แนวของ TIP PATH PLANE เปลี่ยนแนวเอียงไปข้างจากตำแหน่งเดิม ๑๕ องศา เช่นกัน ซึ่งก็หมายถึงการเกิดมุมแห่งการกระพือ (FLAPPING ANGLE) ๑๕ องศา เช่นเดียวกัน ซึ่งเปลี่ยนแปลงจากตำแหน่งเดิมไปในขณะที่เฮลิคอปเตอร์เกิดการเอียงแนว TIP PATH PLANE ไปจากเดิม ๑๕ องศานั้น จึงทำให้เกิดแรงฉุดไปข้างหน้าซึ่งเดิมอยู่ในแนวดิ่งจึงเป็นการแตกแรงระหว่างแรงยกและแรงฉุดออกจากกัน ซึ่งสามารถคำนวณหาแรงยกและแรงฉุดขณะที่เฮลิคอปเตอร์เกิดการเอียง TIP PATH PLANE ไปข้างหน้า ๑๕ องศา ได้โดยอาศัยหลักการคำนวณโดยวิธีตรีโกณมิติ (TRIGONOMETRIC SOLUTION OF ROTOR LIFT) ดังต่อไปนี้ ดังรูปซึ่งเขียนเป็นเวคเตอร์ (VECTOR) แทนแรง ขณะเฮลิคอปเตอร์บินลอยตัวอยู่กับที่นั้น แนวเส้นของแรงรวมทั้งหมดอยู่ในแนวดิ่งคือ AC แต่เมื่อนักบินบังคับให้แนว TIP PATH PLANE เอียงไปจากเดิม ๑๕ องศา ดังนั้น AB จึงเป็นเส้นของแรงรวมขณะทำการเอียง TIP PATH PLANE ไป ๑๕ องศา ซึ่งมีค่าเท่ากับน้ำหนักรวมของเฮลิคอปเตอร์ขณะทำการบินลอยตัวอยู่นั้นและจะมี BC ซึ่งเป็นเส้นแรงของแรงฉุดที่ทำให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้า ดังนั้นจึงเห็นได้ว่าเมื่อเขียน VECTOR แทนแรงขึ้นจึงเป็นรูปสามเหลี่ยมมุมฉาก ABC โดยมีมุม BAC ๑๕° และมุม ACB ๙๐° ซึ่งมีเส้น AB เป็นเส้นแรงร่วมขณะ ฮ.เอียง มีค่าเท่ากับ ๑๐,๐๐๐ ปอนด์ BC เป็นเส้นแสดงทิศทางของแรงฉุดซึ่งมีทิศทางไปข้างหน้าและเป็นลักษณะตั้งฉากกับ AC และ AC เป็นเส้นแทนแรงของแรงยกขณะ ฮ.เริ่มเอียง TIP PATH PLANE ไปข้างหน้า ๑๕ องศา ดังนั้นเราจึงสามารถคำนวณหาเส้นแรงต่างๆ ได้ดังนี้

$$\text{SIN } 15^\circ = \frac{BC}{AB}$$

$$= \frac{\text{THRUST (แรงฉุด)}}{10{,}000}$$

ดังนั้น THRUST (แรงฉุด) $= 10{,}000 \times \text{SIN } 15^\circ$

$= 10{,}000 \times 0.259$ (SIN $15^\circ = 0.259$)

$= 2590$ ปอนด์

นั่นหมายถึงแรงฉุดที่ทำให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้าขณะทำการบังคับให้ TIP PATH PLANE เอียงไป ๑๕ องศา จะมีค่า ๒,๕๙๐ ปอนด์ ซึ่งถือว่าเป็นค่าจากการคำนวณโดยใกล้เคียงดังกล่าวมาแล้ว ๑๕° จากแนวเดิมได้เช่นกัน โดยการใช้สูตรของ cos 15°

$$\cos 15^{\circ} = \frac{AC}{BC}$$

$$\cos 15^{\circ} = \frac{LIFT}{10000}$$

$$LIFT = 10000 \times \cos 15^{\circ}$$

$$= 10000 \times 0.966 \quad (\cos 15^{\circ} = 0.966)$$

$$= 9660 \text{ ปอนด์}$$

<u>หมายเหตุ</u> ขณะเฮลิคอปเตอร์ถูกบังคับให้เคลื่อนที่ออกจากจุดที่บินลอยตัวอยู่กับที่โดยการบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ดันไปข้างหน้าและทำให้ TIP PATH PLANE เอียงไปข้างหน้าถ้าหากจำนวนองศาที่มีการเปลี่ยนแปลง TIP PATH PLAN ให้เอียงไปข้างหน้าเพิ่มขึ้น แรงฉุดจะเพิ่มมากขึ้นแต่แรงยกจะลดลง แต่แรงยกจะเพิ่มมากขึ้นเมื่อเฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยความเร็ว ๑๕ ไมล์/ชั่วโมง (TRANSLATION LIFT) ขึ้นไป และจะเพิ่มทั้งแรงยกและแรงฉุดขึ้นเรื่อยๆ ตามความเร็วที่เพิ่มขึ้นซึ่งจะเพิ่มเป็นกำลังสองของความเร็วที่เพิ่มขึ้นดังได้กล่าวมาแล้ว

๓. **แรงต้าน** (DRAG) เป็นแรงซึ่งมีทิศทางตรงกันข้ามกับแรงฉุด (THRUST) และต่อต้านกับแรงฉุดเพื่อจะทำให้เฮลิคอปเตอร์หรืออากาศยานเคลื่อนที่ไปข้างหน้าช้าลง เพราะเกิดจากการเสียดทานและต่อต้านของกระแสอากาศที่ไหลผ่านอุปกรณ์ต่างๆ ของอากาศยานแรงต้านแบ่งออกตามลักษณะที่เกิดได้ ๓ ชนิด

๓.๑ แรงต้านร่วมที่เกิดจากรูปร่างลักษณะของอากาศยาน (PROFILE DRAG) ซึ่งสามารถแบ่งออกได้ ๒ ลักษณะ ดังนี้

๓.๑.๑ แรงต้านที่เกิดจากรูปร่างลักษณะ (FROM DRAG) อากาศยานที่มีรูปร่างลักษณะมีพื้นที่หน้าตัดมากย่อมทำให้เกิดแรงต้านจากการไหลผ่านของกระแสอากาศมากขึ้นด้วย ดังนั้นเพื่อลดแรงต้านที่เกิดจากรูปร่างลักษณะที่มีพื้นที่หน้าตัดมาก วิศวกรผู้แผนแบบจะพยายามลดพื้นที่หน้าตัดลง คือแผนแบบให้อากาศยานมีรูปร่างที่มีลักษณะเพรียวลมหรือทำให้พื้นที่หน้าตัดลดลงเพื่อลดแรงต้านจากกระแสอากาศที่ไหลผ่านรูปร่างที่มีพื้นที่หน้าตัดมาก ดังนั้นจึงนิยมออกแบบอากาศยานให้มีด้านหน้าเล็กลงเพื่อลดแรงต้านลง ทั้งยังแผนแบบให้อุปกรณ์ต่างๆ ที่กระแสอากาศไหลผ่านให้มีรูปร่างลักษณะเพรียวลมหรือมีพื้นที่หน้าตัดเล็กลง

๓.๑.๒ แรงต้านที่เกิดจากแรงเสียดทานระหว่างพื้นผิวของอากาศยานและกระแสอากาศไหลผ่าน SKIN FRICTION DRAG เป็นแรงต้านที่เกิดขึ้นจากการเสียดสีของกระแสอากาศที่ไหลผ่านผิวพื้นที่ต่างๆ ของอากาศยานหรือเฮลิคอปเตอร์ เช่นถ้าพื้นผิวไม่เรียบมีรอยบุบหรือแม้แต่หัวสลักย้ำหรือหัวสลักย้ำต่างๆ ที่โผล่ออกมาบนพื้นผิวของแผ่นบุลำตัวหรือส่วนต่างๆ ของอากาศยานจะมีผลต่อการ

เสียดทานนี้มาก ดังนั้นจึงจำเป็นจะต้องทำให้พื้นผิวของอากาศยานที่อากาศสามารถไหลผ่านได้มีรูปร่างลักษณะราบเรียบและสะอาดเพื่อกระแสอากาศไหลผ่านได้อย่างสบายมิให้เกิดการหนืดบนผิวนั้น แม้แต่สลักย้ำที่ใช้ยึดพื้นผิวบุของลำตัวและส่วนต่างๆ ที่อากาศไหลผ่านจะต้องใช้ให้ถูกต้องตามคู่มือเพื่อลดแรงเสียดทานอันเกิดจากการไหลผ่านของกระแสอากาศ

๓.๒ แรงต้านซึ่งเกิดจากอุปกรณ์หรือสิ่งโยงยึดที่ยื่นออกมานอกลำตัวของอากาศยาน (PARASITE DRAG) เช่น แท่นปืนกลอากาศ , แท่นจรวด , เสาอากาศวิทยุ , ชุดฐาน ฯลฯ เพราะอุปกรณ์ต่างๆ ของอากาศยานซึ่งเป็นส่วนที่ยื่นออกมานอกลำตัวอากาศยานจะทำให้เกิดการต่อต้านและเสียดทานของการไหลของกระแสอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานนั้น

๓.๓ แรงต้านเหนี่ยวนำ (INDUCE DRAG) เป็นแรงต้านที่เกิดขึ้นเนื่องจากการเกิดแรงยก ส่วนใหญ่จะเกิดขึ้นบนปีกหรือกลีบใบพัดของเฮลิคอปเตอร์ซึ่งเป็นตัวทำให้เกิดแรงยกและจะทำให้เกิดแรงต้านในขณะเดียวกันด้วย แรงโน้มถ่วงหรือน้ำหนักอากาศยาน (GRAVITY OR WEIGHT) เป็นแรงดึงดูดของโลกที่กระทำกับน้ำหนักอากาศยานและมีทิศทางดึงลงสู่พื้นโลกซึ่งมีทิศทางตรงข้ามกับแรงยกและแรงนี้จะเพิ่มขึ้นถ้านักบินด้วยท่ารุนแรง (MANEUVERING FLIGHT)

๔. **แรงโน้มถ่วงหรือน้ำหนักอากาศยาน** (GRAVITY OR WEIGHT) เป็นแรงซึ่งเกิดจากแรงดึงดูดของโลกที่กระทำต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน และมีทิศทางตรงกันข้ามกับแรงยก แรงนี้จะมีค่ามากหรือน้อยขึ้นอยู่กับน้ำหนักรวมของเฮลิคอปเตอร์และท่าทางของการบิน ถ้าน้ำหนักรวมของเฮลิคอปเตอร์เพิ่มขึ้นแรงโน้มถ่วงก็จะมีค่าเพิ่มขึ้น และถ้าหากใช้ท่าบินที่รุนแรง (MANEUVERING FLIGHT) จะทำให้ค่าของแรงโน้มหน่วงนี้เพิ่มมากยิ่งขึ้นด้วย

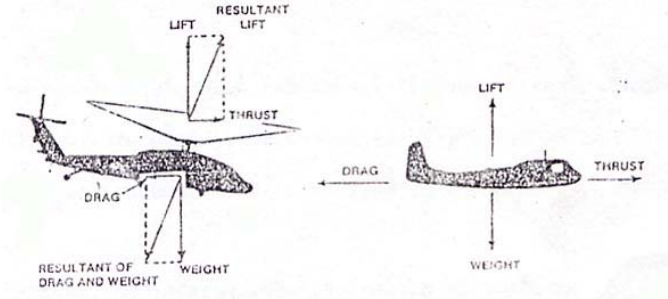


Figure 1-10. Force vectors on aircraft in flight

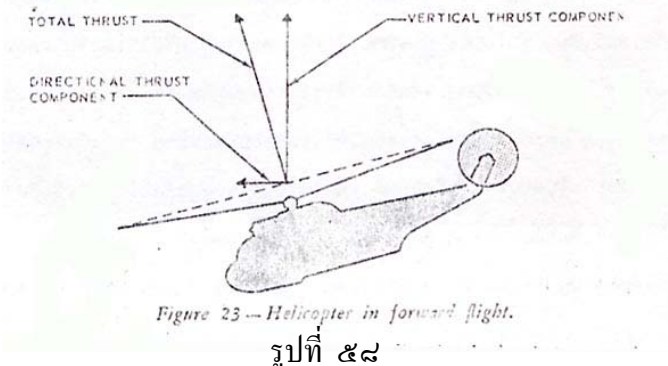


Figure 23.—Helicopter in forward flight.

รูปที่ ๕๘

แรงต่าง ๆ ที่กระทำกับโรเตอร์และเฮลิคอปเตอร์ขณะทำการบิน
(FORCE ACTING ON ROTOR AND HELICOPTER IN FLIGHT)

๑. ROTATIONAL FORCE หมายถึงแรงการขับหมุนของโรเตอร์ ทำให้โรเตอร์หมุน แรงนี้ได้จากแรงการขับหมุนองหน่วยกำลัง หรือเครื่องยนต์ (ENGINE) ผ่านระบบถ่ายทอดกำลัง (POWER TRAIN SYSTEM) เพื่อส่งกำลังไปขับหมุนระบบโรเตอร์ต่อไป แรงนี้จะเพิ่มขึ้นหรือลดลงขึ้นอยู่กับกำลังการขับหมุนของเครื่องยนต์ โดยปกติการหมุนของโรเตอร์จะวัดเป็นรอบต่อนาที (RPM.) การขับหมุนของเครื่องยนต์เพิ่มขึ้น (ENGINE R.P.M. INCREASE) ก็จะทำให้รอบการขับหมุนของโรเตอร์เพิ่มขึ้นด้วย (ROTOR R.P.M. INCREASE) รอบการขับหมุนของเครื่องยนต์ และโรเตอร์จะสูงมาก หรือน้อยเพียงใดขึ้นอยู่กับการแผนแบบการสร้างเฮลิคอปเตอร์ เพื่อให้เหมาะสมกับภารกิจและการบินของเฮลิคอปเตอร์แต่ละแบบ (ดูรูปที่ ๕๙)

๒. CENTRIFUGAL FORCE หมายถึงแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนของโรเตอร์ โรเตอร์จะประกอบด้วย ส่วนประกอบสำคัญคือ ขุดดุมใบพัดโรเตอร์ (ROTOR HEAD OR ROTOR HUB) และกลีบใบพัด (ROTOR BLADE) เมื่อโรเตอร์เกิดการหมุนด้วยแรง ROTATIONAL FORCE ก็จะทำให้เกิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางขึ้น แรงนี้จะมีทิศทางตั้งฉากหรือทำมุม ๙๐ องศา กับแกนเพลาขับโรเตอร์ (ROTOR SHAFT) ออกไปทุกทิศทางภายในรัศมีของโรเตอร์ แรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางของโรเตอร์ ขณะทำการบินนั้นจะมากหรือน้อยขึ้นอยู่กับการแผนแบบการสร้างเฮลิคอปเตอร์ เพื่อให้เหมาะสมกับภารกิจนั้นๆ แต่โดยการแผนแบบปกติจะมีค่าตั้งแต่ ๕๐,๐๐๐ ปอนด์ ถึง ๑๐๐,๐๐๐ ปอนด์ นับว่าเป็นแรงที่มีค่าสูงสุดที่กระทำกับโรเตอร์ขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการบิน แรงนี้สามารถจะทำให้เกิดแรงยกกับโรเตอร์ได้ประมาณ ๗% ของแรงเหวี่ยงรวมของโรเตอร์และแรงนี้พยายามจะดึงให้กลีบใบพัดโรเตอร์ให้อยู่ในแนวตรงหรือแนวระดับเสมอ

แรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนของโรเตอร์นี้จะมีค่าเพิ่มขึ้น หรือลดลงขึ้นอยู่กับแรงการขับหมุนของโรเตอร์ (ROTATIONAL FORCE) ถ้าแรงการขับหมุนของโรเตอร์เพิ่มขึ้น หรือรอบการขับหมุนของโรเตอร์เพิ่มขึ้น (ROTOR R.P.M. INCREASE) ก็จะทำให้แรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง (CENTRIFUGAL FORCE) เพิ่มขึ้นด้วย

๓. TORQUE หมายถึง แรงบิด ซึ่งเป็นแรงที่เกิดขึ้นเนื่องจากการหมุนของโรเตอร์ และมีทิศทางตรงกันข้ามกับการหมุนของโรเตอร์ ซึ่งเป็นไปตามกฎนิวตันข้อ ๓ (NEWTON'S 3rd LAW) แรงนี้จะทำให้ลำตัวของเฮลิคอปเตอร์เกิดการเคลื่อนที่ หรือหมุนไปตามทิศทางของแรงนี้ ดังนั้นเฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งโรเตอร์แบบโรเตอร์เดี่ยว (SINGLE ROTOR) ซึ่งมีโรเตอร์ใหญ่ หรือโรเตอร์ประสาน (MAIN ROTOR) จึงมีโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) เพื่อที่จะให้โรเตอร์หางทำหน้าที่เป็นตัวแก้ หรือต่อต้านแรงบิด (TORQUE) ของโรเตอร์ใหญ่ และบังคับทิศทางการบินให้กับเฮลิคอปเตอร์ด้วย แรงบิดจะมีค่าเพิ่มขึ้น หรือลดลงขึ้นอยู่

กับการใช้กำลังการขับหมุนจากเครื่องยนต์ เพื่อให้รอบการหมุนของโรเตอร์เพิ่มขึ้น หรือลดลง ถ้ารอบการหมุนของโรเตอร์เพิ่มขึ้นแรงบิดจะเพิ่มขึ้น ถ้ารอบการหมุนของโรเตอร์ลดลงแรงบิดจะลดลงด้วย

<u>หมายเหตุ</u> ในกรณีบังคับการบิน ถ้าเพิ่มมุมปะทะกลีบใบพัดโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR BLADE PITCH ANGLE INCREASE) แรงบิดจะเพิ่มขึ้นด้วย (TORQUE INCREASE)

Figure 12 — Rotor at rest.

Figure 13 — Rotor turning.

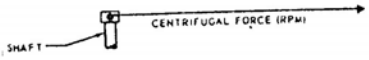


Figure 14 — Centrifugal force.

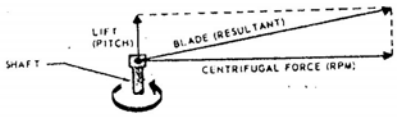
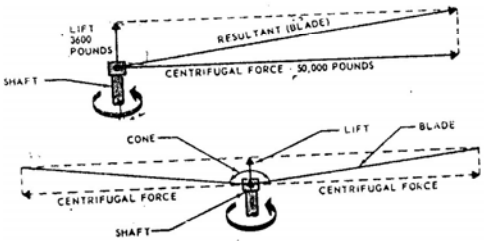


Figure 16 — Resultant of lift and centrifugal forces.

Figure 17 — Lift and centrifugal force.



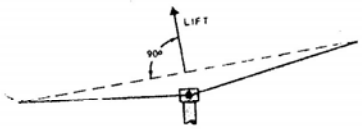
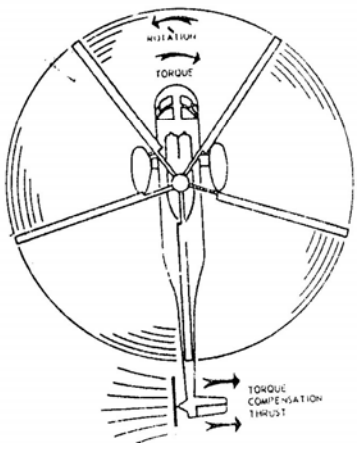


Figure 22 — Tilting rotor with thrust vector.



๔. CORIOLIS FORCE หมายถึง แรงที่ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงอัตราเร่ง หรือความเร็วการหมุนของโรเตอร์มีทั้งการเพิ่มอัตราเร่ง (ACCELERATION) และการลดอัตราเร่ง (DECELERATION) เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงตำแหน่งจุดศูนย์รวมมวลน้ำหนักของโรเตอร์ (MASS OR ROTOR) และการเปลี่ยนแปลงทางแองกูลาโมเมนท์ตัม (ANGULAMOMENTUM) ของโรเตอร์ดังจะได้กล่าวต่อไปในรายละเอียดต่อไป

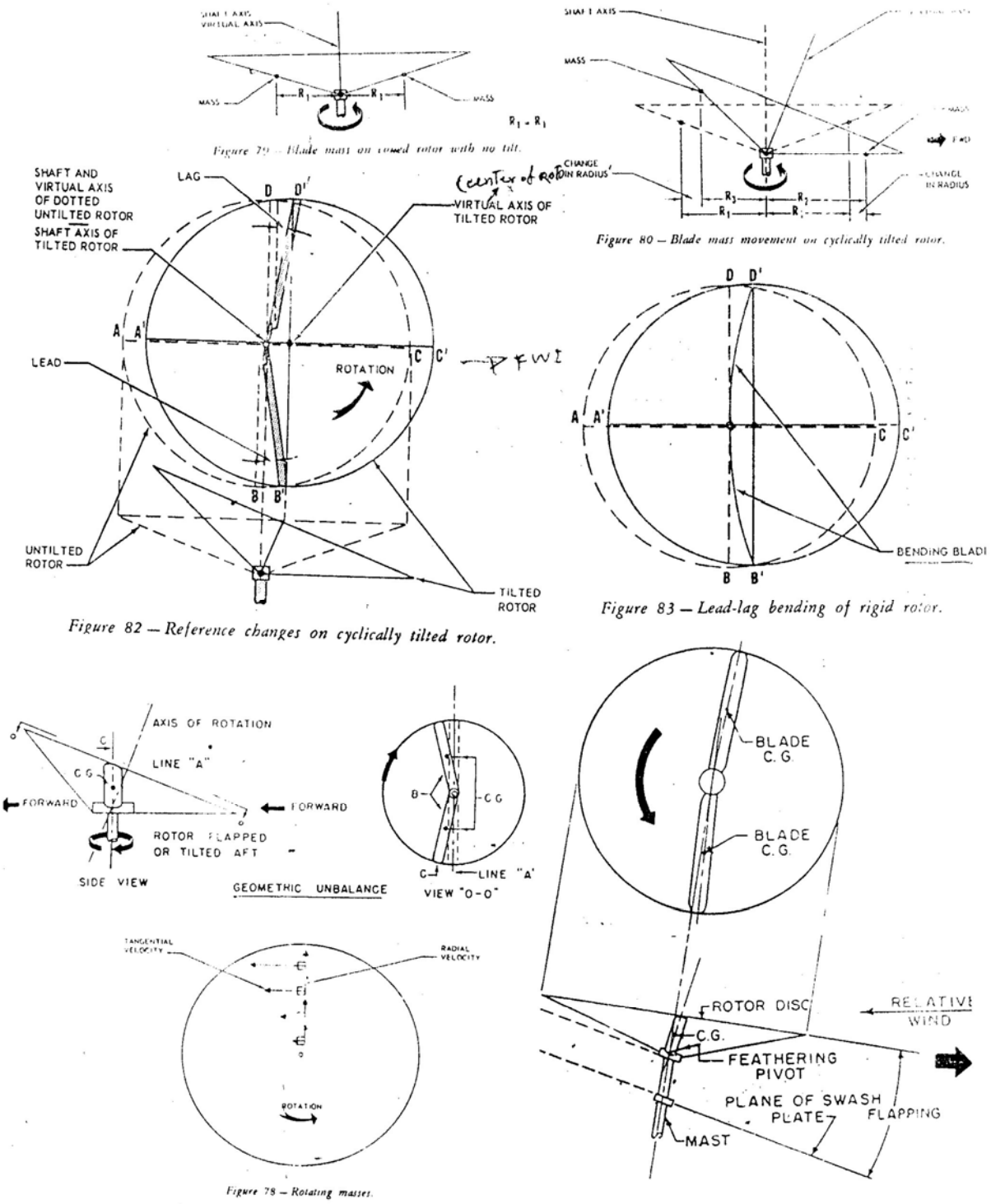


Figure 82 — Reference changes on cyclically tilted rotor.

Figure 83 — Lead-lag bending of rigid rotor.

Figure 78 — Rotating masses.

รูปที่ ๖๐

ในขณะที่เฮลิคอปเตอร์ทำการบินโรเตอร์ใหญ่จะได้รับแรงการขับหมุนจากเครื่องยนต์ผ่านระบบถ่ายทอดกำลังไปขับหมุนโรเตอร์ใหญ่ ซึ่งเรียกแรงนี้ว่า ROTATIONAL FORCE โดยปกติแล้ว แรงนี้จะทำให้โรเตอร์หมุนอยู่ในลักษณะรอบการหมุนคงที่เพราะใช้กำลังและรอบของเครื่องยนต์คงที่ โรเตอร์จะหมุนอยู่ในรอบคงที่ตลอดเวลาขณะทำการบินจนกว่าจะมีแรงภายนอก (EXTERNAL FORCE) มากระทำโรเตอร์ จึงจะทำให้รอบของการหมุนเปลี่ยนแปลงไป ซึ่งเป็นไปตามกฎของการเคลื่อนที่ของนิวตันข้อ ๓ ที่ว่า “THE LAW OF CONSERVATION OF ANGULAR MOMENTUM” นั่นคือ มวลสารหรือมวลน้ำหนัก (MASS) ใดๆ เมื่อถูกแรงมากระทำจะทำให้เกิดการเคลื่อนที่ซึ่งเรียกว่าโมเมนท์ตัม (MOMENTUM) ซึ่งทำให้การเคลื่อนที่ไปในลักษณะความเร็วคงที่และเคลื่อนที่ในลักษณะคงที่ตลอดเวลา นอกจากจะมีแรงภายนอกมากระทำกับมวลสารนั้นอีก การเคลื่อนที่นั้นจึงจะมีลักษณะเปลี่ยนแปลงไปตามที่ถูกแรงจากภายนอกมากระทำซึ่งจะมีทั้งการเกิดอัตราเร่ง (ACCELERATION) เมื่อแรงกระทำนั้นเพิ่มขึ้นในทิศทางเดิมหรือลดอัตราเร่ง (DECELERATION) เมื่อแรงที่มากระทำในทิศทางตรงกันข้ามกับการเคลื่อนที่ ซึ่งเปรียบดัง เช่นโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ในขณะทำการบิน ย่อมมีการเปลี่ยนแปลงตำแหน่งของ MASS ของโรเตอร์อยู่ตลอดเวลา ซึ่งเป็นผลให้เกิดการเปลี่ยนแปลงโมเมนท์ตัม (MOMENTUM) ขึ้นจึงทำให้โรเตอร์หมุนด้วยการเพิ่มอัตราเร่ง (ACCELERATION) และลดอัตราเร่ง (DECELERATION)

โดยปกติแล้วโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์มีน้ำหนักมวลสาร (MASS) อยู่ ณ จุดๆ หนึ่งปกติจะอยู่ ที่กลีบใบพัดและอยู่ตำแหน่งใดนั้นแล้วแต่ว่ากลีบใบพัดของโรเตอร์จะมีความยาวเท่าไร ถ้ากลีบใบพัดยาว MASS นั้นจะอยู่ห่างไกลจากโคนกลีบใบพัดไปมากตามสัดส่วน ถ้ากลีบใบพัดสั้น MASS นั้นก็จะอยู่ไม่ห่างจากโคนกลีบใบพัดไม่มากนักในขณะโรเตอร์หมุนโดยไม่มีการเอียงของโรเตอร์ MASS จะหมุนอยู่ในตำแหน่งที่คงที่ตลอดเวลา (ดูรูป ๗๙) และจะมีระยะรัศมีจากจุดศูนย์กลางของเพลาขับโรเตอร์ซึ่งเป็นแกนกลางของการหมุนเท่ากันทุกๆ จุดภายในวงการหมุนของจานโรเตอร์ (ROTOR DISC) เท่ากัน ในขณะ MASS หมุนอยู่ในรัศมีคงที่และเท่ากันนั้นทุกตำแหน่งภายใน ROTOR DISC จะมีรอบการหมุนคงที่โดยไม่เกิดอัตราเร่งเพิ่มขึ้น (ACCELERATION) หรืออัตราเร่งลดลง (DECELERATION) ซึ่งถือว่าไม่เกิด COROLLAS FORCE รอบของการหมุนของโรเตอร์จะอยู่ในลักษณะคงที่เช่นลักษณะของการบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศ (HOVERING) (ดูรูป ๗๙) ประกอบจะเห็นว่า MASS มีรัศมีเท่ากัน คือ R_1 เมื่อโรเตอร์ไม่มีการเอียงแต่ถ้าหากนักบินทำการบังคับให้เฮลิคอปเตอร์ทำการบินไปในทิศทางใดๆ ก็ตาม นักบินจะต้องทำการบังคับระบบ CYCLIC CONTROL STICK เพื่อให้โรเตอร์ใหญ่เอียง (TILT) ไปในทิศนั้นๆ ซึ่งจะทำให้กลีบใบพัดเกิดการกระพือต่ำสุดในทิศทางนั้นและกระพือสูงสุดในทิศทางตรงกันข้าม เช่น ถ้าทำการบินไปข้างหน้า (FORWARD FLIGHT) กลีบใบพัดจะกระพือลงต่ำสุดที่ด้านหน้าและกระพือสูงสุดที่ด้านหลังของเฮลิคอปเตอร์จะเป็นผลทำให้ MASS ของโรเตอร์ซึ่งอยู่บนกลีบใบพัดนั้นเคลื่อนที่หางออกไปจากจุดศูนย์กลางการหมุนมากที่สุดที่ตำแหน่งกลีบใบพัดกระพือต่ำลงและ MASS ของกลีบใบพัด

ด้านที่หมุนอยู่ด้านหลังซึ่งเกิดการกระพือสูงสุดจะเคลื่อนที่เข้าหาจุดศูนย์กลางของการหมุน (ดูรูป ๘๐) จะเห็นว่า MASS ของโรเตอร์ที่กลีบใบพัดที่หมุนอยู่ในตำแหน่งกระพือต่ำสุดจะมีการเคลื่อนที่ออกห่างจุดศูนย์กลางด้วยรัศมีเปลี่ยนจากเดิมจาก R_1 เป็น R_2 ซึ่งมีระยะทางของ MASS เพิ่มขึ้นในด้านตรงกันข้ามกลีบใบพัดที่หมุนอยู่ด้านหลังซึ่งมีการกระพือสูงสุด MASS จะเคลื่อนที่เข้าหาจุดศูนย์กลางการหมุนจากรัศมี R_1 เป็น R_3 ซึ่งมีระยะทางของ MASS ลดลงเมื่อเป็นเช่นนี้จึงทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงทางโมเมนท์ตัมทางการหมุน (ANGULAR MOMENTUM) หรือแรงที่ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงการขับหมุนซึ่งจะเป็นไปตามกฎของการเคลื่อนที่ของมวลสาร (MASS) ที่กล่าวว่า ANGULAR MOMENTUM จะมีค่าดังในสูตร ANGULAR MOMENTUM = MASS X ANGULAR VELOCITY X RADIUS SQ. AREA นั่นหมายถึง แรงที่ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงการเคลื่อนที่เป็นวงกลมจะมีค่าเท่ากับ น้ำหนักมวลสาร ความเร็วในการหมุน รัศมีกำลังสอง เมื่อพิจารณาจากสูตรจะเห็นว่าแรงที่ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงการหมุนนั้นขึ้นอยู่กับน้ำหนักมวลสาร ความเร็วในการหมุน และรัศมีของน้ำหนักมวลสาร แต่ในกรณีของโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ น้ำหนักมวลสารคงที่ ความเร็วในการหมุนคงที่ (เครื่องยนต์ขับหมุนด้วยรอบคงที่) แต่รัศมีของมวลสารจะเปลี่ยนแปลง ทั้งนี้เพราะขณะที่โรเตอร์เอียง น้ำหนักมวลสาร (MASS) ของโรเตอร์จะมีการเคลื่อนที่อยู่ตลอดเวลา จึงทำให้รัศมีการหมุนของน้ำหนักมวลสาร (MASS) เปลี่ยนแปลงอยู่ตลอดเวลา เช่นเดียวกัน ซึ่งจะเป็นผลในการเปลี่ยนแปลงรอบการหมุนของโรเตอร์ด้วย ซึ่งเป็นไปตามกฎของ ANGULAR MOMENTUM นั่นคือ ถ้าการหมุนบริเวณตำบลใดที่น้ำหนักมวลสาร (MASS) ของโรเตอร์ หมุนเข้าใกล้จุดอยู่กลางการหมุนของจานโรเตอร์ (ROTOR DISC) จะทำให้เกิดอัตราเร่งเพิ่มขึ้น (ACCELERATION) ในทางตรงกันข้ามบริเวณที่น้ำหนักมวลสาร (MASS) ของโรเตอร์เคลื่อนที่ออกห่างจุดศูนย์กลางการหมุนของจานโรเตอร์ (ROTOR DISC) จะทำให้เกิดการลดอัตราเร่ง (DECELERATION) ดังนั้นในขณะที่เฮลิคอปเตอร์ทำการบินไปข้างหน้า โรเตอร์ที่หมุนจากตำแหน่งด้านหน้าไปยังด้านหลัง ซึ่งเป็นซีกการหมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์ ที่เรียกว่า RETREATING BLADE ทำให้ MASS ของโรเตอร์หมุนเข้าสู่จุดศูนย์กลางการหมุน จึงเกิดการเพิ่มอัตราเร่ง (ACCELERATION) และในซีกตรงกันข้ามโรเตอร์ที่หมุนจากด้านหลังจะทำให้ MASS ของโรเตอร์เคลื่อนที่ออกห่างจุดศูนย์กลางการหมุนจึงทำให้เกิดการลดอัตราเร่ง (DECELERATION) การเพิ่มหรือลดอัตราเร่งจะมากน้อยเพียงใดขึ้นอยู่กับการเคลื่อนที่ของ MASS ของโรเตอร์ ถ้า MASS ของโรเตอร์ เคลื่อนที่มากการเกิดอัตราเร่งและลด อัตราเร่งจะเพิ่มตามไปด้วยเป็นสัดส่วนโดยตรง ดังความหมายจากเรื่อง ANGULAR MOMENTUM ดังกล่าวต่อไปนี้ “CHANGES IN ANGULAR VELOCITY , KNOW AS ANGULAR ACCELERATION OR DECELERATION , WILL TAKE PLACE IF THE MASS OF ROTATING BODY IS MOVED CLOSER TO OR FURTHER THE AXIS OF ROTATION . ACCELERATION WILL TAKE PLACE IF THE MASS IS MOVED CLOSER TO THE AXIS OF ROTATION AND DECELERATION WILL TAKE PLACE IF THE MASS IS MOVED FURTHER AWAY

FROM THE AXIS OF ROTATION. THE SPEED OF THE ROTATING MASS WILL INCREASE OR DECREASE IN PROPORTION THE SQUARE OF THE RADIUS."

ตัวอย่างอีกอย่างหนึ่งเพื่อจะมองให้เห็นได้ชัดเจนเกี่ยวกับการเพิ่มหรือลดอัตราเร่งของมวลสารขณะเคลื่อนที่เป็นวงกลม เช่น นักเล่นสเก็ต (SKATER) ขณะหมุนตัวในลานสเก็ต ถ้าหากเขาหมุนตัวด้วยการยืนด้วยขาข้างเดียว ส่วนขาอีกข้างยืดกางออกไปพร้อมทั้งแขนทั้งสองข้างนั่นคือ MASS ภายในตัวเขาส่วนที่ขาและแขนทั้งสองเคลื่อนที่ห่างออกจากตัวเขาจะทำให้การหมุนตัวเขาได้ช้า แต่ถ้าหากเขาหุบแขนและขาของเขาเข้าหาตัวนั่นคือ MASS ของเขาเคลื่อนที่เข้าหาตัวซึ่งเป็นจุดศูนย์กลางการหมุนจะทำให้การหมุนตัวของเขาได้เร็วยิ่งขึ้น เป็นการหมุนตัวด้วยอัตราเร่งที่เพิ่มขึ้น แต่ถ้าเขายืดแขนและขาเขาออกตามเดิม จะเห็นว่า MASS ของเขาเคลื่อนที่ออกห่างตัวเขาจะทำให้การหมุนตัวเขาช้าลงไปจากเดิมจึงเป็นการหมุนตัวในลักษณะลดอัตราเร่งลงจากเดิม การเปลี่ยนแปลงความเร็วในการหมุนของเขาเช่นนี้เป็นเพราะการเปลี่ยนแปลงโมเมนต์ของตัวเขาเอง ขณะเขาหมุนตัวด้วยการกางแขนและขาของเขาออกนั้นโมเมนต์จะเพิ่มขึ้น เนื่องจาก MASS เคลื่อนที่ออกห่างจากจุดศูนย์กลางการหมุน จึงทำให้แรงการขับหมุนลดลง เพราะเกิดการหน่วงจึงทำให้การหมุนมีลักษณะเป็นการลดอัตราเร่งในทางตรงกันข้าม ถ้าเขาหุบแขนและขาของเขาเข้ามายังจุดศูนย์กลางการหมุนโมเมนต์จะลดลง เพราะเคลื่อนที่เข้าหาจุดศูนย์กลางการหมุนจึงทำให้แรงหน่วยการหมุนลดลง จึงทำให้เขาหมุนตัวด้วยรอบสูงขึ้นในลักษณะเพิ่มอัตราเร่ง ดังได้กล่าวในเรื่องนี้ ดังนี้

"AMASS MOVING RADICALLY OUTWARD ON A ROTATING DISC WILL EXERT A FORCE ON ITS SURROUNDINGS OPPOSITE TO ROTATING. A MASS MOVING RADICALLY INWARD ON A ROTATING DISC WILL EXERT A FORCE ON ITS SURROUNDINGS IN THE DIRECTION OF ROTATION"

ดังที่กล่าวยกตัวอย่างให้เห็นนี้เปรียบได้ดังเช่นการหมุนของโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ เกี่ยวกับการเปลี่ยนแปลงอัตราเร่งของรอบการหมุนของโรเตอร์ใหญ่ อย่างไรก็ตาม การเปลี่ยนแปลงอัตราเร่ง ทั้งการเพิ่มและลดอัตราเร่งของโรเตอร์ใหญ่เนื่องจาก CARIOLES FORCE นั้นจะเป็นการชดเชยซึ่งกันและกันจึงทำให้รอบการหมุนในภาพรวมของโรเตอร์ใหญ่จะหมุนอยู่ด้วยรอบคงที่ขณะทำการบิน

สรุปการเกิด CARIOLES FORCE ขึ้นบนโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ ขณะบินได้เป็น ๒ ลักษณะ

๑. CARIOLES FORCE จะเกิดขึ้นเมื่อ MASS ของโรเตอร์เคลื่อนที่เข้าหาจุดศูนย์กลางการหมุนและแรงนี้จะมีทิศทางไปในทางเดียวกับการหมุนของโรเตอร์ จึงทำให้เกิดอัตราเร่งในการหมุนของโรเตอร์ใหญ่ที่ RETREATING BLADE

๒. CARIOLES FORCE จะเกิดขึ้นเมื่อ MASS ของโรเตอร์เคลื่อนที่ออกห่างจากจุดศูนย์กลางการหมุนและแรงนี้จะมีทิศทางตรงกันข้ามกับทิศทางการหมุนของโรเตอร์ จึงทำให้เกิดการลดอัตราเร่งในการหมุนของโรเตอร์ใหญ่ที่ ADVANCING BLADE

“ANY ROTATING MASS WHICH ALSO HAS A VELOCITY TOWARD THE CENTER OF ROTATION GENERATES A CARIOLES FORCE IN THE DIRECTION OF ROTATION. WHEN THE VELOCITY IS AWAY FROM THE CENTER OF ROTATION , THE CARIOLES FORCE IS OPPOSITE ROTATION. THE FIRST IS AN ACCELERATING FORCE , THE SECOND A DECELERATING FORCE.”

CARIOLES EFFECT หมายถึงการเกิดการส่ายตัวทางระนาบ (HUNTING) ของกลีบใบพัดใหญ่ เนื่องจากการเกิดการเพิ่มอัตราเร่ง (ACCELERATION) และลดอัตราเร่ง (REACCELERATION) ของการหมุนการหมุนของโรเตอร์ใหญ่

ในการบังคับให้เฮลิคอปเตอร์บินไปในทิศทางใดๆ นั้น ผลจากการบังคับจะทำให้โรเตอร์ใหญ่เอียงไปในทิศทางนั้นๆ กลีบใบพัดใหญ่จะเกิดการกระพือทันทีเมื่อโรเตอร์ใหญ่เกิดการเอียงเพื่อเป็นการกำจัดการไม่สมดุลของแรงยกที่จะเกิดบนโรเตอร์ใหญ่ ดังได้กล่าวมาแล้วในเรื่องการไม่สมดุลของแรงยก ผลของการกระพือของกลีบใบพัดจะทำให้กลีบใบพัดหมุนเคลื่อนที่ขึ้น – ลงอยู่ตลอดเวลาขณะทำการบิน จึงทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงของแรงการขับหมุนโรเตอร์ (ANGULAR MOMENTUM) ทั้งการเพิ่มอัตราเร่ง และลดอัตราเร่ง (CARIOLES FORCE) ดังได้กล่าวมาแล้ว ผลของ CARIOLES FORCE จึงทำให้กลีบใบพัดเกิดการส่ายตัวทางระนาบ (HUNTING) ซึ่งมีทั้งการส่ายตัวตามทิศทางการหมุน (LEADING) และการส่ายตัวทวนทิศทางการหมุน (LAGGING) โดยปกติแล้วกลีบใบพัดจะเกิดการส่ายตัวตามทิศทางการหมุนของโรเตอร์ที่ด้าน ADVANCING BLADE เพราะการหมุนของโรเตอร์ด้านนี้เป็นการหมุนด้วยการลดอัตราเร่ง (DECELERATION) จึงทำให้กลีบใบพัดเกิดการ LEADING เพื่อเป็นการเพิ่มอัตราเร่ง (ACCELERATION) เป็นการชดเชยรอบการหมุนของโรเตอร์ให้มีความเร็วรอบการหมุนคงที่ ในทางตรงกันข้ามกลีบใบพัดจะเกิดการ LAGGING ที่ด้าน RETREATING BLADE เพราะการหมุนของโรเตอร์ที่ด้านนี้เป็นการหมุนด้วยการเพิ่มอัตราเร่ง (ACCELERATION) จึงทำให้กลีบใบพัดเกิดการ LAGGING เพื่อเป็นการลดอัตราเร่ง (DECELERATION) เพื่อเป็นการชดเชยรอบการหมุนของโรเตอร์ให้มีความเร็วรอบการหมุนคงที่และเกิดการสมดุลของแรงการขับหมุนของโรเตอร์ขณะทำการบิน

จากรูป ๘๒ จะเห็นได้ชัดเจนถึงการเกิดการส่ายตัวทางระนาบ (HUNTING ทั้ง LEAD และ LAG) ของกลีบใบพัดโรเตอร์ใหญ่ เนื่องจากผลของการเกิด CARIOLES FORCE และ CARIOLES EFFECT บนโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ขณะทำการบิน จากรูปวงกลมที่เป็นรูปเส้นประ (DOTTED LINE) แสดงให้เห็นรูปของโรเตอร์ใหญ่ ขณะหมุนและยังไม่มีการเอียงโรเตอร์เป็นวงกลม A,B,C,D ซึ่งเป็นการจำลองภาพจากรูปที่ ๘๑ จะเห็นว่าจุดศูนย์กลางการหมุนอยู่ที่จุดๆ เดียวกันระหว่างจุดศูนย์กลางของ

เพลาขับโรเตอร์ (SHAFT AXIS) กับจุดศูนย์กลางของจานโรเตอร์ (ROTOR DISC OR VIRTUAL AXIS) กลีบใบพัดโรเตอร์หมุนผ่านจุด A,B,C และ D ในเวลาเท่ากันและมีความเร็วปลายกลีบใบพัดเท่ากัน ซึ่งเป็นไปตามกฎของ THE LAW OF CONSERVATION OF ANGULAR MOMENTUM รูปวงกลม เส้นวงกลมสีดำทึบ A'B'C'D เป็นรูปวงกลมที่แสดงให้เห็นขณะที่โรเตอร์ใหญ่เกิดการเอียงไปด้านหน้าและจะเห็นว่าจุดศูนย์กลางการหมุนของโรเตอร์ (ROTOR DISC AXIS) และจุดศูนย์กลางเพลาขับโรเตอร์ (SHAFT AXIS) ไม่อยู่ที่จุดเดียวกันโดยจุดศูนย์กลางการหมุนของโรเตอร์ (ROTOR DISC AXIS) เคลื่อนไปอยู่หน้าแต่จุดศูนย์กลางเพลาขับโรเตอร์ (SHAFT AXIS) ไม่ได้เอียงไปด้วย เพราะกลีบใบพัดซึ่งยึดติดกับดุมใบพัด (HUB) ซึ่งเคลื่อนที่เอียงไปพร้อมกับใบพัด จึงทำให้กลีบใบพัดหมุนผ่าน จุด A' ไปยัง B' จาก C' ไปยัง D' ในเวลาเท่ากันเพราะดุมใบพัดยึดติดกับเพลาขับโรเตอร์ ดังนั้นการหมุนของกลีบใบพัด จาก B ไปยัง B' กลีบใบพัดจะเกิดการส่ายตัวไปข้างหน้าตามทิศทางการหมุน (MOVED FORWARD) ซึ่งเรียกว่า LADE ตั้งแต่การหมุนจากจุด B' ไปยัง C' จะเกิด LEAD แต่การหมุนจากจุด C' ไปยัง D' จะไม่ผ่านไปยังจุด D เพราะจุดศูนย์กลางการหมุนเคลื่อนมาอยู่ด้านหน้าจากจุดเดิมจึงทำให้กลีบใบพัดหมุนไม่ผ่านจุด D และในช่วงของการหมุนจากจุด C' ไป D' มีลักษณะเกิดอัตราเร่งเพราะ MASS ของโรเตอร์บนกลีบใบพัดที่หมุนอยู่ด้านหน้ามีระยะรัศมีมากที่สุด หลังจุดการหมุนจากจุดด้านหน้าคือ C' MASS จะเริ่มเคลื่อนที่เข้าหาจุดศูนย์กลางการหมุนจึงทำให้การหมุนจากจุด C' ไปยัง D' เกิดอัตราเร่งเพิ่มขึ้น (ACCELERATION) ตามกฎของ ANGULAR MOMENTUM จึงทำให้กลีบใบพัดมีการส่ายตัวทวนทิศทางการหมุน (LAG) เพื่อเป็นการชดเชยกับอัตราเร่งที่เพิ่มขึ้นของรอบการหมุนของโรเตอร์ ดังนั้นการหมุนของกลีบใบพัดจากจุด C' D' ไปยัง A' จึงเป็นการหมุนที่ทำให้กลีบใบพัดเกิดการ LAG แต่การหมุนจากจุด A' ซึ่งมีจุด MASS ของโรเตอร์เคลื่อนที่เข้าใกล้จุดศูนย์กลางการหมุนมากที่สุดตามหลักการหรือกฎของ ANGULAR MOMENTUM จึงทำให้โรเตอร์หมุนจาก A ไปยัง B' และ C' เกิดการลดอัตราเร่ง (DECELERATION) จึงทำให้กลีบใบพัดเกิดการส่ายตัวไปตามทิศทางการหมุน (LEAD) ซึ่งเป็นการเพิ่มอัตราเร่งการเคลื่อนที่ของกลีบใบพัดเพื่อเป็นการชดเชยรอบการหมุนของโรเตอร์ซึ่งเป็นการลดอัตราเร่ง เพื่อทำให้รอบการหมุนของโรเตอร์อยู่ในลักษณะสมดุลด้วยแรงของการขับหมุนเพื่อให้รอบโรเตอร์คงที่อยู่ตลอดเวลาในภาพรวมของรอบการหมุนของโรเตอร์

สำหรับเฮลิคอปเตอร์ที่ใช้โรเตอร์แบบ SEMI – RIGID ซึ่งไม่ยอมให้กลีบใบพัดส่ายตัวทางระนาบ (HUNTING) ได้ทั้งการส่ายตัวตามทิศทางการหมุน (LEAD) และส่ายตัวทวนทิศทางการหมุน (LAG) จะทำให้กลีบใบพัดเกิดการดัดงอ (BENDING) ได้เนื่องจากได้รับแรง CARIOLES FORCE ซึ่งทำให้เกิด อัตราเร่งเพิ่มขึ้นในรอบการหมุนคงที่ RETREATING BLADE และชีก ADVANCING BLADE เนื่องจากแรงที่เกิดขึ้นตามกฎของ ANGULAR MOMENTUM ดังรูปแสดงในรูป ๘๓ จะเห็นว่าเกิด BENDING MOMENT ขึ้นบนกลีบใบพัดที่ด้าน B' กับ D' เนื่องจากไม่มีการส่ายตัวทางระนาบของกลีบ

ใบพัดซึ่งไม่เป็นการดูดกลืนแรง (ABSORBING) ซึ่งจะเป็นผลทำให้กลีบใบพัดเกิดการล้าตัว (FATIGUES) ได้ง่าย อายุการใช้งานจะสั้นลง นอกจากนี้ยังจะส่งผลถึงเพลาขับโรเตอร์ให้รับแรง MOMENT นี้ด้วย

สรุปการหมุนและแรงต่างๆ ของโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ในขณะทำการบินไปในทิศทางต่างๆ ถ้าหากการบินไปข้างหน้าโรเตอร์ใหญ่จะถูกบังคับจากระบบบังคับการบินให้ให้โรเตอร์เอียงไปข้างหน้าจะทำให้โรเตอร์มีลักษณะการทำงานดังต่อไปนี้

๑. จุดศูนย์รวมของมวลน้ำหนักของโรเตอร์ (MASS OF ROTOR) เคลื่อนที่ไปข้างหน้า ซึ่งมีรัศมีจากจุดศูนย์กลางของการหมุน (ROTOR DISC AXIS) มากกว่าด้านหลังจึงทำให้การหมุนจากจุดด้านหน้าไปยังด้านซ้ายของเฮลิคอปเตอร์มีอัตราเร่งเพิ่มขึ้น (ACCELERATION) เพราะ MASS ของโรเตอร์เริ่มเคลื่อนที่เข้าหาจุดศูนย์กลางการหมุนจึงทำให้เกิดอัตราเร่งเพิ่มขึ้นเป็นไปตามกฎของ ANGULAR MOMENTUM จึงทำให้กลีบใบพัดที่หมุนจากด้านหน้าไปยังด้านหลังเกิดการส่ายตัวในลักษณะทวนทิศทางการหมุน (LAG) ซึ่งเป็นการลดอัตราเร่งในการเคลื่อนที่ของกลีบใบพัด (DECELERATION) เพื่อเป็นการชดเชยรอบการหมุนของโรเตอร์ ซึ่งมีการหมุนด้วยการเพิ่มอัตราเร่ง (ACCELERATION)

๒. จุดศูนย์รวมของมวลน้ำหนักของโรเตอร์ (MASS OF ROTOR) จะเคลื่อนที่เข้าใกล้จุดศูนย์กลางการหมุน (ROTOR DISC AXIS) มากที่สุดที่ด้านหลังของเฮลิคอปเตอร์ จึงทำให้การหมุนจากด้านหลังไปยังด้านขวาของ ฮ. ซึ่งเป็นซีกการหมุนของกลีบใบพัดที่เรียกว่า ADVANCING BLADE และไปยังด้านหน้าจะเป็นการหมุนด้วยการลดอัตราเร่ง (REACCELERATION) ซึ่งเป็นไปตามกฎของ ANGULAR MOMENTUM ดังนั้นจึงทำให้กลีบใบพัดที่หมุนจากด้านหลังไปยังด้านหน้าเกิดการส่ายตัวทางระนาบในลักษณะส่ายตามทิศทางการหมุน (LEAD) ซึ่งเป็นการเพิ่มอัตราเร่งในการเคลื่อนที่ในการหมุนของกลีบใบพัด (ACCELERATION) เพื่อเป็นการชดเชยรอบการหมุนของโรเตอร์ที่หมุนด้วยการลดอัตราเร่ง (DECELERATION)

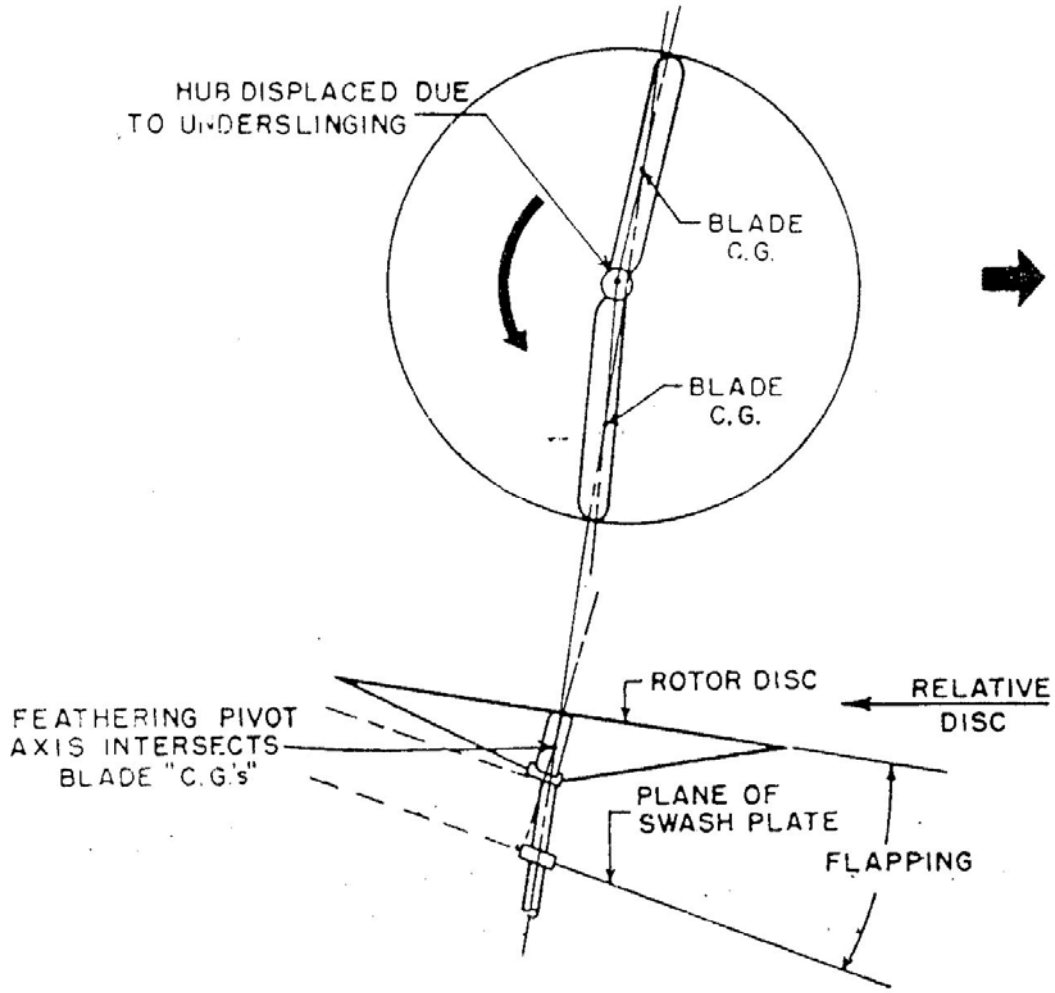
การส่ายตัวทางระนาบ (HUNTING) ทั้ง LEAD และ LAG ของกลีบใบพัดใหญ่นั้นมีความมุ่งหมายหลักดังนี้

๑. ลดภาระกรรมที่จะทำให้เกิดการดัดงอ (BENDING MOMENT) กับกลีบใบพัดซึ่งอาจทำให้เกิดการล้าตัว (FATIGUE) อาจถึงขั้นชำรุดได้ทั้งยังทำให้กลีบใบพัดมีอายุในการใช้งานสั้นลงทั้งยังส่งผลภาระกรรมนี้ถึงเพลาขับโรเตอร์ด้วย

๒. ทำให้เกิดสมดุลของรอบการหมุนของโรเตอร์ใหญ่ทางด้าน ADVANCING BLADE และ RETREATING BLADE เนื่องจาก CARIOLES FORCES

๓. เพื่อกำจัดการไม่สมดุลทางเรขาคณิต (GEOMETRIC UNBALANCE) ของโรเตอร์ใหญ่เนื่องจากการส่ายตัวทางระนาบของกลีบใบพัดของโรเตอร์แบบ FULLY ARTICULATED ROTOR เพื่อให้ CG. ของกลีบใบพัดและมุมระหว่างกลีบใบพัดอยู่ในตำแหน่งที่สมดุลกัน (ดูรูปหน้า ๑๗ BELL HELICOPTER AERODYNAMICS)

<u>หมายเหตุ</u> โรเตอร์แบบ SEMI – RIGID การที่กลีบใบพัดไม่สามารถส่ายตัวทางระนาบ (HUNTING) LEAD และ LAG นั้น การสมดุลทางเรขาคณิต (GEOMETRIC BALANCE) เกิดขึ้นได้ง่าย เนื่องจาก CG. ของกลีบใบพัดจะเคลื่อนที่ออกจากตำแหน่งเดิมขณะที่โรเตอร์หมุนด้วยอัตราเร่ง (ACCELERATION) ที่ด้าน RETREATING BLADE จึงทำให้เกิดการ LAG ในขณะที่ด้าน ADVANCING BLADE หมุนด้วยการลดอัตราเร่ง (DECELERATION) ซึ่งทำให้เกิดการ LEAD ของกลีบใบพัด เนื่องจากแรง CARIOLES FORCES จึงทำให้ CG. ของกลีบใบพัดไม่อยู่ในแนวตรงอันเดียวกัน ดังรูปที่แสดงให้เห็นในหน้าที่ ๑๗ - ๒๑ (BELL HELICOPTER AERODYNAMICS) อย่างไรก็ตามทางวิศวกรได้ออกแบบให้โรเตอร์แบบ SEMI – RIGID แก้ไขการไม่สมดุลทางเรขาคณิตนี้ไว้แล้วโดยใช้ชุดดุมใบพัด (ROTOR HUB) ติดตั้งอยู่บนเพลาขับ MAST ในลักษณะแขวนกับเพลาขับซึ่งเรียกว่า UNDER SLINGING เพื่อให้ CG. ของโรเตอร์คงที่อยู่ในแกนกลางของการหมุนตลอดเวลา เพื่อเป็นการชดเชยการไม่สมดุลทางเรขาคณิตนี้



รูปที่ ๖๑

บทที่ ๔
ระบบบังคับการบินของเฮลิคอปเตอร์
(FLIGHT CONTROL SYSTEM)

ระบบการบังคับการบินเป็นระบบหนึ่งที่สำคัญอย่างยิ่งของเฮลิคอปเตอร์ เพราะการที่จะบังคับให้เฮลิคอปเตอร์บินลอยตัวขึ้นจากพื้นดินสู่อากาศ และทำการบินไปในอากาศตามทิศทางต่างๆ นั้นได้จะต้องกระทำโดยนักบินที่ต้องบังคับการบินต่อระบบบังคับการบินของเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งโดยทั่วๆ ไปของระบบบังคับการบินของเฮลิคอปเตอร์จะมีอยู่ ๓ ระบบ ดังนี้

๑. COLLECTIVE PITCH CONTROL SYSTEM

๒. CYCLIC CONTROL SYSTEM

๓. PEDALS OR RUDDER OR ANTI – TORQUE CONTROL SYSTEM

๑. COLLECTIVE PITCH CONTROL SYSTEM

หน้าที่ของระบบ COLLECTIVE PITCH CONTROL SYSTEM นี้มีไว้เพื่อการบังคับให้เฮลิคอปเตอร์บินขึ้นลงในแนวดิ่ง (VERTICAL FLIGHT CONTROL)

ส่วนประกอบของระบบโดยทั่วๆ ไป จะประกอบด้วยคันบังคับ COLLECTIVE PITCH CONTROL STICK สองคันสำหรับนักบินที่หนึ่งและที่สองและจะต่อเข้ากับคันส่งต่างๆ (CONTROL TUBES) และผ่านเข้าไปยังกระบอกสูบไฮดรอลิกส์ (POWER CYLINDER SERVO) ซึ่งต่อเข้ากับชุด SWASH PLATE หรือ STAR ASSAY ถ้าเป็นเฮลิคอปเตอร์ที่สร้างจากบริษัท BELL จะเรียกชุดอุปกรณ์ว่า SWASH PLATE ถ้าเป็นเฮลิคอปเตอร์ที่สร้างจากบริษัท SIKORSKY จะเรียกว่า STAR ASSAY ซึ่งกระทำหน้าที่ถ่ายทอดการบังคับเพื่อเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ ซึ่งติดตั้งอยู่กับระบบโรเตอร์ใหญ่ให้เพิ่มขึ้นในกรณีที่ยกคันบังคับ COLLECTIVE PITCH CONTROL STICK ขึ้น และมุมปะทะจะลดลงเมื่อกดคันบังคับ COLLECTIVE PITCH CONTROL STICK ลงนั้นก็คือ การเพิ่ม และลดแรงยกให้กับเฮลิคอปเตอร์นั่นเอง

การทำงานของระบบเมื่อนักบินยกคับบังคับ COLLECTIVE PITCH CONTROL STICK **ขึ้นหรือกดลง การบังคับจะถูกถ่ายทอดไปตามคันส่งและเข้าไปยังชุดกระบอกสูบไฮดรอลิกส์** (POWER CYLINDER SERVO) **ซึ่งทำหน้าที่ช่วยผ่อนแรงในการบังคับส่งไปยังชุด** SWASH PLATE **หรือ** STAR ASSAY **เพื่อการถ่ายทอดการบังคับขึ้นไปยังระบบโรเตอร์ใหญ่เพื่อเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ ถ้านักบินยกคันบังคับนี้ขึ้นจะทำให้มุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่เพิ่มขึ้นเท่าๆ กัน** และเกิดขึ้นพร้อมกันไม่ว่าจะมีใบพัดใหญ่จำนวนกี่กลีบ การเพิ่มมุมปะทะให้กับกลีบใบพัดใหญ่เป็นการเพิ่มแรงยกให้กับเฮลิคอปเตอร์ จึงทำให้เฮลิคอปเตอร์บินลอยตัวขึ้นจากพื้นดิน และในทางตรงกันข้าม ถ้านักบินกดคันบังคับ COLLECTIVE PITCH CONTROL STICK ลง มุมปะทะก็จะลดลงเท่าๆ กันและ

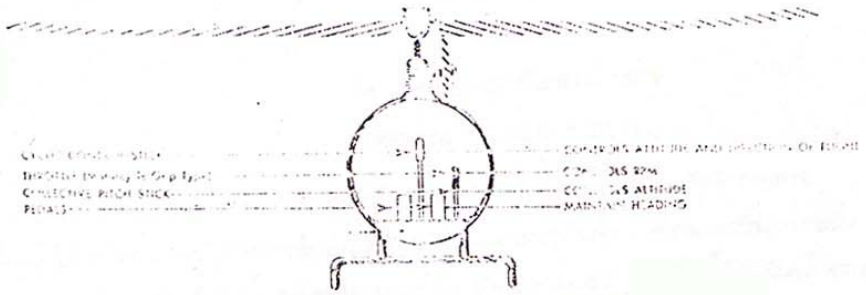
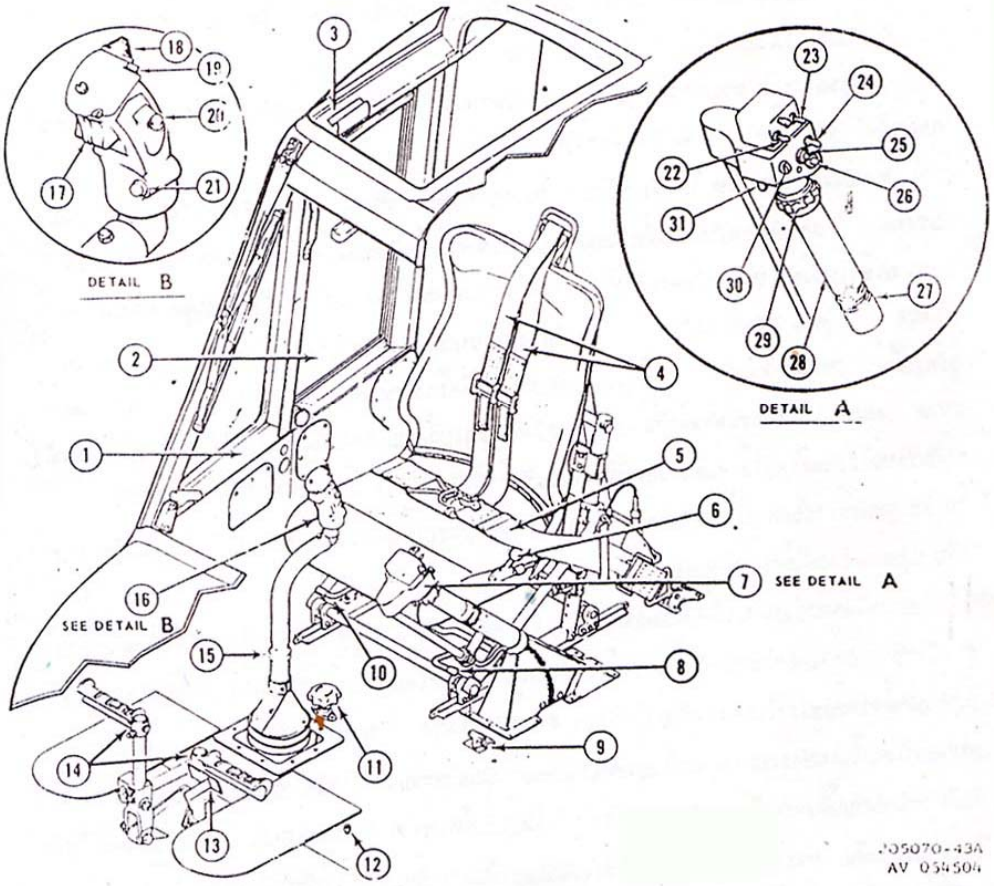


Figure 27.—Controls of the helicopter and the principal function of each control.



1. Pilot's Entrance Door
2. Sliding Window Panel
3. Hand Hold
4. Shoulder Harness
5. Safety Belt
6. Shoulder Harness Lock-Unlock Control
7. Collective Pitch Control Lever
8. Seat Adjustment Fore and Aft
9. Collective Pitch Down Lock
10. Seat Adjustment Vertical
11. Directional control Pedal Adjuster
12. Radio Transmit Foot Switch
13. External Cargo Mechanical Release
14. Directional Control Pedals
15. Cyclic Control Friction Adjuster
16. Cyclic Control Stick
17. Radio Transmit, ICS Trigger Switch
18. ASW-12 Directional Switch
19. Force Trim Switch
20. Armament Fire Control Switch
21. External Cargo Electrical Release Switch
22. Search Light ON-OFF Stow Switch
23. Landing Light ON-OFF Switch
24. Landing Light EXTEND-RETRACT Switch
25. Search Light EXTEND-RETRACT LEFT-RIGHT Control Switch
26. Engine Idle Release Switch
27. Collective Pitch Control Friction Adjuster
28. Throttle Twist Grip
29. Throttle Friction Adjuster
30. Governor RPM INCREASE-DECREASE Switch
31. Starter Ignition Trigger Switch

205070-43A

Figure 2-4. Pilot's station - typical

รูปที่ ๖๓

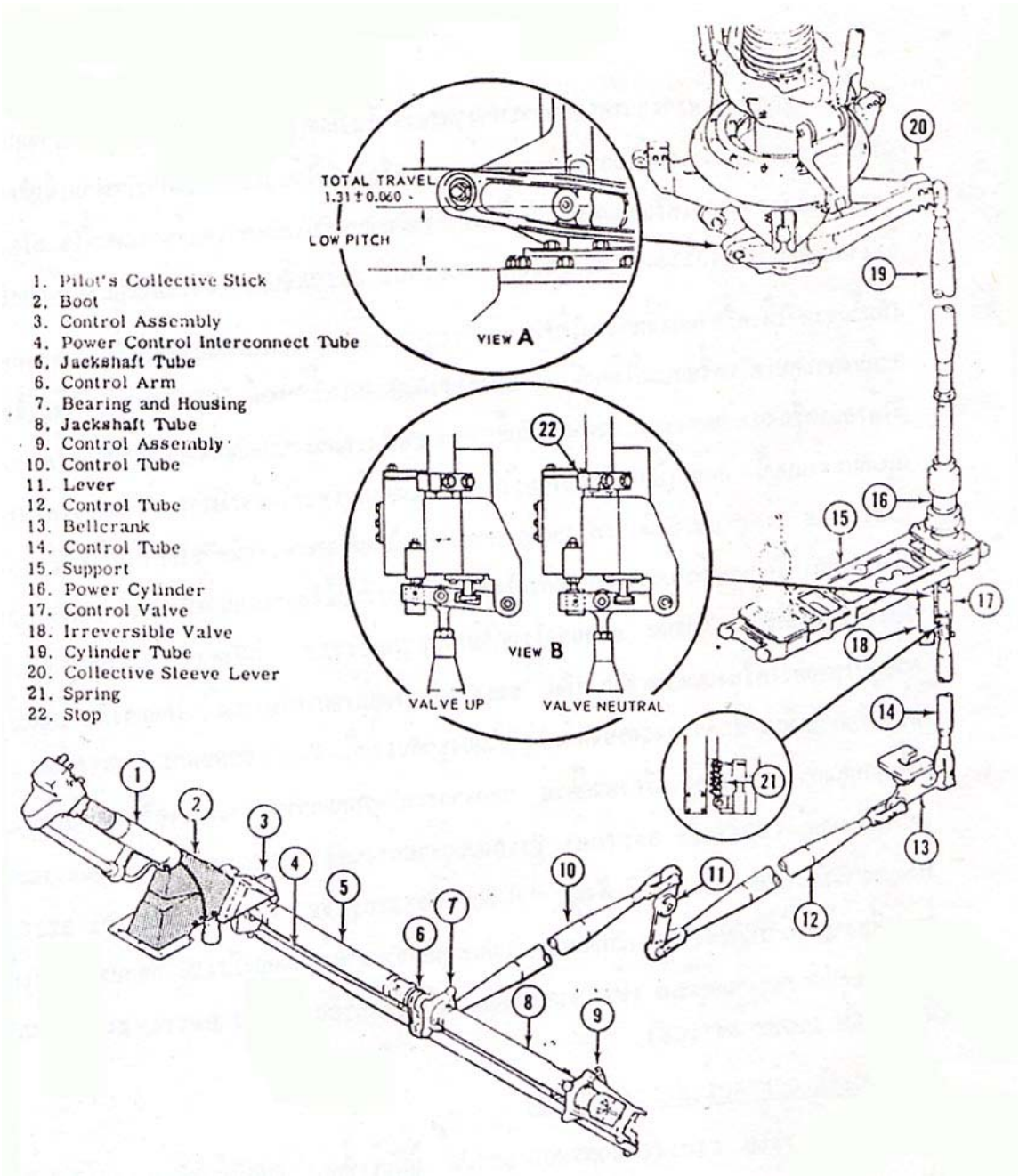
พร้อมกันขอทุกกลีบใบพัดใหญ่ ซึ่งจะเป็นผลทำให้แรงยกลดลง เฮลิคอปเตอร์ก็จะลอยตัวต่ำลงมาสู่พื้นดิน อนึ่งคันบังคับ COLLECTIVE PITCH CONTROL STICK นี้จะมีระบบควบคุมการทำงานของเครื่องยนต์ด้วย (THROTTLE) จะติดตั้งอยู่ตรงส่วนปลายสุดของคันบังคับ COLLECTIVE PITCH CONTROL STICK คันเร่งเพื่อควบคุมการทำงานของเครื่องยนต์ (THROTTLE) นี้ส่วนใหญ่จะเป็นแบบ MOTORCYCLE หรือ TWIST TWIST GRIP เพราะการควบคุมการทำงานของเครื่องยนต์จะกระทำโดยการหมุน ถ้าหมุนบิดทวนเข็มนาฬิกา เช่น รถมอเตอร์ไซด์จะเป็นการเร่งรอบเครื่องยนต์ให้สูงขึ้น ส่วนการบิดตามเข็มนาฬิกาจะเป็นการลดรอบการทำงานของเครื่องยนต์ลง ทั้งนี้เพราะขณะทำการบินเฮลิคอปเตอร์บางแบบที่ใช้เครื่องยนต์ลูกสูบ ถ้าหากยกคันบังคับ COLLECTIVE PITCH CONTROL STICK ขึ้นหมายถึงเพิ่มมุมปะทะให้กับกลีบใบพัดใหญ่เพิ่มขึ้นจะทำให้เครื่องยนต์ที่ทำงานได้รับภาระกรรม (LOAD) เพิ่มขึ้นดังนั้นรอบเครื่องยนต์จะลดลงดังนั้นนักบินจะต้องควบคุมรอบเครื่องยนต์ให้คงที่ โดยการเร่งคันบังคับเครื่องยนต์ (THROTTLE) ให้สูงขึ้นเพื่อจะชดเชยมิให้รอบเครื่องยนต์ลดลงขณะเริ่มทำการบินจากสนาม ซึ่งเหมาะกับนักบินที่จะบังคับรอบเครื่องยนต์ด้วยการหมุนคันเร่งแบบนี้ แต่ถ้าเป็นเฮลิคอปเตอร์ใช้เครื่องยนต์แก๊ซเทอร์ไบน์ จะมีการเร่งคันเร่งเครื่องยนต์ระบบ THROTTLE และยังมีการทำงานด้วยการควบคุมโดยลักษณะพิเศษมี สวิทช์โกบเวอร์เนอร์ (GOVERNOR) ควบคุมรอบเครื่องยนต์ด้วยระบบควบคุมไฟฟ้า ดังนั้นระบบนี้จึงง่ายต่อการบังคับและควบคุมรอบการทำงานของเครื่องยนต์ขณะทำการบิน แต่อย่างไรก็ตามระบบ THROTTLE ก็ยังคงทำงานร่วมอยู่ตลอดเวลาในการควบคุมรอบเครื่องยนต์ขณะทำการบิน ขณะทำการควบคุมรอบเครื่องยนต์ โดยการบิด THROTTLE ทวนหรือตามเข็มนาฬิกาจะส่งผลของการบังคับไปยังชุดคันเร่งนี้ FUEL CONTROL UNIT ของเครื่องยนต์ เพื่อควบคุมการทำงานของเครื่องยนต์ด้วย นอกจากระบบควบคุมการทำงานของเครื่องยนต์แล้วยังมีระบบการติดเครื่องยนต์ (STARTER SWITCH) ประกอบอยู่ส่วนล่างของ THROTTLE ด้วยและเฮลิคอปเตอร์บางแบบจะมีระบบติดเครื่องยนต์ติดตั้งไว้ที่คันบังคับ COLLECTIVE PITCH CONTROL STICK ด้วยเพื่อง่ายต่อการปฏิบัติงานของนักบินด้วย นอกจากที่กล่าวมาแล้วยัง

ต้องมีระบบไฟฟ้าบางระบบเข้ามาติดตั้งสวิทช์ควบคุมการทำงานอยู่ด้วย เช่น ระบบไฟลงสนาม (LANDING LIGHT SWITCH) ระบบไฟค้นหา (SEARCH LIGHT SWITCH)

๒. CYCLIC CONTROL SYSTEM

หน้าที่ของระบบ CYCLIC CONTROL SYSTEM นี้มีไว้เพื่อการบังคับให้เฮลิคอปเตอร์บินไปในทิศทางระนาบ HORIZONTAL CONTROL หรือ LATERAL FLIGHT CONTROL รวมทั้งการบินไต่และบินดำด้วย เพราะการทำงานของระบบนี้เป็นการทำงานเพื่อบังคับทิศทางของแรงฉุด (THRUST) ของเฮลิคอปเตอร์โดยการบังคับของนักบินโดยการเอียงแนวจานหมุนของใบพัดใหญ่ (ROTOR DISC) หรือ TIP PATH PLANE ในกรณีมองจากด้านข้างระนาบดังได้กล่าวมาแล้วในตอนต้น ถ้านักบินทำการดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปในทิศทางใดๆ (สามารถกระทำได้ ๓๖๐°) เพื่อทำให้แนวจาน

หมุนของกลีบใบพัดใหญ่ (ROTOR DISC) เอียงไปตามทิศทางของการบังคับนั้นก็หมายถึงแรงฉุดที่เกิดจากชุดโรเตอร์จะไปตามทิศทางนั้นๆ จึงทำให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปตามทิศทางที่ถูกบังคับโดยนักบิน เพราะเมื่อนักบินดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปในทิศทางใด ผลของการบังคับจะถูกถ่านทอดไปตามคันส่งและผ่าน POWER CYLINDER SERVO ดังได้กล่าวมาแล้วว่าเพื่อผ่อนแรงในการบังคับไปเอียงชุด SWASH PLATE หรือ STAR ASSAY เพื่อทำให้ชุดโรเตอร์ใหญ่เอียงแนวจานหมุน (ROTOR DISC) ไปตามทิศทางที่นักบินดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไป แต่การทำงานของระบบนี้จะเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ของชุดโรเตอร์ไม่เท่ากัน และไม่เกิดขึ้นพร้อมกัน



รูปที่ ๖๓

ดังเช่นระบบของ COLLECTIVE PITCH CONTROL STICK เพราะระบบของ CYCLIC CONTROL STICK จะทำงานเพื่อเปลี่ยนแปลงมุมปะทะและการเอียงแนวจานหมุนเป็นไปด้วยหลักการของไจโร (GYRO SCOPIC PRECESSION) นั้นคือขณะทำการบังคับคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK จะเป็นผลทำให้การบังคับถูกถ่ายทอดไปทำการเอียงชุด SWASH PLATE หรือ STAR ASSAY เพื่อไปเอียงแนวจานหมุนของโรเตอร์ใหญ่ (ROTOR DISC) เพื่อบังคับทิศทางของแรงฉุด (THRUST) และทำการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ด้วย จึงเป็นไปตามกฎของ GYRO SCOPIC PRECESSION ดังนั้นมุมต่างๆ ที่เปลี่ยนแปลงไปจึงเกิดขึ้นไม่พร้อมกันและไม่เท่ากันด้วย เนื่องจากเกิดการกระพือ (FLAPPING) ของกลีบใบพัดใหญ่เพื่อเป็นการแก้การไม่สมดุลของแรงยก (DISSYMMETRY OF LIFT) ที่เกิดขึ้นบนกลีบใบพัดใหญ่ดังได้กล่าวมาแล้วในตอนต้นดังตัวอย่างเช่น

ถ้าหากนักบินทำการบินลอยตัวขึ้นจากพื้นดินและบินลอยตัวอยู่กับที่ด้วยการยก COLLECTIVE PITCH CONTROL ขึ้นมาเป็นมุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ ๑๒° นั่นหมายถึงว่ามุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ที่ทำการหมุนอยู่ใน PLANE OF ROTATION นั้นมีมุมปะทะของกลีบใบพัดเท่ากันหมดทุกใบในทุกตำแหน่งการหมุนและความเร็วของกลีบใบพัดจะเท่ากันด้วย เพราะถือว่าถ้าเฮลิคอปเตอร์อยู่กับที่ ไม่เคลื่อนที่ไปในทิศใดๆ แล้วจะมีความเร็วเป็น ๐ (ศูนย์) ซึ่งถือว่าเท่ากับความเร็วลมสัมพัทธ์วิ่งเข้าปะทะกลีบใบพัดมีค่าเท่ากับ ๐ ดังนั้นจึงไม่เกิดการเปลี่ยนแปลงของความเร็วลมสัมพัทธ์บนกลีบใบพัดใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ขณะบินลอยตัวอยู่กับที่ในอากาศนั่นคือความเร็วลมสัมพัทธ์บนกลีบใบพัดใหญ่ มีค่าเท่ากันมุมปะทะเท่ากัน จึงไม่เกิดการไม่สมดุลของแรงยก (DISSYMMETRY OF LIFT) ขึ้นบนกลีบใบพัดใหญ่ แต่ถ้าหากนักบินดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปในทิศทางใดๆ ผลของการบังคับจะทำให้ชุด SWASH PLATE หรือ STAR ASSAY เอียงไปในทิศทางนั้นด้วยซึ่งจะทำให้เอียงแนวจานหมุนของโรเตอร์ (ROTOR DISC) เอียงไปทางนั้นด้วยซึ่งขณะเดียวกันก็จะทำให้เกิดการกระพือ (FLAPPING) ขึ้นบนกลีบใบพัดใหญ่เพื่อเปลี่ยนแปลงมุมปะทะไปด้วยแต่การเปลี่ยนแปลงมุมปะทะนี้จะเกิดขึ้นไม่พร้อมกันและไม่เท่ากันด้วย สมมุติว่าภายหลังการบังคับให้มีการเอียงแนวจานหมุนเกิดขึ้นและทำให้มุมปะทะกลีบใบพัดใหญ่มีการเปลี่ยนแปลงมุมไป ๖° เพราะการเอียงและเกิดการกระพือของชุดโรเตอร์ ดังนั้นมุมปะทะที่เปลี่ยนไปจึงกลายเป็นว่าเดิมมุมปะทะมีอยู่ซ้าย – ขวา หน้าหลังหรือทุกๆ ทิศทางเท่ากันคือมุม ๑๒° เมื่อเกิดการเปลี่ยนแปลงไป ๖ องศา ดังนั้นมุมที่แท้จริงที่เกิดขึ้นขณะทำการเอียงคันบังคับนี้ถ้าหากนักบินดัน CYCLIC CONTROL STICK ไปข้างหน้า คือท่าบิน (FORWARD FLIGHT) หรือการบินไปข้างหน้ามุมกลีบใบพัดใหญ่ที่หมุนอยู่ด้านขวามือจะเป็น ๑๒° - ๖° ซึ่งมีค่าเท่ากับ ๖° แต่พอกลีบใบพัดหมุนไปยังตำแหน่งที่ด้านหน้าจะเป็นมุม ๑๒° คงที่และกลีบใบพัดที่หมุนมาอยู่ตำแหน่งด้านซ้ายจะมีค่าเท่ากับ ๑๒° + ๖° ซึ่งมีค่าเท่ากับ ๑๘° แต่พอมาหมุนอยู่ในตำแหน่งด้านหลัง จะมีค่าเท่ากับ ๑๒° คงที่ ดังนั้นจะเห็นได้ว่าขณะเอียงคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปด้านหน้ามุมปะทะที่เปลี่ยนแปลงไปเฉพาะด้านกลีบใบพัดที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ (RETREATING BLADE) นั่นคือมุมปะทะด้าน

กลีบใบพัดที่หมุนทวนทิศทางลมสัมพัทธ์ มีค่า ๖° แต่ด้านกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์มีค่า ๑๘° ทั้งนี้เพราะเป็นการแก้การไม่สมดุลของแรงยก เพราะกลีบใบพัดที่หมุนตามทิศทางลมสัมพัทธ์จึงชดเชยด้วยการลดและเพิ่มมุมปะทะดังกล่าวเพื่อแก้การไม่สมดุลของแรงยกดังได้กล่าวมาแล้วในตอนต้น

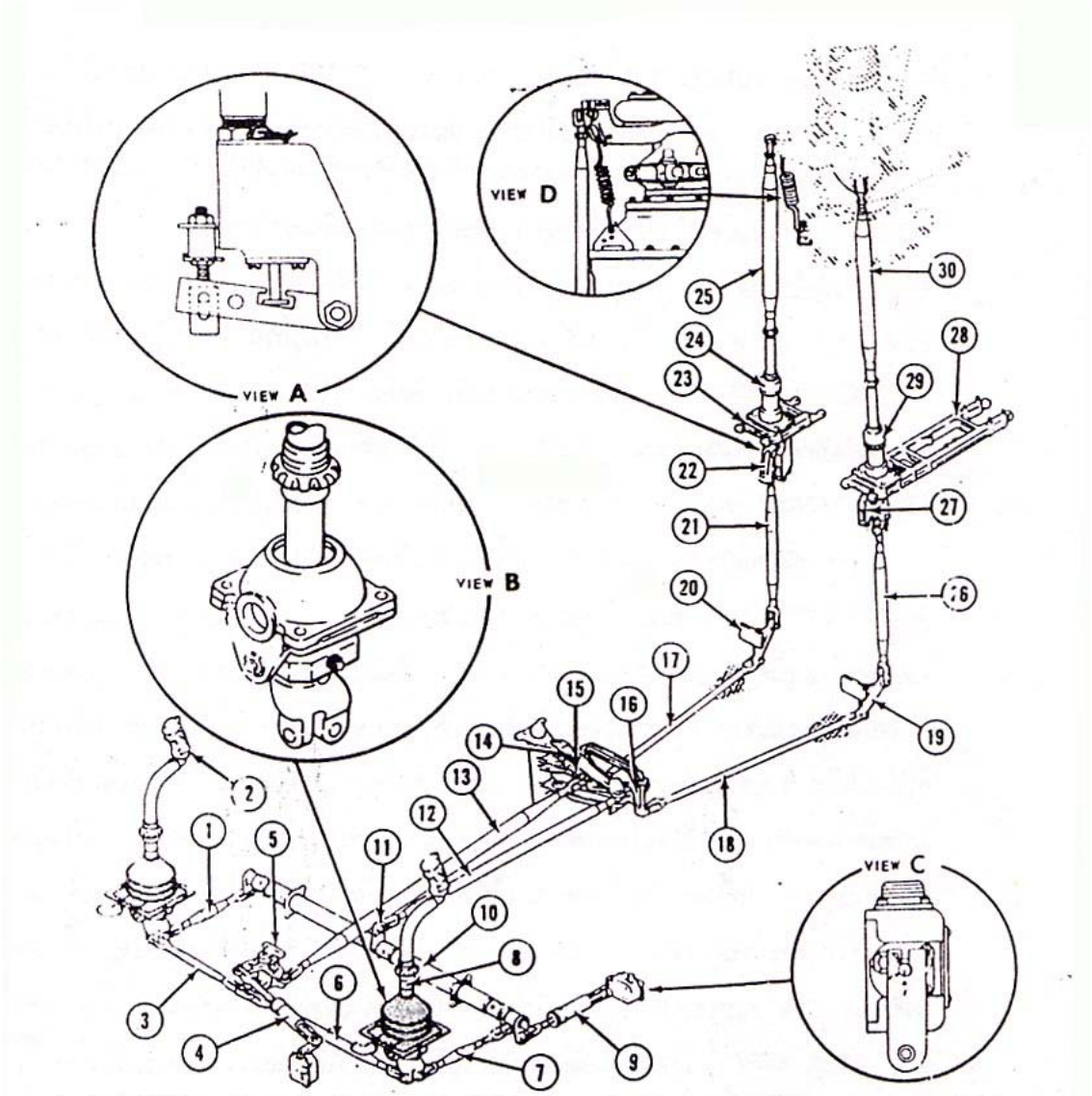


Figure 9-2. Cyclic control system

รูปที่ ๖๔

ส่วนประกอบที่สำคัญของระบบที่ควรจะนำมากล่าวถึง ได้แก่ ระบบไฮดรอลิค (HYDRAULIC SYSTEM) และระบบไฟฟ้าที่เกี่ยวข้อง (ELECTRICAL SYSTEM) ทั้งนี้เพราะระบบบังคับการบินจำเป็นจะต้องมีระบบไฮดรอลิคและไฟฟ้าเข้ามาเกี่ยวข้องร่วมกันทำงานของระบบรวมทั้งกลไกต่างๆ ดังนี้

FORCE GRADIENT เป็นกระบอกสูบสปริง จะต่อเชื่อมกับระบบบังคับ ดังนี้ และปลายอีกด้านจะต่อกับ MAGNETIC BRAKE ซึ่งทำงานด้วยไฟฟ้า อุปกรณ์ทั้ง ๒ อย่างนี้ จะทำงานรวมกับระบบเสนอเพราะทำให้ระบบบังคับนี้สมบูรณ์ เช่น

FORCE GRADIENT มีความมุ่งหมายเพื่อทำให้เกิดแรงอันหนึ่งเพื่อทำให้นักบินเกิดความรู้สึกในการบังคับการบินเกิดขึ้น ขณะบังคับการบินซึ่งเป็นไปตามธรรมชาติของมนุษย์เรียกว่า ARTIFICIAL FEEL แต่เป็นการกระทำของมนุษย์ ที่ทำให้เกิดสภาพเช่นนี้ เพื่อป้องกันมิให้เกิดการบังคับที่เรียกว่า OVER CONTROL เพราะอุปกรณ์นี้จะมีแรงดึงของสปริงอยู่ภายในจึงทำให้เกิดการรู้สึกต่อต้านแรงของการบังคับขึ้น

MAGNETIC BRAKE เป็นอุปกรณ์ไฟฟ้าและควบคุมด้วยสวิทซ์ (SWITCH) ที่แผลสวิทซ์บังคับในห้องนักบินและยังมี SWITCH ติดตั้งควบคุมอยู่ที่ส่วนปลายตอนบนของคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK นี้ หน้าที่ที่สำคัญของอุปกรณ์นี้ก็เพื่อคงตำแหน่งของระบบบังคับการบินในกรณีนี้นักบินต้องการผ่อนคลายความตึงเครียด นักบินจะผลักสวิทซ์ FORCE TRIM SWITCH ไปที่ตำแหน่ง “ON” ตัว MAGNETIC BRAKE จะทำการยึดตำแหน่งของระบบบังคับการบินทันทีแม้ว่าจะดันหรือบังคับไปที่ใดๆ เมื่อปล่อยมือออกจากคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK หรือจะปล่อยเท้าออกจาก PEDALS CONTROL ระบบบังคับดังกล่าวยังจะอยู่คงที่ในตำแหน่งนั้นๆ

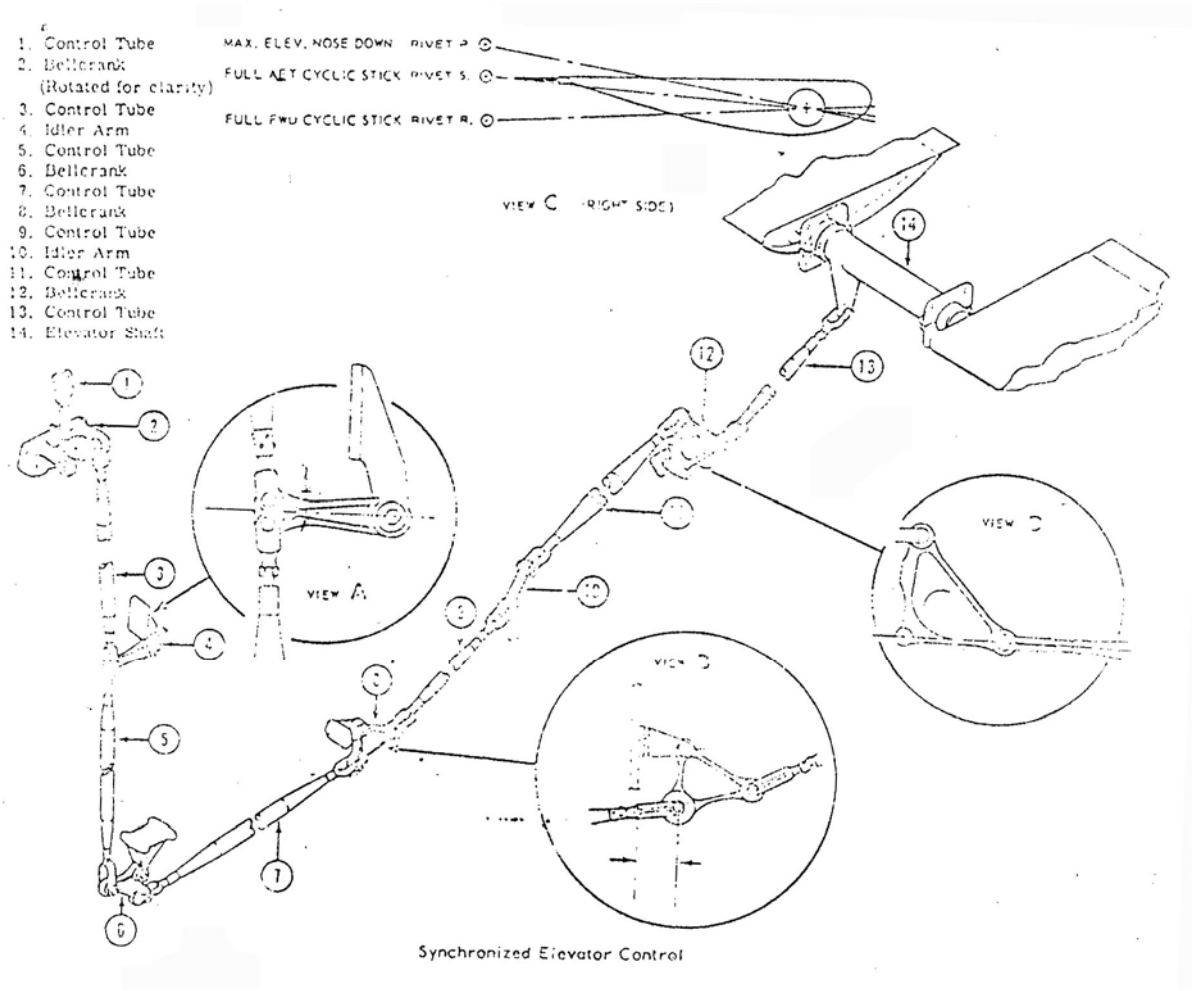
๓. PEDALS OR RUDDER OR ANTI – TORQUE CONTROL SYSTEM

ระบบบังคับการบินระบบนี้เป็นระบบบังคับที่มีไว้เพื่อเป็นการบังคับทิศทางการบินของเฮลิคอปเตอร์ (DIRECTIONAL FLIGHT CONTROL) และทำหน้าที่ในการแก้แรงบิด (TORQUE) อันเกิดจากการหมุนของโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) ในขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการบิน

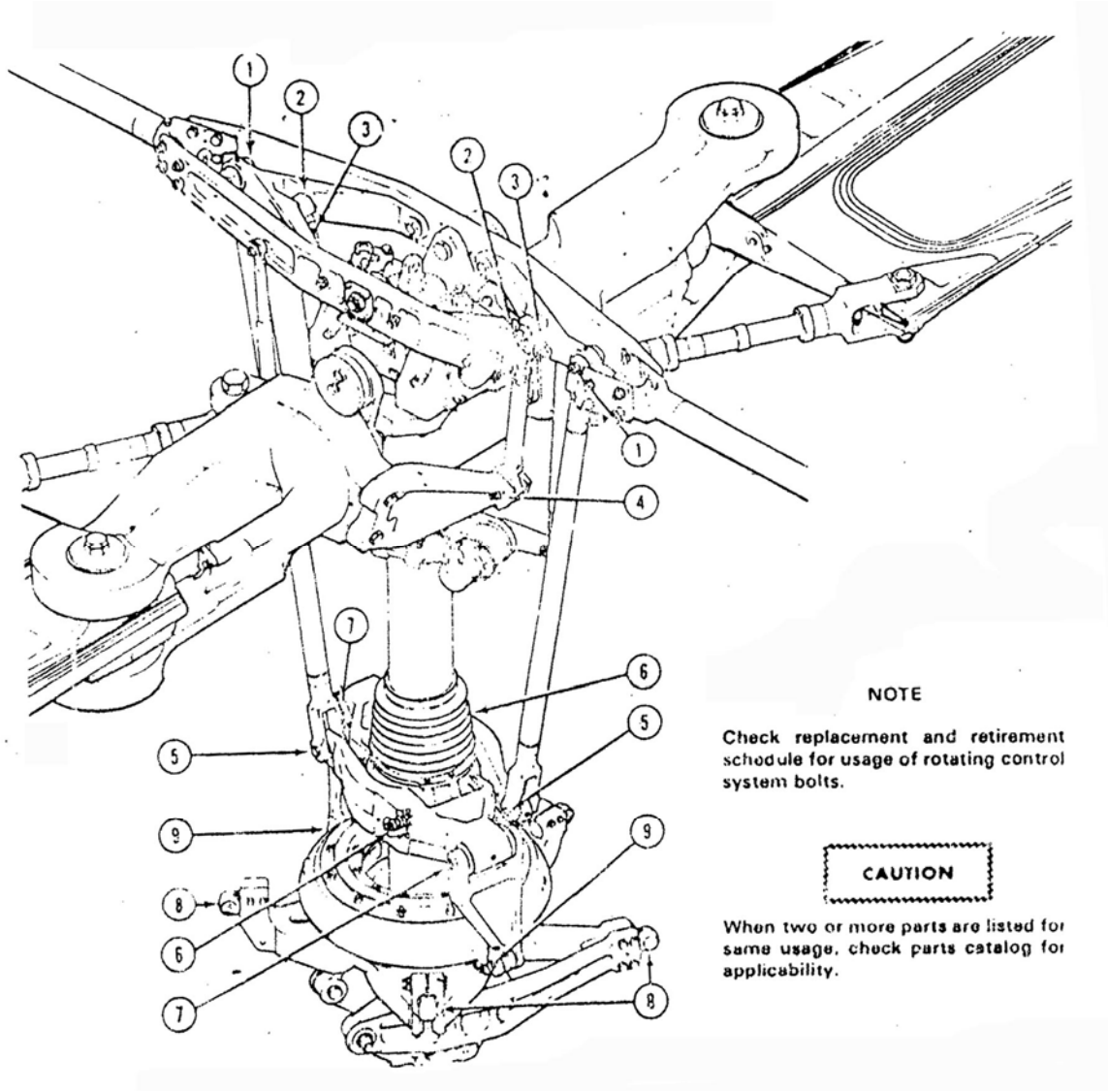
ส่วนประกอบที่สำคัญของระบบส่วนใหญ่จะคล้ายกับระบบของ CYCLIC CONTROL STICK ซึ่งมี PEDALS CONTROL หรือ RUDDER CONTROL และมีส่วนประกอบที่เป็นคันส่ง (MECHANICAL LINK GAGE) ผ่านไปยังกระบอกสูบไฮดรอลิค (POWER CYLINDER SERVO) แล้วต่อด้วยคันส่งหรือเฮลิคอปเตอร์บางแบบจะต่อด้วยการบังคับด้วยลวดบังคับ (CONTROL CABLE) ไปยังชุดโรเตอร์หางเพื่อถ่ายทอดการบังคับไปเปลี่ยนแปลงมุมปะทะที่กลีบใบพัดหาง (TAIL ROTOR BLADES) เพื่อเป็นการเปลี่ยนแปลงแรงฉุดของโรเตอร์

การทำงานของระบบนี้เมื่อนักบินทำการบิน นักบินจะใช้เท้าทั้งสองของนักบินไปบังคับที่ PEDALS CONTROL ถ้านักบินทำการบังคับโดยการดัน PEDALS CONTROL ด้านใดด้านหนึ่งให้เคลื่อนที่ไปข้างหน้า PEDAL อีกด้านหนึ่งจะเคลื่อนที่ถอยหลังนั่นหมายถึงเกิดการบังคับเกิดขึ้นเพื่อส่งการ

บังคับไปเปลี่ยนแปลงมุมปะทะให้กลีบใบพัดหาง เพื่อเป็นการเพิ่มหรือลดแรงฉุดของโรเตอร์หางนั่นเอง ถ้าโรเตอร์หางมีแรงฉุดมากกว่าแรงบิดที่เกิดจากการหมุนของโรเตอร์ใหญ่ เฮลิดอปเตอร์จะเลี้ยวไปตามทิศทางของแรงฉุดของโรเตอร์หาง แต่ถ้าแรงฉุดโรเตอร์หางลดลง เฮลิคอปเตอร์จะเลี้ยวไปตามทิศทางของแรงปิดที่เกิดจากการหมุนของโรเตอร์ใหญ่ ดังตัวอย่างเช่น



รูปที่ ๖๕



รูปที่ ๖๖

ขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการบินลอยตัวขึ้นจากพื้นดินนักบินจะบังคับให้หัวของเฮลิคอปเตอร์อยู่ในทิศทางตรงตามที่นักบินต้องการและเท้านักบินจะพยายามบังคับให้หัวเฮลิคอปเตอร์อยู่ในทิศทางที่ต้องการ แต่ถ้าหากนักบินต้องการจะเลี้ยวไปทางซ้าย นักบินจะต้องดัน PEDAL CONTROL ซ้ายไปหน้าและขณะเดียวกัน PEDAL CONTROL ขวาจะถอยมาหลังนั่นก็หมายถึงว่านักบินต้องการให้เกิดแรงฉุดหางมากกว่าแรงบิดที่เกิดจากโรเตอร์ใหญ่ (ในกรณีโรเตอร์ใหญ่หมุนทวนเข็มนาฬิกา) ซึ่งก็เป็นการเพิ่มมุมปะทะให้กับกลีบใบพัดหางจึงทำให้แรงฉุดเพิ่มขึ้นและชนะแรงบิดที่เกิดจากโรเตอร์ใหญ่ จึงทำให้เฮลิคอปเตอร์เลี้ยวไปทางซ้าย ในทางตรงข้าม ถ้านักบินใช้เท่ากับ PEDAL CONTROL ขวาไปหน้า PEDAL CONTROL ซ้ายจะถอยมาหลัง ซึ่งจะเป็นการลดมุมปะทะให้กับกลีบใบพัดหางซึ่งทำให้แรงฉุดลดลงและทำให้แรงบิดของโรเตอร์ใหญ่มากกว่าแรงฉุดหางจึงทำให้เฮลิคอปเตอร์เลี้ยวไปตามทิศทางของแรงบิดของโรเตอร์ใหญ่ คือเลี้ยวขวานั่นเอง

<u>หมายเหตุ</u> ระบบบังคับการบินของเฮลิคอปเตอร์บางรุ่นหรือบางแบบ อาจมีระบบร่วมในระบบของการบังคับการบินเพิ่มขึ้นอีกเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการบังคับการบินให้ดีเพิ่มขึ้น ดังเช่นระบบบังคับการบินของเฮลิคอปเตอร์แบบ UH – IH , UH – IN , BELL 212 เป็นต้น ซึ่งเป็นเฮลิคอปเตอร์ซึ่งผลิตโดยบริษัท BELL สหรัฐอเมริกา มักจะมีระบบ SYNCHRONIZED ELEVATOR เข้ามาต่อร่วมกับระบบของ SYNCHRONIZED ELEVATOR เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการบังคับการบินทางหลัง – หลัง (PORE – AFT CONTROL) ให้ดีขึ้นและเป็นการปรับระยะของ CG. ของเฮลิคอปเตอร์ให้อยู่ในช่วงตำแหน่งที่ถูกต้องขณะทำการบังคับการบินทางด้านหน้า – หลัง ดังจะได้อธิบายในรายละเอียดต่อไป ซึ่งเฮลิคอปเตอร์บางแบบหรือบางบริษัทจะไม่ต้องต่อระบบนี้เข้าร่วมกับระบบของ CYCLIC CONTROL STICK เพียงแต่ประกอบพื้นบังคับอันหนึ่งมีลักษณะเป็นแพนอากาศที่ติดตั้งอยู่กับที่แต่จะต้องทำการปรับปรุงมุมปะทะหรือตำแหน่งให้ถูกต้องเพื่อรักษาเสถียรภาพในการบังคับการบินทางหน้า – หลังของเฮลิคอปเตอร์พื้นบังคับนี้ถ้าเป็นบริษัทของ SIKORSKY จะเรียกว่า STABILIZER และจะติดตั้งไว้ตอนปลายของกรวยหางของเฮลิคอปเตอร์จะติดตั้งแบบอยู่กับที่ (FIXED STABILIZER) เช่น ฮ.๔ ก หรือเรียกว่า S 58 T, หรือ CH – 53 เป็นต้น ฯลฯ

ระบบบังคับการบิน ฮ.๖

๑. ความมุ่งหมาย

เพื่อให้รู้และเข้าใจถึงระบบต่างๆ ของการบังคับที่กระทำกับ ฮ. และมีผลอย่างไรกับ ฮ.

๒. ระบบบังคับของ ฮ.๖ ประกอบด้วย

๒.๑ COLLECTIVE CONTROL

๒.๑ CYCLIC CONTROL

๒.๓ ANTI – TORQUE CONTROL

๒.๔ SYNCHRONIZED ELEVATOR CONTROL

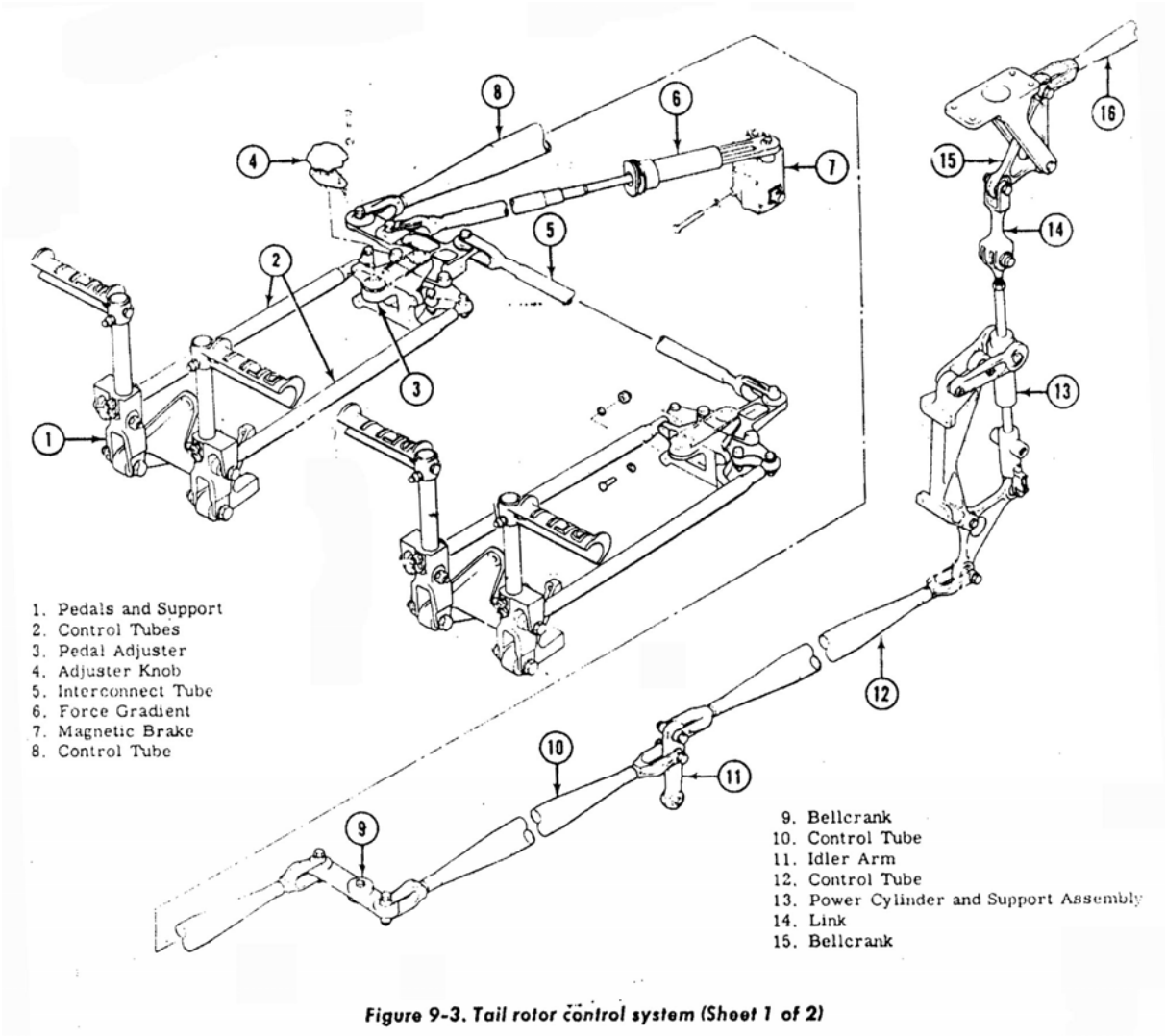


Figure 9-3. Tail rotor control system (Sheet 1 of 2)

รูปที่ ๖๗

๓. COLLECTIVE CONTROL

๓.๑ ระบบประกอบด้วย COLLECTIVE STICK , JACK SHAFT , PUSH – FULL ROD BELL CRANK HYD. , POWER CYLINDER ซึ่งจะถ่ายทอดการบังคับไปที่ SCISSORS & SLEEVE

๓.๒ การทำงานของระบบนี้สิ้นสุดที่เปลี่ยนมุมปะทะของ MAIN ROTOR BLADES เป็นผลให้ ฮ. เคลื่อนที่ได้ในแนวดิ่ง

๓.๓ มี IRREVERSIBLE VALVE ประกอบอยู่กับ HYD. POWER CYLINDER เพื่อป้องกันการไหลกลับของ HYD. ขณะทำงานและกักความอัด HYD. ไว้เพื่อระบบ HYD. ขัดข้อง

๓.๔ คับบังคับติดตั้งอยู่ด้านซ้ายมือของนักบินทั้งสอง

๓.๕ เมื่อคันบังคับอยู่ตำแหน่งต่ำสุด (FULL DOWN) มุมของ MAIN ROTOR จะต่ำสุด (ประมาณ ๘°) และเมื่อยกคันบังคับขึ้นตำแหน่งสูงสุด มุมของ MAIN ROTOR จะสูงสุด

๓.๖ คันบังคับสามารถปรับให้ ยกขึ้น – ลง หนักเบาได้ตามต้องการด้วย TWIST FRICTION LOCK AND ADJUSTING SCREW

๓.๗ มีชุด SWITCH ติดตั้งอยู่ที่ส่วนปลายด้านบนของคันบังคับ คือ

๓.๗.๑ STARTER SWITCH

๓.๗.๒ GOVERNOR R.P.M. IN ERASE DECREASE SWITCH

๓.๗.๓ ENGINE IDLE RELEASE SWITCH

๓.๗.๔ LADING LIGHT SWITCH

๓.๗.๕ SCARCE LIGHT SWITCH

๓.๗.๖ ROTATING GRIP TYPE THROTTLE

๓.๘ มี SPRING LOADED ยึดคันบังคับไม่ให้เคลื่อนที่เมื่ออยู่ที่พื้นตำแหน่งต่ำสุด

๓.๙ ส่วนคันบังคับทางด้านนักบินที่สอง มีชุด SWITCH เพียง

๓.๙.๑ ROTATING GRIP TYPE THROTTLE

๓.๙.๒ STARTER SWITCH

๓.๙.๓ GOVERNOR R.P.M. IN ERASE DECREASE SWITCH

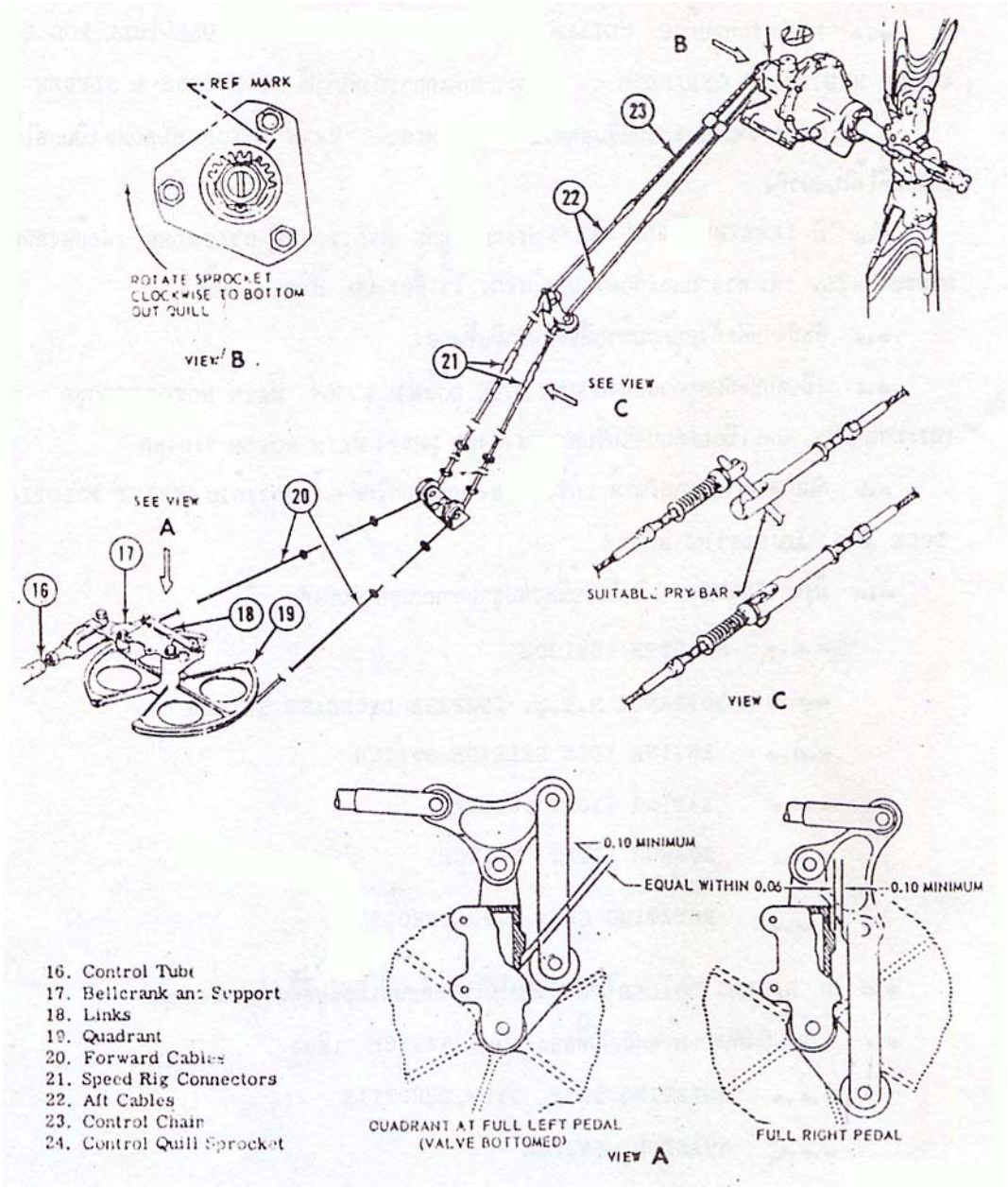
๓.๑๐ การตรวจ - ปรับความฝืดของคันบังคับ

๓.๑๐.๑ โดยใช้กำลังอัดของ HYD. ช่วยโดย

- คันบังคับอยู่ตำแหน่งต่ำสุด
- คลายที่ปรับความฝืดออกจนสุด
- ใช้ SPRING SCALE ดึงให้แนวตั้งฉากตรงประมาณกึ่งกลางของ ROTATING GRIP TYPE THROTTLE
- จะต้องใช้แรงดึงอ่านได้ที่ SPRING SCALE ประมาณ ๘ - ๑๐ ปอนด์

๓.๑๐.๓ โดยไม่ใช้กำลัง HYD. ช่วย

- ถอด CONTROL ROD ด้านที่ต่อเข้ากับ JACK SHAFT ออก
- คันบังคับอยู่ตำแหน่งต่ำสุด
- ใช้ SPRING SCALE ดึงในแนวตั้งฉากตรงประมาณกึ่งกลางของ ROTATING GRIP TYPE THROTTLE
- จะต้องใช้แรงดึงอ่านได้ที่ SPRING SCALE ประมาณ ๑๔ - ๑๖ ปอนด์



รูปที่ ๖๗

๓.๑๑ การทำงาน

เมื่อคันบังคับถูกยกขึ้นหรือลดลง การเคลื่อนที่จะผ่านไปตาม CONTROL ROD , BELL CRANK , POWER CYLINDER , COLLECTIVE LEVER , SCISSORS & SLEEVE , CONTROL TUBE , STABILIZER BAR , PITCH CHANGE LINK AND PITCH HORN ของ MAIN ROTOR BLADES เพื่อเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของ MAIN ROTOR BLADES ไปเท่าๆ กันและพร้อมกัน กล่าวคือเมื่อยกคันบังคับขึ้น มุมปะทะของ MAIN ROTOR BLADES เพิ่มขึ้น แรงยกเพิ่มขึ้น ฮ. ก็จะลอยสูงขึ้น ในทาง

ตรงกันข้ามถ้ากดคันบังคับลง ฮ. ก็จะลอยตัวต่ำลง จึงกล่าวได้ว่า COLLECTIVE CONTROL เป็นระบบบังคับให้ ฮ. ลอยตัวสูงขึ้น หรือลอยต่ำลงโดยทั่วๆ ไปจะกล่าวว่าบังคับ ฮ. ให้บินในแนวดิ่ง

๔. CYCLIC CONTROL

๔.๑ ระบบประกอบด้วย CYCLIC STICK , PUSH – PULL ROD , JACK SHAFT , BELL CRANK , POWER CYLINDER , FORCE GRADIENT AND MAGNETIC BRAKE

๔.๒ คันบังคับติดตั้งอยู่ด้านหน้าของนักบินทั้งสอง

๔.๓ การบังคับทางหน้า – หลัง และ ซ้าย – ขวา ทำงานได้โดยอิสระจากคันบังคับ (CONTROL STICK) ถึง INTERMIXING BELL CRANK

๔.๔ การเคลื่อนคันบังคับแต่ละครั้งจะเป็นการเปลี่ยนแนวการหมุนของ MAIN ROTOR BLADE ซึ่งถือว่าเป็นการเปลี่ยนทิศทางการเคลื่อนที่ของ ฮ. ด้วย

๔.๕ การเคลื่อนที่คันบังคับทางหน้า – หลัง จะไปเปลี่ยนท่าทางของ SYNCHRONIZED ELEVATOR ด้วยเสมอ

๔.๖ POWER CYLINDER มี ๒ ตัว ร่วมกันทำงานเพื่อช่วยผ่อนแรงการบังคับและแรงดันกลับจากการทำงานของ MAIN ROTOR

๔.๗ มี FORCE GRADIENTS และ MAGNETIC BRAKES อย่างละ ๒ ตัว เพื่อช่วยผ่อนความรู้สึกของนักบินและช่วยรักษาเสถียรภาพในการบังคับการบิน

๔.๘ ที่บริเวณมือจับของคันบังคับจะมี CONTROL SWITCH

๔.๘.๑ ด้านนักบินที่ ๑ (CYCLIC CONTROL STICK)

- EXTERNAL CARGO RELEASE SWITCH
- TRIGGER TYPE RADIO SWITCH (๓ ตำแหน่ง)
- ARMAMENT FIRE CONTROL SWITCH
- HOIST SWITCH
- FORCE TRIM SWITCH

๔.๘.๒ ด้านที่นักบินที่ ๒ (CYCLIC CONTROL STICK)

- TRIGGER TYPE RADIO SWITCH
- ARM. CONTROL SWITCH
- FORCE TRIM SWITCH

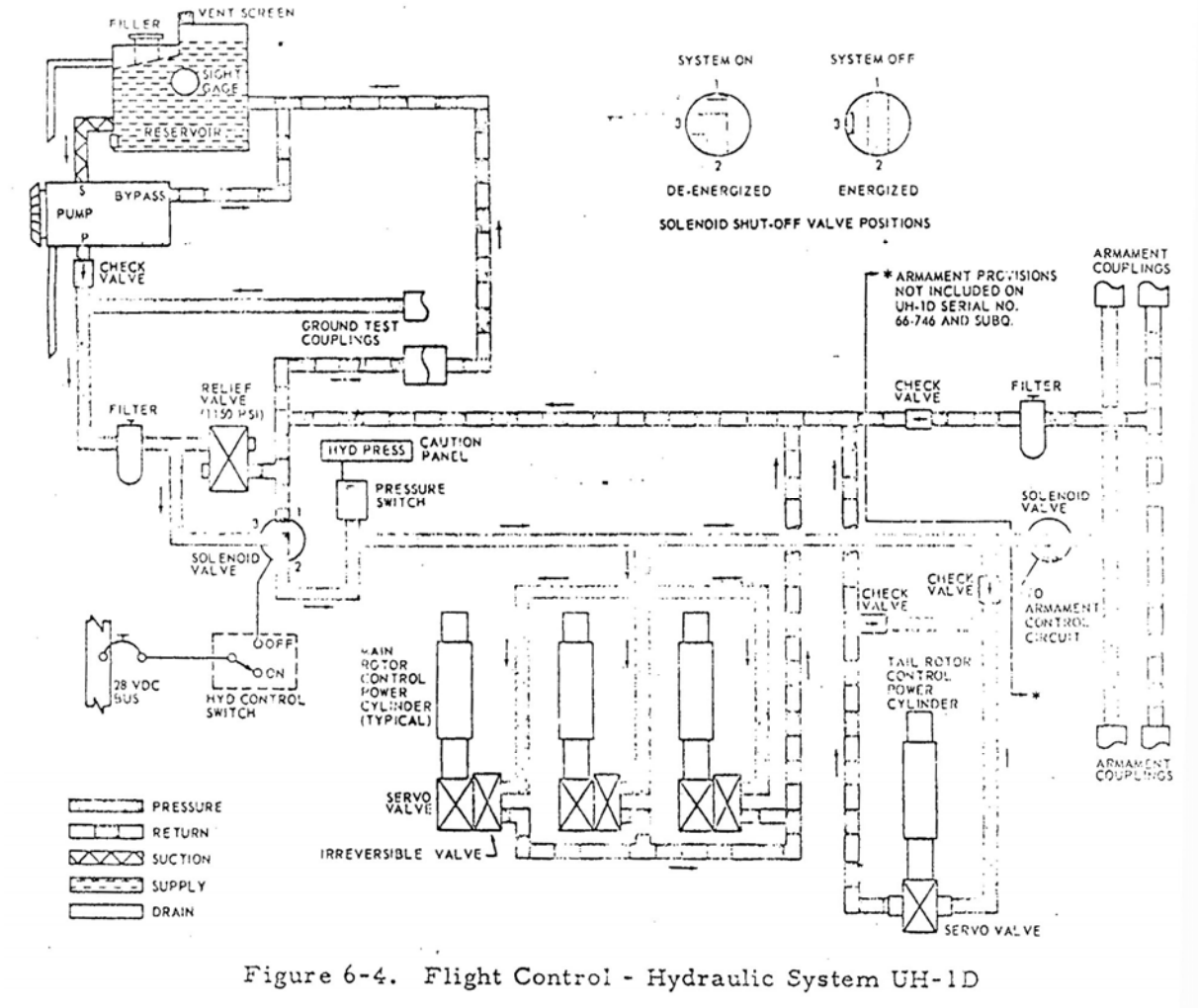


Figure 6-4. Flight Control - Hydraulic System UH-1D

รูปที่ ๖๙

๔.๙ การทำงาน

การบังคับระบบพื้นบังคับที่เปลี่ยนทิศทางการบินของ ฮ. คันบังคับเปลี่ยนไปทางไหน ฮ. ก็จะเคลื่อนไปทางนั้น การบังคับจะเริ่มต้นจากนักบินเคลื่อนคันบังคับ จะถ่ายทอดส่งไปตาม CONTROL TUBES , BELL – CRANKS , POWER CYLINDER และแขนของ SWASH – PLATE ส่วนที่อยู่กับที่เพื่อบังคับ SWASH – PLATE ส่วนที่หมุนให้อยู่ในแนวที่ต้องการบินถูกต้องตลอดไป

๕. ANTI – TORQUE CONTROL (TAIL ROTOR CONTROL)

๕.๑ ระบบประกอบด้วย (CONTROL PEDALS , PEDAL ADJUSTERS , HYD.POWER CYLINDER , FORCE GRADIENT , MAGNETIC BRAKE , QUADRANT AND CABLES CONTROL, PUSH PULL TUBE , BELL CRANK)

๕.๒ ทำหน้าที่แก้แรงบิดของ MAIN ROTOR ให้หมดไปและช่วยในการเลี้ยวหรือบังคับทิศทางการบิน (DIRECTIONAL CONTROL)

๕.๓ การทำงานของระบบ PEDALS CONTROL หรือ ANTI – TORQUE CONTROL ขณะที่ CONTROL PEDALS อยู่ตำแหน่งกึ่งกลาง คือ ทั้งสองข้างอยู่เท่ากัน ถ้าการปรับระบบปรับไว้ถูกต้อง แรงฉุดที่เกิดขึ้นจากโรเตอร์หาง จะเท่ากับแรงบิดที่เกิดขึ้นจากโรเตอร์ใหญ่ ถ้าเคลื่อน CONTROL PEDAL ขวาไปข้างหน้า จะลดมุมปะทะที่โรเตอร์หางแรงฉุดที่เกิดจะลดลง และน้อยกว่าแรงบิดที่เกิดจากโรเตอร์ใหญ่ จะเป็นเหตุให้ ฮ. เกิดอาการเลี้ยวขวาในทางตรงกันข้าม ถ้าถีบ PEDAL CONTROL ซ้ายไปข้างหน้า จะเป็นการเพิ่มมุมปะทะของโรเตอร์หาง และเพิ่มแรงฉุด เมื่อแรงฉุดโรเตอร์หางมากกว่าแรงบิดของโรเตอร์ใหญ่จะทำให้ ฮ. เลี้ยวซ้ายจึงกล่าวได้ว่า การมีการบังคับที่ระบบ CONTROL PEDALS จะทำให้แรงฉุดที่โรเตอร์หางเปลี่ยนแปลงไปตามที่ต้องการเพื่อควบคุมทิศทางการบินและเป็นการบังคับทิศทางการบินด้วย (DIRECTIONAL CONTROL)

๖. ELEVATOR CONTROL (SYN – CHRONIZED ELEVATOR CONTROL)

๖.๑ ระบบประกอบด้วย ELEVATORS , CONTROL TUBES , BELL CRANK AND ELEVATOR HORN

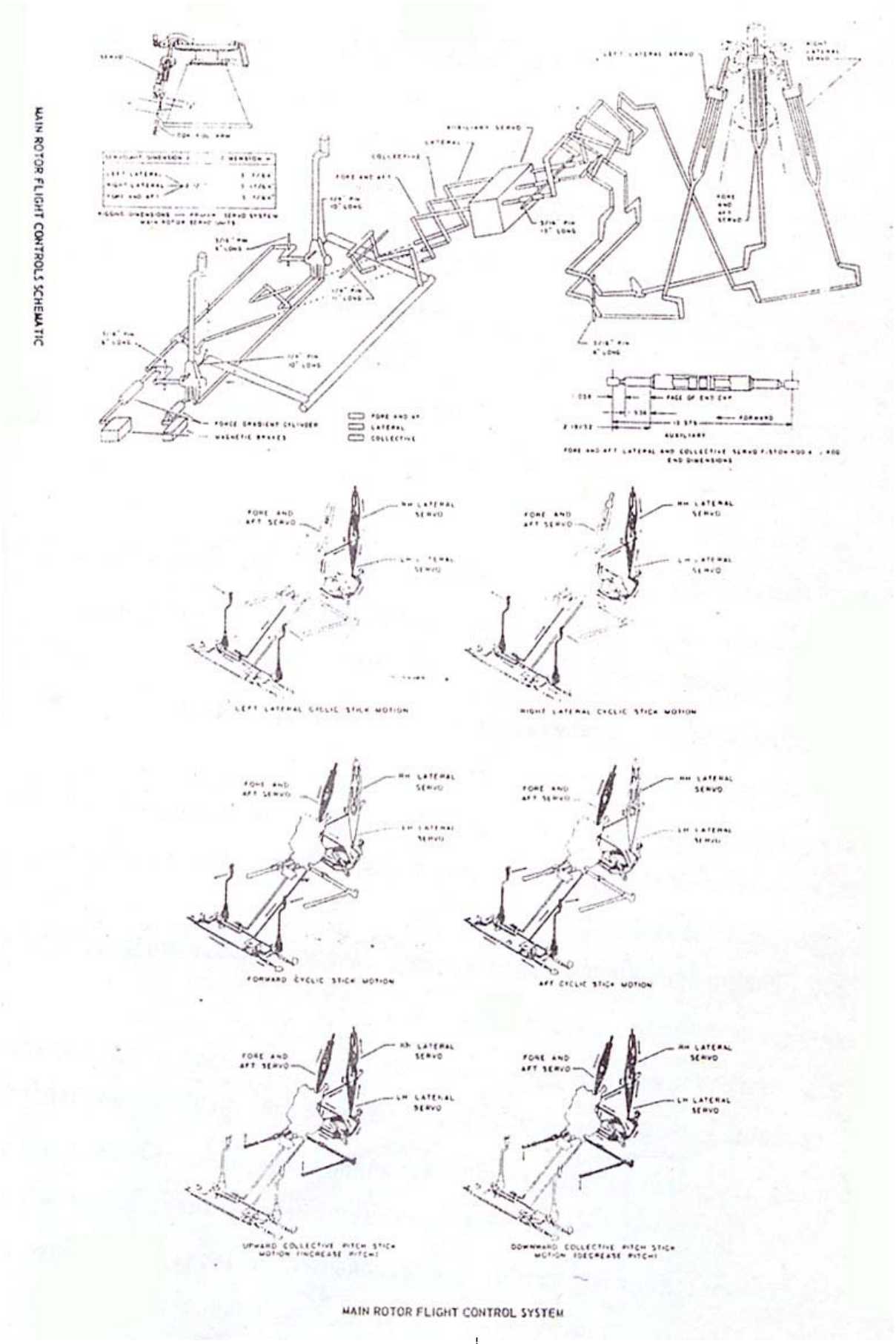
๖.๒ ติดตั้งอยู่ใกล้ส่วนปลายของ TAIL BOOM

๖.๓ ทำงานร่วมกับ CYCLIC CONTROL เมื่อเคลื่อน CYCLIC STICK ไปทางหน้า – หลัง โดยมี CONTROL TUBE เชื่อมต่อที่แนวด้านหลังชุด SWASH PLATE (ส่วนที่ไม่หมุน) โดยจะไปเปลี่ยนตำแหน่งของ ELEVATORS

๖.๔ การทำงานของ ELEVATORS จะเพิ่มเสถียรภาพและขยายระยะ C.G. ของ ฮ. เป็นผลให้การบังคับ ฮ. ได้ดีขึ้น ซึ่งเป็นการรักษาเสถียรภาพในการบังคับการบินทางหน้า – หลัง

๖.๕ การทำงาน

เมื่อ CYCLIC STICK อยู่ตำแหน่งกลางมุมปะทะของ ELEVATORS จะอยู่ตำแหน่งต่ำสุด ถ้าเคลื่อน CYCLIC STICK ไปข้างหน้ามุมปะทะของ ELEVATORS จะเพิ่มขึ้นและแรงกดที่ด้านบนจะเริ่มรักษาเสถียรภาพของ ฮ. ไม่ให้เปลี่ยนไป ขณะเคลื่อนคันบังคับมาทางหลังมุมปะทะของ ELEVATOR จะอยู่ประมาณระหว่างต่ำสุดและสูงสุดเพื่อแต่งระยะ C.G. ให้อยู่ในตำแหน่งที่เหมาะสมขณะบินไปทางข้างหลัง สรุปได้ว่าการเคลื่อน CYCLIC STICK ทุกครั้ง ELEVATOR จะทำงานร่วมอยู่ด้วยเพื่อปรับแต่ง C.G. ให้อยู่ในตำแหน่งที่เหมาะสมเพื่อรักษาเสถียรภาพของ ฮ. ให้อยู่ในท่าบินนั้นๆ ได้ดียิ่งขึ้น ทางหน้า – หลัง


MAIN ROTOR FLIGHT CONTROLS SCHEMATIC
FORE AND AFT SERVO
RH LATERAL SERVO
LH LATERAL SERVO
LEFT LATERAL CYCLIC STICK MOTION
RIGHT LATERAL CYCLIC STICK MOTION
FORWARD CYCLIC STICK MOTION
AFT CYCLIC STICK MOTION
UPWARD COLLECTIVE PITCH STICK MOTION (INCREASE PITCH)
DOWNWARD COLLECTIVE PITCH STICK MOTION (DECREASE PITCH)
MAIN ROTOR FLIGHT CONTROL SYSTEM

รูปที่ ๖๙

การปรับ COLLECTIVE CONTROL SYSTEM

ทำการปรับระบบเมื่อได้ติดตั้ง CONTROL STICK ชุด JACK SHAFT , NON ADJUSTABLE CONTROL TUBE และ BELL CRANK เรียบร้อยแล้ว

ยก COLLECTIVE CONTROL SYSTEM ขึ้นสุดจนชน STOP แล้วยึดให้อยู่กับที่ด้วยตัวปรับความฝืด

ปรับ CONTROL TUBE (14) ให้พอดีกับชุดยึดของ CONTROL VALVE LEVER โดยให้ชุด CYLINDER เลื่อนขึ้นสูงสุดและ CONTROL VALVE LEVER อยู่บนสุด (VIEW B รูป ๑๑ - ๑) แล้วปรับ ROD – END ของ CONTROL TUBE (14) ให้สั้นเข้า ๑/๒ - ๕ แล้วยึดให้เข้ากับ VALVE ด้วย BOLT WASHER และ NUT ให้แน่นแล้วใส่ COUNTER PIN

กด COLLECTIVE CONTROL STICK ลงต่ำสุดจนชน STOP และจัดตำแหน่ง COLLECTIVE SLEEVE LEVER (๒๐) จากจุดศูนย์กลางของ CAM ROLLER ถึงผิวหน้าของ TRANSMISSION ให้ได้ระยะ ๒.๓๙ - ๒.๔๕ นิ้ว (VIEW A รูป ๑๑ - ๑)

จัดให้ CYLINDER CONTROL VALVE LEVER อยู่ในตำแหน่งกลาง (VIEW B รูป ๑๑ - ๑) ใช้ AUXILIARY HYD.POWER ถ้ามีปรับ CLEVIS บน TUBE (19) ให้พอดีกับ TRUNNION TRUNNION บน COLLECTIVE SLEEVE LEVER แล้วต่อเข้าด้วยกัน

ตรวจสอบดูว่า COLLECTIVE CONTROL เคลื่อนที่ได้คล่องโดยไม่ต้องใช้ HYD.BOOST PRESSURE

ตรวจสอบดูการเคลื่อนที่ของ COLLECTIVE PITCH SLEEVE (VIEW A รูป ๑๑ - ๑) เคลื่อนที่ได้ระยะทาง ๑.๓๑ นิ้ว โดยใช้ HYD.BOOST PRESSURE ตรวจสอบค่ามุมต่ำสุดของ MAIN ROTOR 8° ($\pm$ 1/2°) โดยการวางเครื่องวัดมุมตามแนวขวางบนผิวนอกที่เรียบของ GRIP จับ GRIP ให้ได้ระดับ และตรวจสอบค่ามุมของ GRIP อีกข้างหนึ่ง ปรับ COLLECTIVE PITCH CONTROL ให้เท่า ๆ กันจนได้ค่ามุมรวม ๑๖$^{\circ}$ ($\pm$ 1/2°)

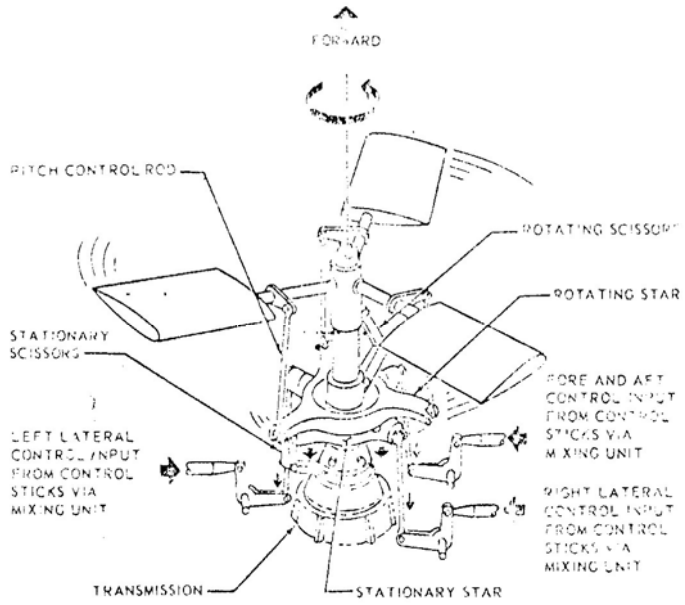
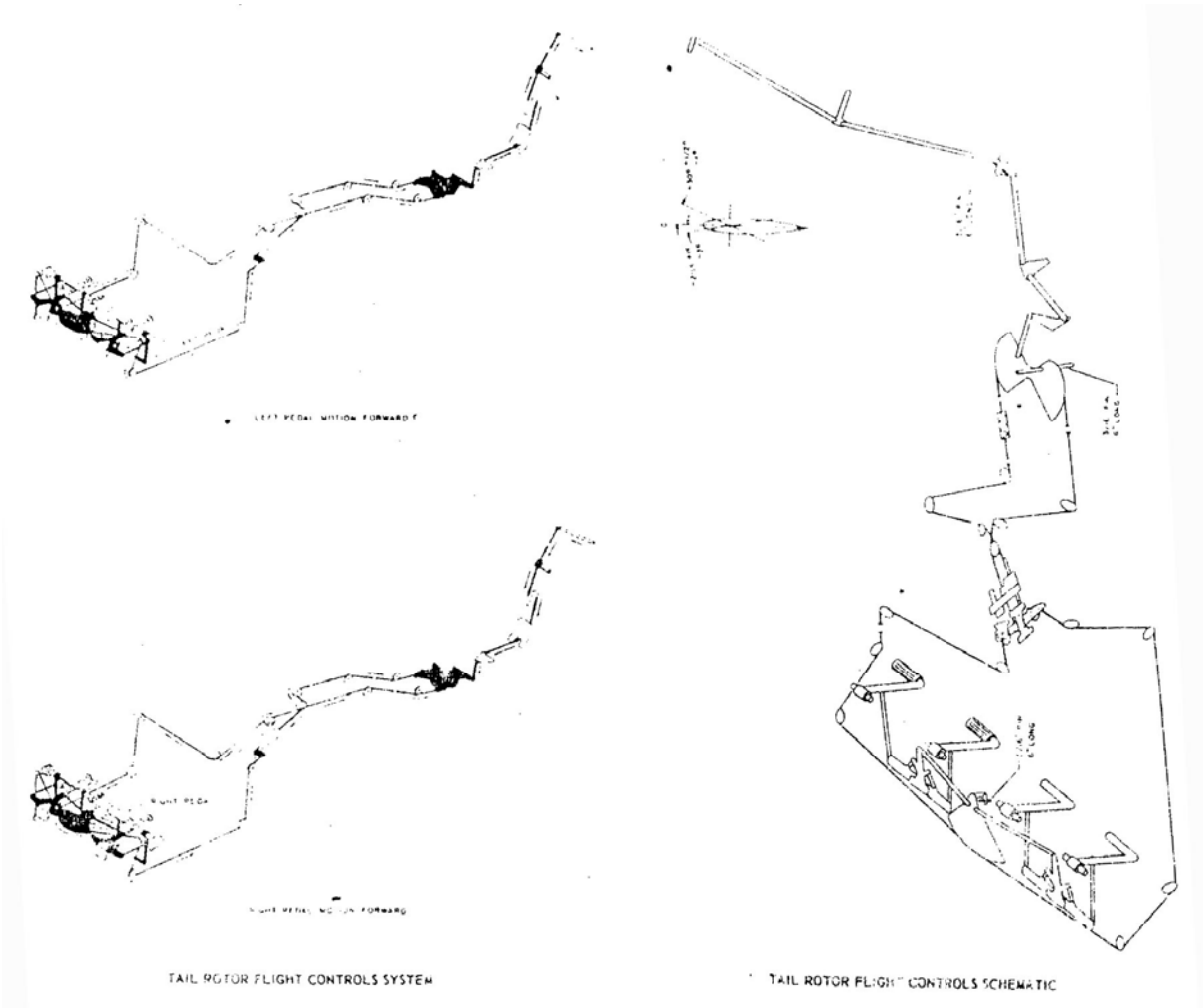


Figure 29 — Low pitch.



รูปที่ ๗๒

การปรับ CYCLIC CONTROL SYSTEM

โยก CYCLIC CONTROL SYSTEM ทั้งสองไปตามแนวขวางไปทางขวาสุด หรือซ้ายสุดจนชนแล้วยึดไว้ที่จุดนั้นปรับ TUBE (๖ รูป ๑๐ - ๑๑) ให้ยาวพอดีแล้วต่อเข้าด้วยกัน

ดัน CYCLIC CONTROL STICK ทั้งสองไปหน้าสุดและดึงมาหลังสุดจนชน STOP แล้วยึดไว้ที่จุดนั้นปรับ TUBE (๗ รูป ๑๐ - ๑๑) ให้ยาวพอดีแล้วต่อเข้าด้วยกัน

ดึง PILOT CYCLIC STICK มาทางมุมหลังซ้ายสุดแล้วยึดไว้ที่จุดนั้น เพื่อให้แขนของ BELL CRANK (20) อยู่ในตำแหน่งบนสุด ดันลูกสูบของชุด CYLINDER ขึ้นทางด้านบน (๒๔) และดึง LEVER ของ SERVO LEVER ให้อยู่ในตำแหน่งบนสุด (VIEW รูป ๑๐ - ๑๑) ปรับ TUBE ให้ยาวพอดีกับรูของ VALVE LEVER แล้วปรับให้สั้นเข้าอีก ๓ รอบ แล้วยึดเข้ากับ VALVE LEVER ด้วย BOLT WASHER และ NUT ใส่ WASHER ขวางไว้ใต้สลักและใต้แป้นและขันแน่นด้วยแรงบิดสูงสุด ๒๕ นิ้ว – ปอนด์ (สลักต้องหมุนได้คล่องตัว) แล้วใส่ COUNTER PIN

ดึง PILOT CYCLIC STICK มาทางมุมหลังขวาสุดแล้วยึดไว้ที่จุดนั้น และปรับ TUBE ปฏิบัติเช่นเดียวกันกับข้างต้น ยึด TUBE เข้ากับ VALVE LEVER แล้วขันแน่นด้วยแรงบิดสูงสุด ๒๕ นิ้ว – ปอนด์ ใส่ COUNTER PIN

ประกอบ CYCLIC STICK FIXTURE หมายเลข ๑๐๑๓๓๐ ที่ CO – PILOT STICK (VIEW B 11 – 11)

จัดตำแหน่ง SWASH PLATE ให้ได้ขนาดตามเกณฑ์ที่ได้กำหนดไว้ในรูป ๑๑ - ๑๒ และตั้ง SERVO VALVE LEVER ให้อยู่ในตำแหน่งกลางปรับ CONTROL TUBE (๒๕ และ ๓๐ รูป ๑๐ - ๑๑) ให้พอดีแล้วต่อเข้าด้วยกัน ใช้ HYD.POWER ถ้ามี

ตรวจดูแขนของ LATERAL MAGNETIC BRAKE อยู่กึ่งกลางของระยะทางที่มันเคลื่อนที่และโดยที่ CYCLIC STICK อยู่ที่ตำแหน่งกลาง ปรับ LINK ที่ LATERAL FORCE GRADIENT (4) ให้พอดีแล้วต่อเข้าด้วยกัน

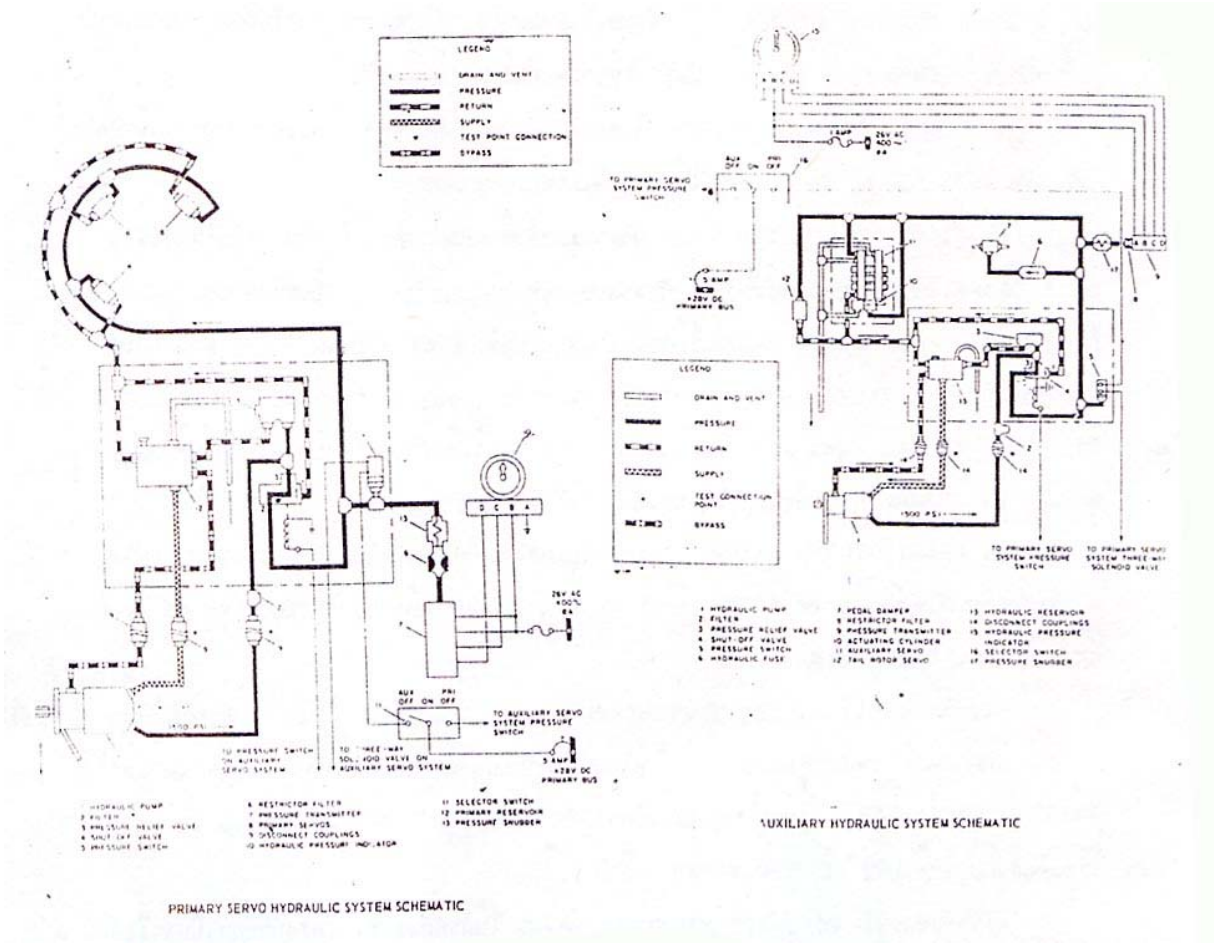
ถอด RIGGING FIXTURE หมายเลข T 101330 ออกจาก CO – PILOT CONTROL STICK

ดัน CYCLIC STICK ไปหน้าสุดจนชน STOP แล้วยึดไว้กับที่ จัดให้แขนของ FORE AFT MAGNETIC BRAKE ไปยันที่ AFT STOP ปรับ CLEVIS ที่ FORE – AFT FORCE GRADIENT (9) ให้พอดีแล้วคลาย CLEVIS FITTING ออก ๑/๒ - ๓ รอบ แล้วต่อเข้าด้วยกัน

ตรวจดูชุด CONTROL ทุกอันให้เคลื่อนที่สุดทางและคล่องตัวก่อนที่จะใช้กำลังจาก HYD.BOOST PRESSURE แล้วทำการตรวจสอบการเคลื่อนที่และการคล่องตัวอีกครั้งด้วยการใช้กำลังจาก HYD.BOOST PRESSURE

ตรวจดูว่า BLANCE SPRING (VIEW รูป ๑๑ - ๑) ได้เกี่ยวไว้กับ SPACER ที่ ซึ่งสลักได้ใส่ผ่านทาง SWASH PLATE CONTROL HORN เกี่ยวปลายล่างของ SPRING เข้ากับรูที่เหมาะสมของ BRACKET เพื่อที่ SPRING จะได้ไม่หย่อนยาน เมื่อ SWASH PLATE HORN อยู่ในตำแหน่งต่ำสุดท้าย ตามความต้องการโดยการบินทดลอง

ตรวจการยึดแน่นความเรียบร้อยและปลอดภัยของชิ้นส่วนต่างๆ ในระบบ CYCLIC CONTROL ทั้งหมด



รูปที่ ๗๓

การปรับ TAIL ROTOR CONTROL SYSTEM

หมายเหตุ ให้ทำการปรับโดยไม่ใช้ HYD.BOOST PRESSURE ปรับ TAIL ROTOR PITCH LINK ให้ได้ความยาวขั้นต้น ๕.๔๒ นิ้ว โดยวัดระหว่างศูนย์กลางของ BEARING ถึง CROSS HEAD หมายเลข ๒๐๔-๐๐๑-๗๑๑ (รูป ๑๑-๒๕) ประกอบ FIXED TUBES และ LINKS ทั้งหมดในชุด TAIL ROTOR CONTROL รูป ๑๑-๒๔

ข้อควรระวัง ตรวจดูให้แน่ใจว่า CROSS HEAD PITCH CHANGE LINK และชิ้นส่วนต่างๆ ที่เกี่ยวข้องได้มาประกอบตามภาพที่ได้แสดงไว้ในรูป ๑๑-๒๕ มีหมายเลขชิ้นส่วนที่ถูกต้อง ถ้าใช้ชิ้นส่วนที่ไม่ถูกต้องมาประกอบ แล้วอาจจะทำให้เกิดการติดขัดขึ้นได้

หมายเหตุ ความยาวตามข้อกำหนดสำหรับ PITCH CHANGE LINKS เป็นการปรับเริ่มแรกอาจจะเปลี่ยนแปลงได้ หลังจากตรวจสอบการทำงานของ BLADE TRACK หรือเพื่อได้ตำแหน่งปกติของ PEDAL ในการทำ AUTOROTATIVE LANDING และทำการบินทางด้านข้างได้ถูกต้อง

ให้ประกอบแป้นยึดบน HOUSING PAN ก่อนที่จะดัน PEDAL ไปจนสุด ดัน PEDAL เท้าซ้ายของ PILOT และ CO –PILOT ไปให้สุดปรับ INTERCONNECT TUBE (๕ รูป ๑๑-๒๔) ให้พอดีแล้วต่อเข้าด้วยกัน

ประกอบ CONTROL TUBE (๑๖ รูป ๑๑-๒๔) ที่ตอนหน้า QUADRANT และปรับ CABLE QUADRANT ให้มีระยะห่างน้อยที่สุดเพื่อให้ตำแหน่งที่ดันไปทางซ้ายและทางขวาสุดเท่าๆ กัน (VIEW A รูป ๑๑-๒๔)

ที่ชุด CONTROL ทางด้านขวาของ ๙๐° GEAR BOX ถอดฝาครอบตัวเรือน UPPER CABLE SPEED RIG SPROCKET GUARD และโซ่ออกจาก SPROCKET ตรวจดูว่าแป้นยึด SPROCKET GUARD และแหวนได้ประกอบเข้าที่เดิมแล้ว หมุน SPROCKET ไปตามทิศทางการหมุนของนาฬิกาจนสุดระยะทางเพื่อให้ CONTROL QUILL อยู่ตำแหน่งยื่นออกไปสุด

ทำเครื่องหมายไว้ที่ซี่เฟืองของ SPROCKET เฟืองใดเฟืองหนึ่งที่สะดวกด้วยดินสอไข และทำเครื่องหมายให้ตรงกันไว้ที่ COVER PAN (VIEW B รูป ๑๑-๒๔)

โดยที่หมุน SPROCKET ไปตามทิศทางการหมุนของเข็มนาฬิกาจนสุดระยะทางแล้ว ดัน PEDAL ซ้ายไปสุดจนชน STOP ดึงเส้นลวดอันล่างให้ตึงพอที่จะทำให้ SERVO CYLINDER CONTROL VALVE เคลื่อนที่แล้วคล้องโซ่เข้ากับ SPROCKET และต่อเข้ากับ UPPER SPEED RIG

ปรับความตึงของเส้นลวดให้ได้ ๔๐-๖๐ ปอนด์

ดัน PEDAL ข้างซ้ายและข้างขวาไปจนสุดระยะแล้วตรวจสอบตำแหน่งของซี่เฟืองที่ SPROCKET ใหม่อีกครั้ง ซี่เฟืองที่ขีดทำเครื่องหมายไว้จะอยู่ห่างก่อนถึงจุดเดิม ๒ ๑/๒-๓ ๑/๒ ที่ เมื่อดัน PEDAL ข้างซ้ายไปสุดระยะ

บทที่ ๕
ระบบถ่ายทอดกำลัง
(POWER TRAIN OR TRANSMISSION SYSTEM)

ระบบถ่ายทอดกำลัง (POWER TRAIN OR TRANSMISSION SYSTEM) ของเฮลิคอปเตอร์ มีหน้าที่หลักดังนี้

๑. ถ่ายทอดกำลังการขับหมุนจากหน่วยกำลัง หรือเครื่องยนต์ไปยังระบบโรเตอร์ให้เป็นไปอย่างนุ่มนวล

๒. เปลี่ยนมุมการขับหมุนจากหน่วยกำลังหรือเครื่องยนต์ไปยังระบบโรเตอร์

๓. ทดสอบการขับหมุนจากหน่วยกำลังหรือเครื่องยนต์ไปยังระบบโรเตอร์

ส่วนประกอบของระบบถ่ายทอดกำลังของ ฮ. โดยทั่วๆ ไปจะประกอบด้วยอุปกรณ์ต่างๆ ดังนี้

๑. เพลาขับหลัก (MAIN DRIVE SHAFT) จะทำหน้าที่ถ่ายทอดกำลังการขับหมุนจากเครื่องยนต์ไปยังระบบถ่ายทอดกำลังในขั้นตอนแรก

๒. ครัทช์และฟรีวิลลิ่ง ยูนิท (CLUTCH & FREE WHEELING UNIT) เป็นอุปกรณ์ที่เชื่อมและตัดการขับหมุนระหว่างหน่วยกำลังหรือเครื่องยนต์ไปยังระบบถ่ายทอดกำลังและโรเตอร์

- ขณะทำงานปกติ คลัทช์ จะเชื่อมการทำงานการขับหมุนจากหน่วยกำลัง หรือเครื่องยนต์ผ่านระบบถ่ายทอดกำลังไปยังระบบโรเตอร์ให้เป็นไปอย่างนุ่มนวล

- ขณะเครื่องยนต์เกิดขัดข้อง หรือเสียขณะ ฮ. บินอยู่ในอากาศ คลัทช์ จะทำหน้าที่เป็นฟรีวิลลิ่ง ยูนิท (FREE WHEELING UNIT) เพื่อตัดการทำงานของหน่วยกำลัง หรือเครื่องยนต์ (ENGINE) ออกจากระบบโรเตอร์สิ้นเชิงโดยอัตโนมัติ เพื่อให้ ฮ. สามารถบินออตโตโรเตชั่น (AUTOROTATION) ลงสู่พื้นดินได้โดยปลอดภัย เช่นเดียวกับการทำงานของฟรีรถจักยาน ซึ่งน่าให้โรเตอร์สามารถหมุนได้โดยอิสระโดยกำลังการขับหมุนของกระแสลม (AERO DYNAMICS FORCES) ซึ่งเรียกว่าการหมุนในลักษณะกังหันลม (WIND MILLING) ทำให้โรเตอร์เกิดแรงยกและทำให้ ฮ. บินลงสู่พื้นดินด้วยความปลอดภัย

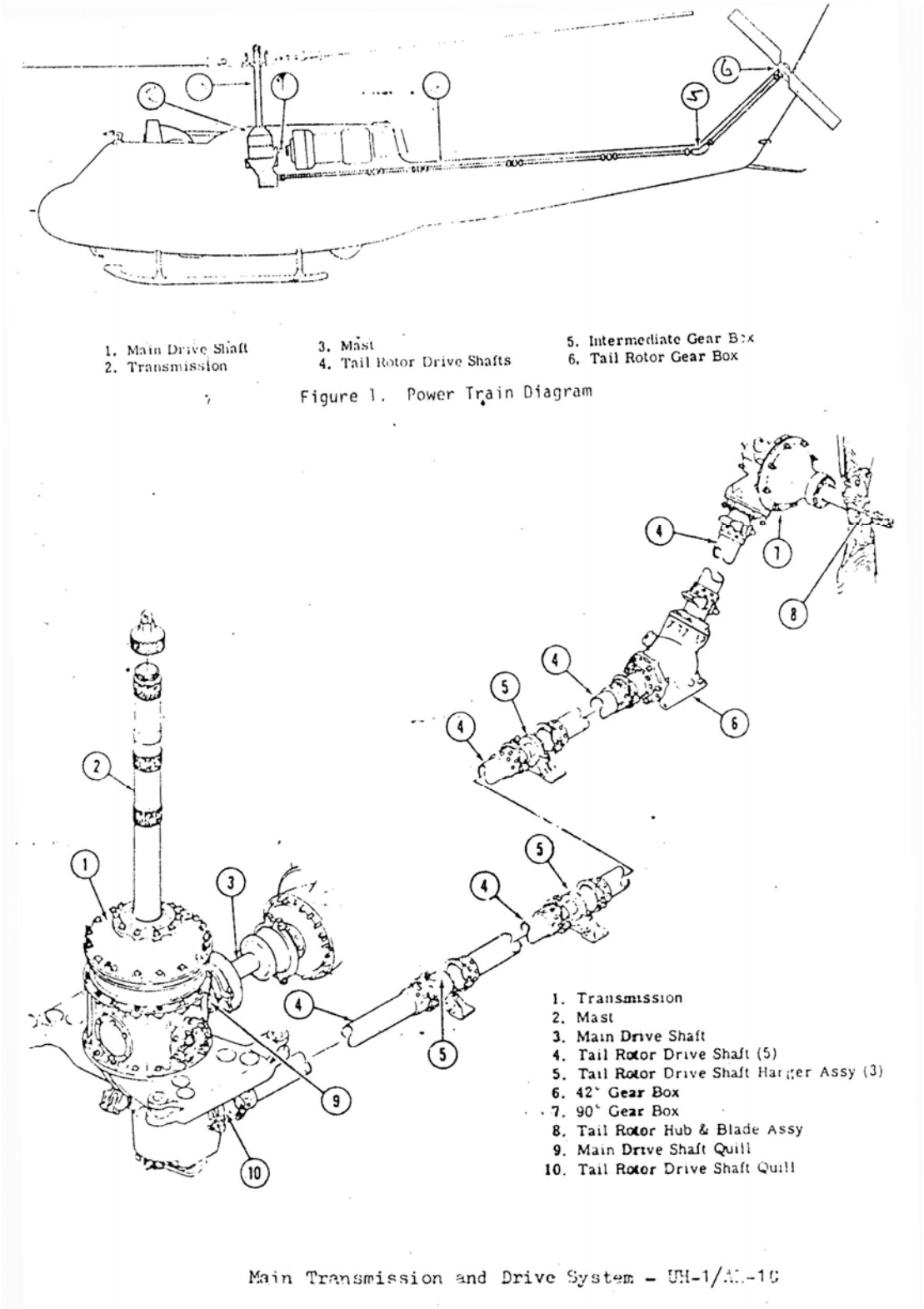
๓. หีบเฟืองทดใหญ่ (MAIN GEAR BOX OR MAIN TRANSMISSION) ทำหน้าที่หลัก ๒ ประการ ดังนี้

๓.๑ เปลี่ยนมุมการขับหมุนจากหน่วยกำลังหรือเครื่องยนต์ไปยังระบบโรเตอร์

๓.๒ ทดสอบการขับหมุนจากหน่วยกำลังหรือเครื่องยนต์ไปยังระบบโรเตอร์

๔. เพลาขับโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR DRIVE SHAFT) ซึ่งทำหน้าที่ถ่ายทอดกำลังการขับหมุนจากหีบเฟืองทดใหญ่ (MAIN GEAR BOX OR MAIN TRANSMISSION) ไปยังโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR)

๕. แท่นยึดเพลาขับโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR DRIVE SHAFT SUPPORT OR HANGER BEARINGS) ทำหน้าที่เป็นแท่นยึดเพลาขับโรเตอร์หางแต่ละตอนหรือแต่ละช่วง เพื่อให้เพลาขับหมุนด้วยความนุ่มนวลและราบเรียบไปยังโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR)



รูปที่ ๗๔

๖. หีบเฟืองทดตัวกลาง (INTERMEDIATE GEAR BOX) แต่ในเฮลิคอปเตอร์บางบริษัทจะเรียกชื่อตามการเปลี่ยนมุมการขับหมุนไปยังโรเตอร์หางเช่น ฮ.สร้างโดยบริษัท BELL จะเรียกชื่อหีบเฟืองทดตัวกลางนี้ว่า 42° GEAR BOX เพราะเฟืองทดตัวนี้ เปลี่ยนมุมการขับหมุนไปยังโรเตอร์หาง 42° หีบเฟืองทดตัวกลางนี้ใน ฮ.ที่สร้างบางบริษัทจะทำหน้าที่เปลี่ยนมุมการขับหมุนและทดสอบการขับหมุนไปยังโรเตอร์หางด้วย แต่ ฮ.บางบริษัทจะให้ทำหน้าที่ เพียงแต่เปลี่ยนมุมการขับหมุนเพียงอย่างเดียวและไม่มีการทดสอบด้วย

๗. หีบเฟืองทดโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR GEAR BOX) จะทำหน้าที่หลัก ๒ ประการ คือ เปลี่ยนมุมและทดรอบการขับหมุนไปยังโรเตอร์หางด้วย ส่วนการเปลี่ยนมุมและการทดรอบของ ฮ.บางบริษัทจะไม่เท่ากัน เช่น ฮ.บริษัท BELL จะเปลี่ยนมุมการขับหมุนไปยังโรเตอร์หาง ๙๐° และทดรอบ ๒.๖ รอบต่อ ๑ รอบการขับหมุนไปยังโรเตอร์หาง ฮ.บางบริษัทจะเปลี่ยนมุมและทดรอบไม่เท่ากันกับ ฮ.บริษัทอื่นๆ

ระบบถ่ายทอดกำลังของ ฮ. S-58T จะประกอบด้วย

๑. เพลาขับหลัก (MAIN DRIVE SHAFT) เป็นเพลาขับที่ถ่ายทอดกำลังการขับหมุนจากเครื่องยนต์ โดยผ่านคลัทซ์และฟรีวิลลิ่ง ยูนิท (CLUTCH & FREE WHEELING UNIT) เข้าไปยังหีบเฟืองทดใหญ่ (MAIN GEAR BOX OR MAIN TRANSMISSION)

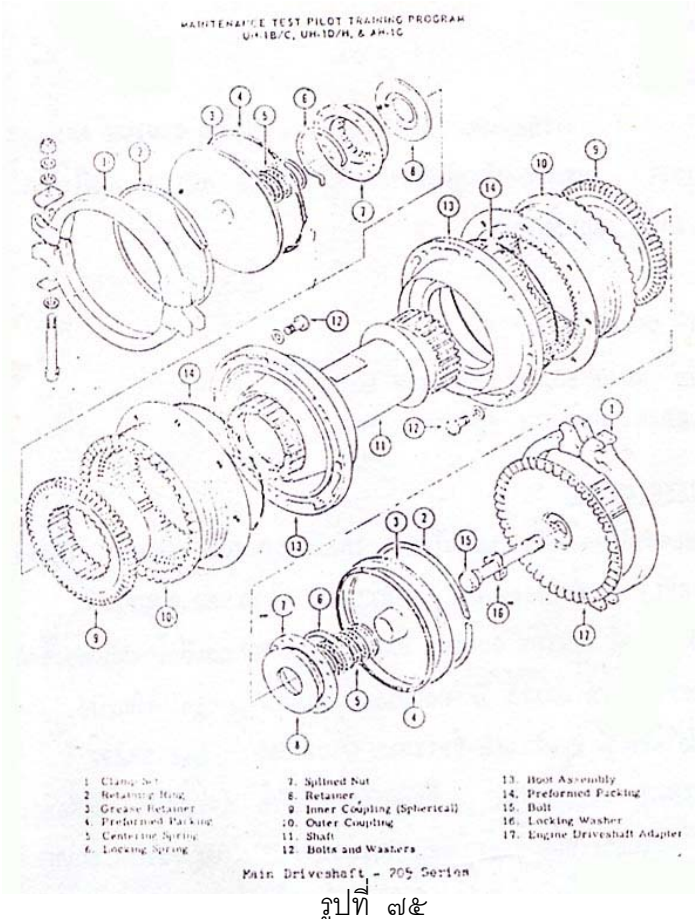
๒. คลัทซ์และฟรีวิลลิ่ง ยูนิท (CLUTCH & FREE WHEELING UNIT) ถ้าเป็น ฮ.ที่ติดตั้งเครื่องยนต์แฝดหรือเครื่องยนต์คู่ ๒ เครื่อง (TWIN PAC ENGINE) คลัทซ์และฟรีวิลลิ่ง ยูนิท เป็นแบบ SPRAG CLUTCH และจะติดตั้งอยู่ภายในของชุด COMBINING GEAR BOX ของเครื่องยนต์ ติดตั้งอยู่ตอนท้ายของเครื่องยนต์ซึ่งจะถ่ายทอดหรือตัดกำลังการขับหมุนผ่าน
เพลาขับหลักไปยังหีบเฟืองทดใหญ่ (MAIN GEAR BOX OR MAIN TRANSMISSION) เพื่อไปขับหมุนระบบโรเตอร์ต่อไป

๓. หีบเฟืองทดใหญ่ (MAIN GEAR BOX OR MAIN TRANSMISSION) จะทำหน้าที่หลัก ๒ ประการ คือ ทดสอบการขับหมุนและเปลี่ยนมุมการขับหมุนไปยังโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) และโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR)

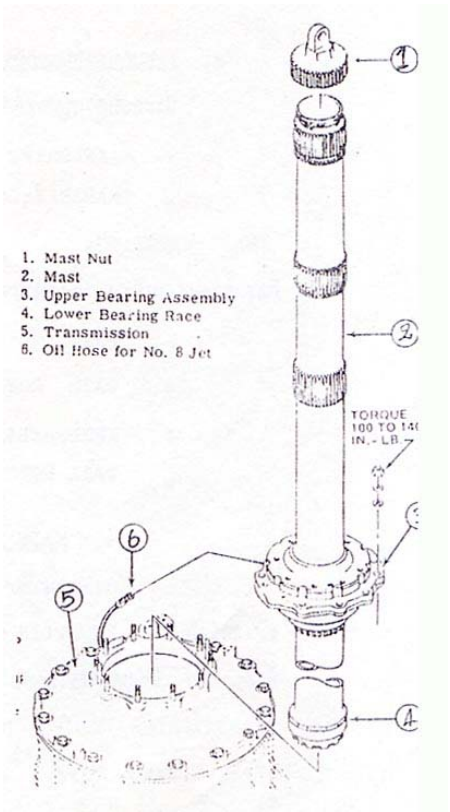
๔. เพลาขับโรเตอร์หางและแท่นยึด (TAIL ROTOR DRIVE SHAFT AND SUPPORT BEARING) ทำหน้าที่ถ่ายทอดการขับหมุนไปยังโรเตอร์หางด้วยความราบเรียบและนุ่มนวล

๕. หีบเฟืองทดตัวกลาง (INTERMEDIATE GEAR BOX) ทำหน้าที่เปลี่ยนมุมการขับหมุนไปยังโรเตอร์หาง ๔๕° แต่ไม่มีการทดสอบการขับหมุน

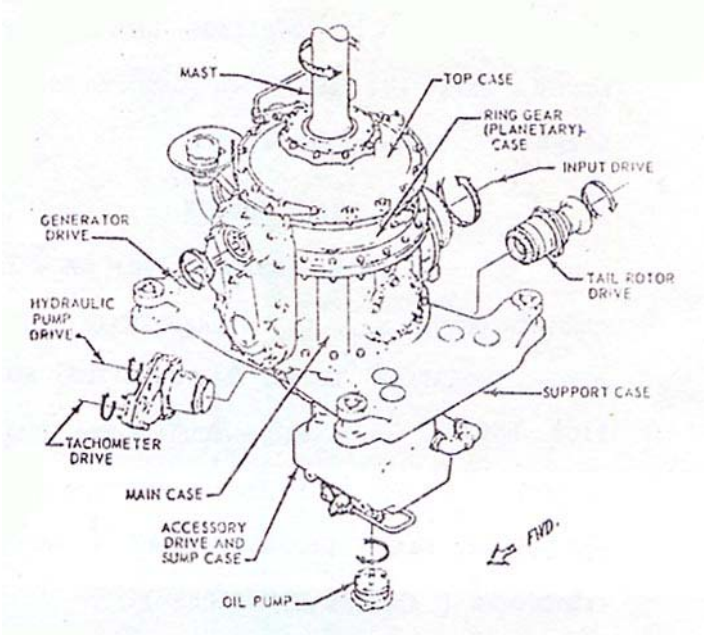
๖. หีบเฟืองทดโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR GEAR BOX) ทำหน้าที่หลัก ๒ ประการ คือ เปลี่ยนมุมการขับหมุน ๙๐° ไปยังโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) และทดรอบการขับหมุน ๑.๙๗ : ๑ ไปยังโรเตอร์หาง


MAINTENANCE TEST PILOT TRAINING PROGRAM
UH-1B/C, UH-1D/H, & AH-1G
1. Clamp Set
2. Retaining Ring
3. Grease Retainer
4. Preformed Packing
5. Centering Spring
6. Locking Spring
7. Splined Nut
8. Retainer
9. Inner Coupling (Spherical)
10. Outer Coupling
11. Shaft
12. Bolts and Washers
13. Boot Assembly
14. Preformed Packing
15. Bolt
16. Locking Washer
17. Engine Driveshaft Adapter
Main Driveshaft - 205 Series

รูปที่ ๗๕


1. Mast Nut
2. Mast
3. Upper Bearing Assembly
4. Lower Bearing Race
5. Transmission
6. Oil Hose for No. 8 Jet
TORQUE
100 TO 14
IN.-LB.

รูปที่ ๗๖



รูปที่ ๗๗

๔. ระบบการถ่ายทอดกำลังของเฮลิคอปเตอร์แบบ UH-1H

ประกอบด้วยอุปกรณ์ดังนี้

๑. MAIN DRIVE SHAFT

๒. TRANSMISSION ประกอบด้วย INPUT QUILL ซึ่งมีชุด CLUTCH AND FREE WHEELING UNIT ประกอบอยู่ในชุดเดียวกันเพื่อให้ยอมให้ ROTOR หมุนได้โดยอิสระด้วยแรงลมในระหว่างการทำ AUTO ROTATION

๓. MAST

๔. TAIL ROTOR DRIVE SHAFT

๕. INTERMEDIATE GEAR BOX (42° GEAR BOX)

๖. TAIL ROTOR GEAR BOX (90° GEAR BOX)

๑. MAIN DRIVE SHAFT

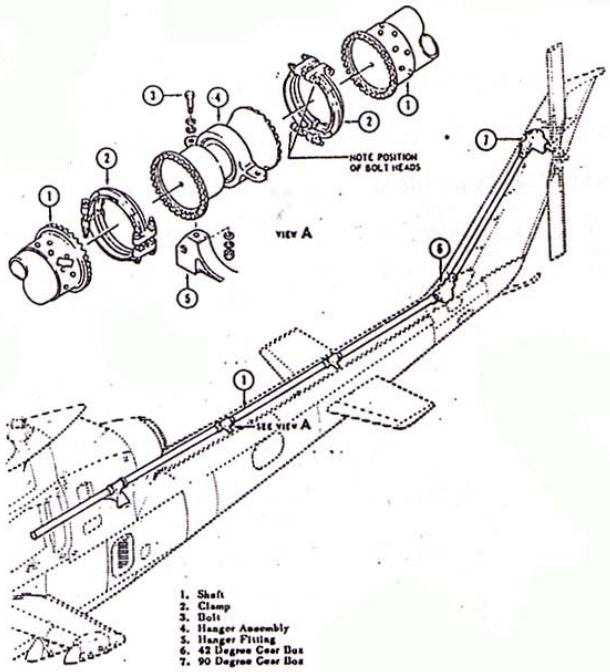
จะทำหน้าที่ถ่ายทอดกำลังจากเครื่องยนต์ส่งไปยัง TRANSMISSION SHAFT มีลักษณะเป็นท่อเหล็กกลวง (TUBULAR STEEL) ซึ่งประกอบด้วย FLEXIBLE SPLINTED COUPLING ทั้งสองข้าง ข้างหนึ่งต่อเข้ากับเครื่องยนต์ที่ ENGINE OUTPUT SHAFT A ADAPTER และอีกข้างหนึ่งต่อเข้ากับ TRANSMISSION ที่ INPUT DRIVE QUILL มี COUPLING CLAMP ๒ ชุด เป็นแบบ SPLIT V-BAND TYPE เพื่อใช้ยึด ที่ FLEXIBLE SPLINTED COUPLING ของ SHAFT นี้ทั้งสองข้าง ซึ่ง ที่ FLEXIBLE SPLINTED COUPLING นี้สามารถอ่อนตัวได้ การอ่อนตัวได้ก็เพื่อที่จะให้ความสะดวก (ACCOMMODATE) ในการเคลื่อนที่ของ TRANSMISSION , บน PYLON MOUNT คือ

TRANSMISSION จะเคลื่อนที่ไปข้างหน้า – หลังได้ ซึ่งการเคลื่อนที่นี้ จะถูดกจำกัดไม่ให้เคลื่อนที่มากเกินไป โดยมี SPECIAL MOUNT หรือ FIFTH MOUNT เป็นตัวยึดอยู่

มี SPRING ใน COUPLING แต่ละข้างเรียกว่า CENTERING SPRING เพื่อทำหน้าที่รักษาให้ S HAFT ตรง ในระหว่างการปฏิบัติงานและเพื่อช่วยยึด SHAFT ให้อยู่กับที่เมื่อทำการถอด CLAMP ออกในระหว่างทำการซ่อม

๒. TRANSMISSION

TRANSMISSION ของ UH – 1 ติดตั้งอยู่ทางด้านหน้าของเครื่องยนต์ และต่อกับเครื่องยนต์ด้วย MAIN DRIVE SHAFT MAIN TRANSMISSION นี้ติดตั้งกับเฮลิคอปเตอร์ โดยยึดกับ PYLON ISOLATION MOUNT ซึ่ง ISOLATION MOUNT นี้ประกอบ MAIN PYLON ISOLATION MOUNT ๔ ตัวยึดอยู่ที่มุมทั้ง ๔ ของ TRANSMISSION SUPPORT CASE และมี SPECIAL ISOLATION MOUNT ซึ่งเรียกว่า FIFTH MOUNT ซึ่งประกอบอยู่กับ FIFTH MOUNT BEAM หรือ SUPPORT BEAM ISOLATION MOUNT นี้ จะทำหน้าที่ช่วยในการดูดกลืนหรือระงับอาการสั่นของเฮลิคอปเตอร์ (ABSORB VIBRATIONS)



รูปที่ ๗๘

Tail Rotor Drive ...

1. Nut
2. Washer
3. Washer
4. Plate
5. Coupling
6. Hanger
7. Bearing
8. Ring - Retainer
9. Support
10. Shaft
11. Seal
12. Coupling
13. Coupling - Spherical
14. Plate
15. Washer
16. Bolt
17. Spring
18. Plate
19. Ring - Retainer

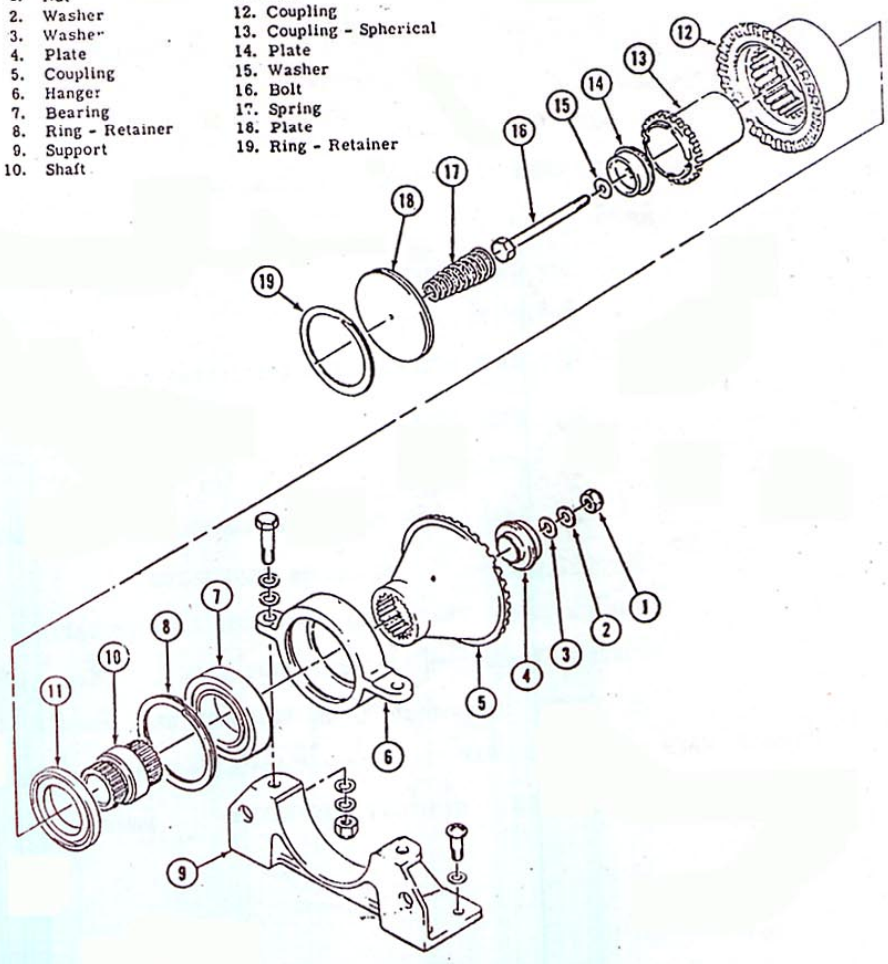


Figure 5-12. Drive Shaft Hanger and Attaching Parts

รูปที่ ๗๙

MAIN TRANSMISSION นี้ทำหน้าที่ในการเปลี่ยนทิศทางการขับ และทดรอบเครื่องยนต์เพื่อนำไปใช้กับรอบ ROTOR ซึ่งการเปลี่ยนทิศทางการขับ และการทดรอบนี้ กระทำโดย SPIRAL BEVEL GEAR และ PLANETARY GEAR ๒ ชุด

๒.๑ MAIN TRANSMISSION มีหน้าที่

๑. ทดรอบเครื่องยนต์ การขับหมุนจากเครื่องบินไปยังโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) ในอัตราส่วน ๒๐ ต่อ ๑

๒. เปลี่ยนมุมขับ ๙๐° ไปยังโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) และโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR)

๓. เป็นที่ติดตั้งและขับชุดอุปกรณ์ ๕ ชุด คือ

๑. ROTOR TACHOMETER GENERATOR

๒. HYDRAULIC PUM

๓. TRANSMISSION OIL PUM

๔. TAIL ROTOR DRIVE SHAFT

๕. MAIN D.C. GENERATOR

๔. จัดเตรียมชุดอุปกรณ์ที่สามารถทำการ AUTO ROTATION

๒.๒ โครงสร้าง (CONSTRUCTION CASES)

MAIN TRANSMISSION แบ่งออกเป็น ๕ ส่วน คือ

๑. SUMP CASE สร้างขึ้นจาก MAGNESIUM มีหน้าที่

๑. บรรจุน้ำมันหล่อลื่น

๒. ติดตั้งอุปกรณ์ ๔ ชุด

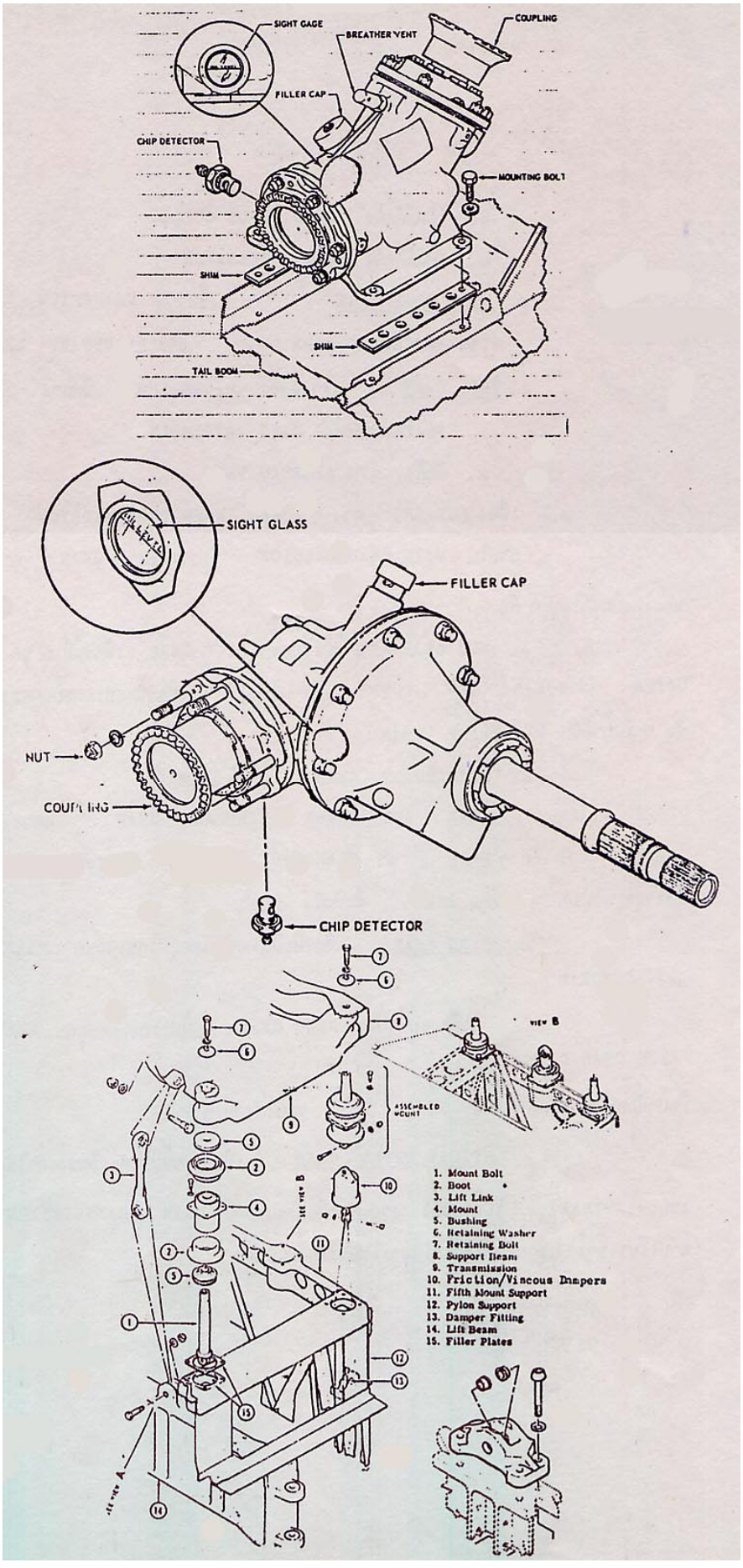
๑. TAIL ROTOR DRIVE QUILL (REAR OF SUMP)

๒. OIL PUMP (BOTTOM)

๓. HYD. PUMP (RIGHT HAND)

๔. MAIN ROTOR TACHOMETER GENERATOR (RIGHT HAND)

๒. SUPPORT CASE สร้างขึ้นจาก MAGNESIUM ด้านใต้ทั้ง ๔ มุมของ TRANSMISSION SUPPORT CASE ISOLATIONS MOUNTS ยึดอยู่และด้านใต้ข้างหน้ามี LIFT-LINK ซึ่งทำด้วย FORGED SUPPORT CASE มี FILLER CAP อยู่ทางด้านขวามือเพื่อสำหรับบริการน้ำมันหล่อลื่น



รูปที่ ๘๐

รูปที่ ๘๑

รูปที่ ๘๒

๓. MAIN CASE สร้างขึ้นจาก MAGNESIUM มีหน้าที่

๑. เป็นที่ติดตั้ง MAIN INPUT QUILL

๒. เป็นที่ติดตั้ง D.C. GENERATOR

๔. RING GEAR CASE สร้างขึ้นจาก MAGNESIUM มีไว้เพื่อบรรจุชุด STEEL-MACHINED RING GEAR และ PLANETARY GEAR

๕. TOP CASE สร้างขึ้นจาก MAGNESIUM มีหน้าที่

๑. รองรับและติดตั้ง MAST ASSEMBLY

๒. ติดตั้ง ATMOSPHERIC VENT

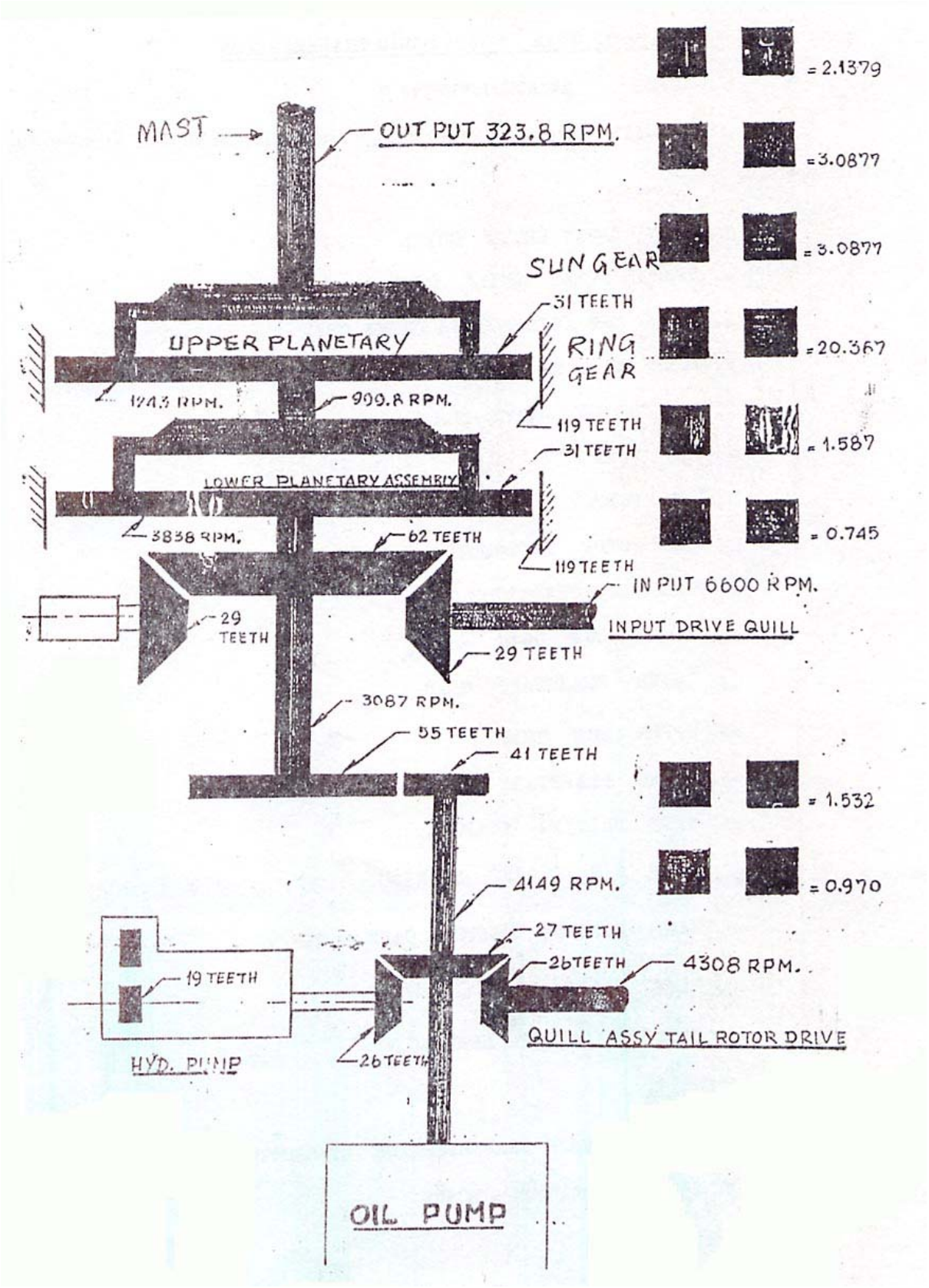
๒.๓ เฟือง (GEAR) ต่างๆ ภายใน MAIN TRANSMISSION ภายใน MAIN TRANSMISSION ประกอบด้วย GEAR ต่างๆ พอจะแบ่งออกได้เป็นชุดใหญ่ๆ คือ

๑. SUN GEAR บางทีเรียกว่า SPUR GEAR เฟืองนี้มี ๒ ชุด คือ UPPER SUN GEAR AND LOWER SUN GEAR เฟืองนี้จะประกอบอยู่ตรงกลางของเฟืองอื่นๆ มีหน้าที่ขับ PLANETARY GEAR

๒. PLANETARY GEAR นี้จะมีชุด ๒ ชุด คือ UPPER PLANETARY GEAR AND LOWER PLANETARY GEAR แต่ละชุดจะประกอบด้วย GEAR ตัวเล็กๆ ชุดละ ๘ ตัว PLANETARY GEAR จะรับแรงขับจาก SUN GEAR และจะหมุนไปรอบๆ RING GEAR อีกทีหนึ่ง

๓. RING GEAR เฟืองนี้เป็นวงกลมโต ล้อมโดยรอบชุด PLANETARY GEAR และ SUN GEAR มีเฟืองอยู่ด้านใน RING GEAR นี้ประกอบติดอยู่กับ TRANSMISSION RING GEAR CASE มีหน้าที่ยอมให้ PLANETARY GEAR หมุนไปรอบๆ

๔. SPIRAL BEVEL GEAR เฟืองแบบนี้มีทั้งตัวเล็กและตัวใหญ่ มีลักษณะเป็นมุมเทลาด (SPIRAL) ไปด้านหนึ่ง ส่วนมากเมื่อประกอบกับ MAIN TRANSMISSION แล้วจะหันด้านเรียวเข้าข้างใน ทั้งนี้เพื่อให้เหมาะในการเปลี่ยนมุมขับ


MAST
OUT PUT 323.8 RPM.
SUN GEAR
31 TEETH
RING GEAR
119 TEETH
UPPER PLANETARY
174.3 RPM.
999.8 RPM.
31 TEETH
LOWER PLANETARY ASSEMBLY
3838 RPM.
62 TEETH
119 TEETH
INPUT 6600 RPM.
INPUT DRIVE QUILL
29 TEETH
29 TEETH
3087 RPM.
55 TEETH
41 TEETH
4149 RPM.
27 TEETH
26 TEETH
4308 RPM.
19 TEETH
QUILL ASSY TAIL ROTOR DRIVE
HYD. PUMP
26 TEETH
OIL PUMP
= 2.1379
= 3.0877
= 3.0877
= 20.367
= 1.587
= 0.745
= 1.532
= 0.970

รูปที่ ๘๓

๒.๔ การทำงานของ GEAR ต่างๆ ภายใน TRANSMISSION

๑. GEARS และส่วนประกอบต่างๆ

ภายใน MAIN TRANSMISSION GEARS และส่วนประกอบต่างๆ ที่เกี่ยวข้องกับการทำงานดังต่อไปนี้

๑. MAIN INPUT DRIVE QUILL
๒. SPIRAL BEVEL GEAR QUILL
๓. OFF – SET ACCESSORIES DRIVE GEAR
๔. SUMP INPUT QUILL
๕. TAIL ROTOR DRIVE QUILL
๖. OIL PUMP
๗. HYD. PUMP
๘. MAIN ROTOR TACHOMETER – GENERATOR
๙. MAIN D.C. GENERATOR
๑๐. LOWER SUN GEAR
๑๑. LOWER PLANETARY GEAR
๑๒. UPPER SUN GEAR
๑๓. UPPER PLANETARY GEAR
๑๔. MAST DRIVING ADAPTER
๑๕. MAIN A/C THRUST BEARING
๑๖. MAST ADAPTER PLANATE (CASE – CAP)
๑๗. MAST
๑๘. MAST ALIGNMENT BEARING

๒.๕ การทำงาน

การทำงานของ MAIN TRANSMISSION ประกอบด้วยการหมุนขับของ GEARS และชิ้นส่วนต่างๆ ซึ่งการหมุนขับนี้แบ่งออกได้เป็น ๓ ทาง คือ

๑. DRIVE DOWN
๒. DRIVE UP

การหมุนขับของ MAIN TRANSMISSION นั้นได้รับการถ่ายทอดกำลังมาจากเครื่องยนต์โดยถ่ายทอดผ่าน MAIN DRIVE SHAFT หรือ SHORT DRIVE SHAFT และถ่ายทอดไปยัง INPUT DRIVE QUILL และจาก INPUT DRIVE QUILL จะไปหมุนขับ GEARS และส่วนต่างๆ ดังนี้ (ดูรูปประกอบ)

DRIVE DOWN

INPUT DRIVE QUILL (1) จะไปหมุนขับ SPIRAL BEVEL QUILL (2) SPIRAL BEVEL QUILL GEAR จะไปหมุนขับ OFF – SET ACCESSORIES DRIVE GEAR (3) OFF- SET ACCESSORIES DRIVE GEAR จะไปหมุนขับ SUMP INPUT QUILL (4) และ SUMP INPUT QUILL จะไปหมุนขับ FOUR ACCESSORIES GEARS ใน SUMP คือ

- TAIL ROTOR DRIVE QUILL (5)
- OIL PUMP (6)
- HYD. PUMP (7)
- MAIN ROTOR TACHOMETER – GENERATOR (8)

DRIVE UP

MAIN INPUT DRIVE QUILL จะไปหมุนขับ SPIRAL BEVEL QUILL และไปหมุนขับ NO. 2 MAIN DRIVE QUILL ซึ่งใช้ขับ MAIN D.C. GENERATOR (9) และจะไปหมุนขับ LOWER SUN GEAR (10) LOWER SUN GEAR จะไปหมุนขับ LOWER PLANETARY GEAR (11) LOWER PLANETARY GEAR จะไปหมุนขับ UPPER SUN GEAR (12) UPPER SUN GEAR จะไปหมุนขับ UPPER PLANETARY GEAR (13) UPPER PLANETARY GEAR จะไปหมุนขับ MAST DRIVING ADAPTER (14) จะไปหมุนขับ MAST (17) อีกต่อไปซึ่ง MAST หมุนผ่าน MAIN A/C THRUST BEARING (15) MAST ADAPTER PLATE CASE – CAP (16) MAST ALIGNMENT BEARING (18)

3. MAST

MAIN ROTOR MAST ASSEMBLY ของเฮลิคอปเตอร์แบบ UH – 1H นี้โดยทั่วๆ ไปมักเรียกกันสั้นๆ ว่า MAST นี้หมายความถึงเพลาขับของ ROTOR BLADES ซึ่งมีลักษณะเป็นท่อเหล็กกลวง (HOLLOW TUBULAR STEEL SHAFT) มีชิ้นเดียวสวมอยู่ตอนบนของ TRANSMISSION ในทางตั้ง (VERTICAL) โดยมี BEARING ตัวรองรับ (SUPPORT) อยู่

MAST DRIVING SPLINE เชื่อมกับ TRANSMISSION UPPER STAGE PLANETARY GEAR , MAST จะมีทิศทางการหมุนทวนเข็มนาฬิกา (COUNTER CLOCKWISE ROTATION) โดยมองจากข้างบนลงมาล่าง SPLINE อันบน (UPPER SPLINE) ของ MAST ที่สำหรับติดตั้งโรเตอร์ใหญ่และชุดบังคับ (MAIN ROTOR AND CONTROL SYSTEM) UPPER BEARING ASSEMBLY ได้รับการหล่อลื่นจาก OIL JET NO.8 โดยผ่านท่อทางจากด้านนอก

ข้อควรจำ

SPLINED AREA หมายเลข ๒,๓ และ ๔ เป็น MASTER SPLINE ให้ทำการตรวจประจำวัน (DAILY INSPECTION) ด้วยสายตารอยเจาะ (DENT) ต้องลึกไม่เกิน ๐.๐๑๐ นิ้ว และให้ใช้ INDIAN STONE ขัดออก

๒.๒.๔ การตรวจ INSPECTION – MAIN ROTOR MAST

- ตรวจการชำรุดเสียหายบนพื้นผิวด้านนอก (EXPORT SURFACE) ของ MAST
- การผุกร่อน (CORROSION) และรอยเจาะ (NICK) รอยบุบเว้า (DENT) รอยขีดข่วนลึกต้องไม่เกิน ๐.๐๑๐ นิ้ว จึงยอมให้ใช้ได้
- รอยร้าว (CRACKS) จะใช้ต่อไปไม่ได้เลย

๔. TAIL ROTOR DRIVE SHAFT

มีหน้าที่ถ่ายทอดกำลังจาก MAIN TRANSMISSION ไปยัง INTERMEDIATE GEAR BOX (42° GEAR BOX) และจาก INTERMEDIATE GEAR BOX ไปยัง TAIL ROTOR GEAR BOX (90° GEAR BOX) เพื่อไปหมุนโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR)

TAIL ROTOR DRIVE SHAFT ของเฮลิคอปเตอร์แบบ UH-1H นี้ประกอบขึ้นด้วย SHAFT จำนวน ๖ ท่อน สร้างด้วยอลูมินั่มเจืออาบผิวด้วย OXIDE (CONSTRUCTED OF ANODIZED ALUMINUM ALLOY) มีรูปลักษณะเป็นท่อ (TUBULAR IN SHAFES) และมี CUR VIC COUPLING ย้ำติดอยู่ด้วย RIVET ที่ปลาย SHAFT แต่ละข้าง , แต่ละท่อนต่อกันเข้ากับ HANGER BEARING ASSEMBLIES และปลาย SHAFT ข้างใดที่ติดกับ GEAR BOX จะยึดติดกับ GEAR BOX DRIVE QUILL ซึ่งการยึดของ SHAFT เข้ากับ HANGER BEARING ASSEMBLIES AND GEAR BOX QUILL นี้จะยึดด้วย “V” BAND CLAMPS.

SHAFT แต่ละท่อนซึ่งไม่ได้สมดุล (UNBALANCE) จะต้องทำ STATIC BALANCE โดยการใช้แผ่นโลหะ (METAL STRIP) ติดอยู่บนผิวด้านนอกของ SHAFT ประมาณกึ่งกลาง นอกจากนี้ยังมี IDENTIFICATION PLATE ซึ่งเป็นแผ่นป้ายแสดงรายละเอียด เช่น PART และ SERIAL NUMBER ตามปกติแผ่นโลหะ (METAL STRIP) จะติดไว้กับ IDENTIFICATION PLATE โดยเรียงต่อกันไปจากซ้ายไปขวา ตามจำนวนที่จำเป็นตามต้องการถ้าแผ่นโลหะอันใดที่ถอดออกจะต้องทำการ STAMP ไว้เพื่อแสดงว่าไม่ได้หลุดออกไปเอง และแสดงถึงว่าได้ผ่านการตรวจสอบแล้ว ในการประกอบ SHAFT เข้ากับเฮลิคอปเตอร์ โดยปกติจะต้องหันด้าน IDENTIFICATION PLATE ไปทางด้านหัวของลำตัวเสมอ

HANGER BEARING ASSEMBLIES มีด้วยกัน ๔ ชุด เพื่อใช้ในการประกอบ TAIL ROTOR DRIVE SHAFT แต่ละชุดประกอบด้วย COUPLING ๒ อัน โดยข้างหนึ่งเป็น FLEXIBLE COUPLING สามารถอ่อนตัวได้และอีกด้านหนึ่งแข็งตัว (RIGID COUPLING)

๔.๒.๕ TAIL DRIVE SHAFT

TAIL DRIVE SHAFT มีลักษณะเป็นท่อกลมกลวงเหมือน MAIN DRIVE SHAFT , ต่อออกจากด้านหลังตอนล่างของ MAIN GEAR BOX ที่ OUT – PUT QUILL (จะมีจำนวนกี่อันแล้วแต่ความเหมาะสมของเฮลิคอปเตอร์ แต่ละแบบ , ช่วงท่อระหว่างอันจะมี COUPLING เป็นตัวเชื่อมตัว , เพื่อลดการสั่นและปรับการได้แนวของแต่ละดับ) ไปยัง INTERMEDIATE GEAR BOX และ TAIL GEAR BOX ตามลำดับ (ดูรูป ๗๘ หน้า ๑๐๗)

๕. INTERMEDIATE GEAR BOX (42° GEAR BOX (ดูรูปที่ ๘๐))

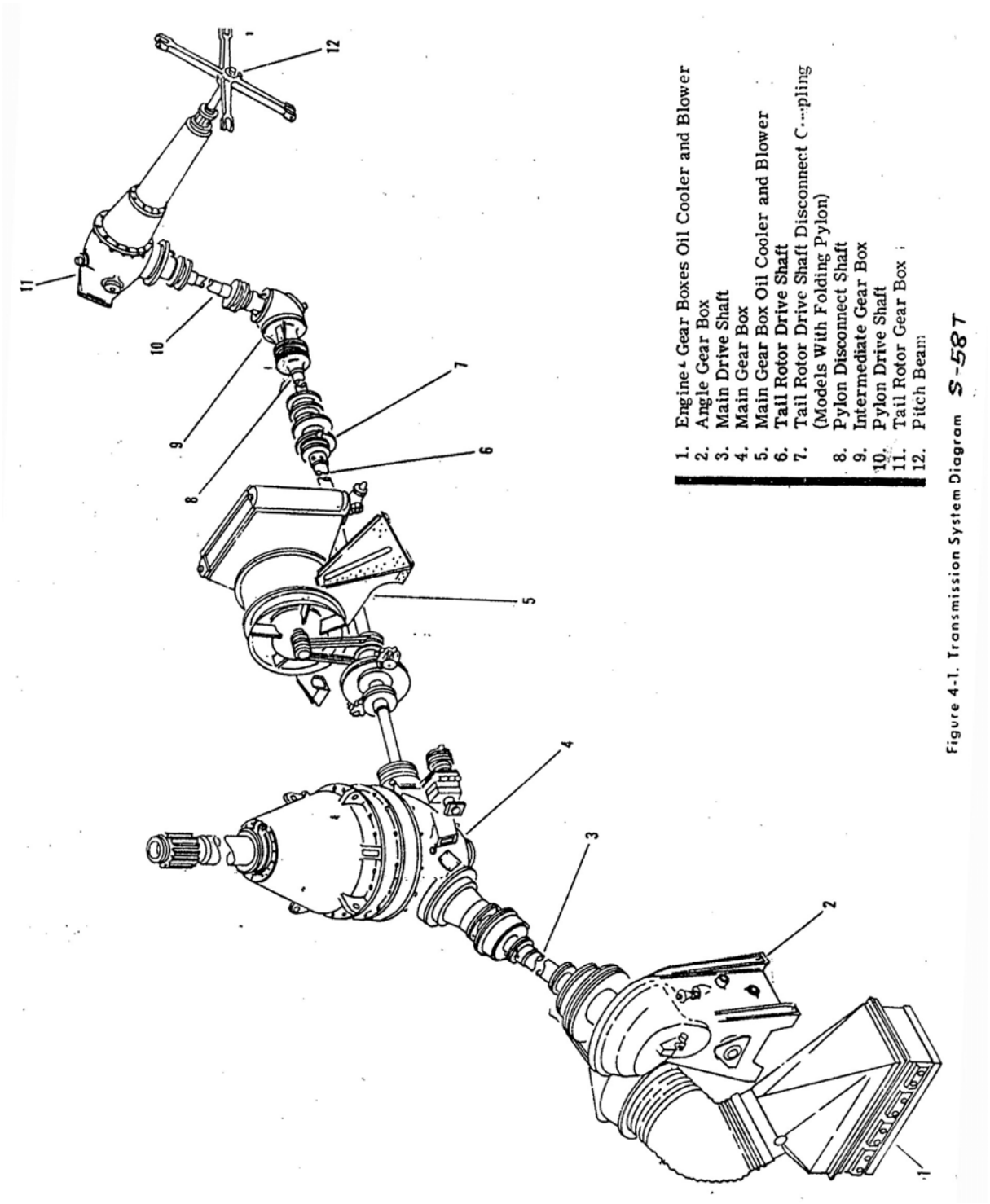
INTERMEDIATE GEAR BOX ติดตั้งอยู่บน TAIL BOOM ที่ฐานของ VERTICAL FIN ทำหน้าที่เปลี่ยนมุมขับประมาณ ๔๒° แต่ละข้างของ INTERMEDIATE GEAR BOX ทั้ง INPUT และ OUTPUT QUILL จะประกอบด้วย FLEXIBLE COUPLING สำหรับประกอบ TAIL ROTOR DRIVE SHAFT INTERMEDIATE GEAR BOX นี้ ทำหน้าที่เพียงแต่เปลี่ยนมุมขับเท่านั้นไม่มีการทดรอบ (NO REDUCTION GEAR) หรือไม่มีการเปลี่ยนความเร็วในการหมุนขับ (NO SPEED CHANG) กล่าวคือการหมุนขับของเพียงจะมีอัตราส่วน ๑ ต่อ ๑ (PROVIDE A GEAR RATIO OF 1:1) INTERMEDIATE GEAR BOX นี้ประกอบด้วย

- ตัวเรือน GEAR BOX (CASE)
- IN PUT QUILL
- OUT PUT QUILL
- OIL FILLER CAP
- BREATHER VENT
- LEVEL SIGHT GAGE
- MAGNETIC DRAIN PLUGS (CHIP DETECTOR)

๖. TAIL ROTOR GEAR BOX (90° GEAR BOX (ดูรูปที่ ๘๑))

TAIL ROTOR GEAR BOX นี้ติดตั้งอยู่ตอนบนสุดของ TAIL BOOM VERTICAL FIN ทำหน้าที่เปลี่ยนมุมขับ ๙๐° และมีเฟืองทดรอบระหว่าง INPUT DRIVE SHAFT และ OUTPUT SHAFT (SHAFT ที่ TAIL ROTOR ติดตั้งอยู่) ในอัตราส่วน ๒.๖ ต่อ ๑ (PROVIDES A GEAR REDUCTION RATIO 2.6 : 1) นอกจากนี้ยังเป็นตัวเรือนของชุดกลไกปรับมุม TAIL ROTOR BLADE ออกด้วย

(HOUSE THE PITCH-CHANGE MECHANISM) INPUT QUILL FLEXIBLE COUPLING ซึ่งมีไว้ประกอบกับ DRIVE SHAFT


1. Engine
2. Gear Boxes Oil Cooler and Blower
3. Angle Gear Box
4. Main Drive Shaft
5. Main Gear Box
6. Main Gear Box Oil Cooler and Blower
7. Tail Rotor Drive Shaft
Tail Rotor Drive Shaft Disconnect Coupling (Models With Folding Pylon)
8. Pylon Disconnect Shaft
9. Intermediate Gear Box
10. Pylon Drive Shaft
11. Tail Rotor Gear Box
12. Pitch Beam
S-58T
Figure 4-1. Transmission System Diagram

รูปที่ ๘๔

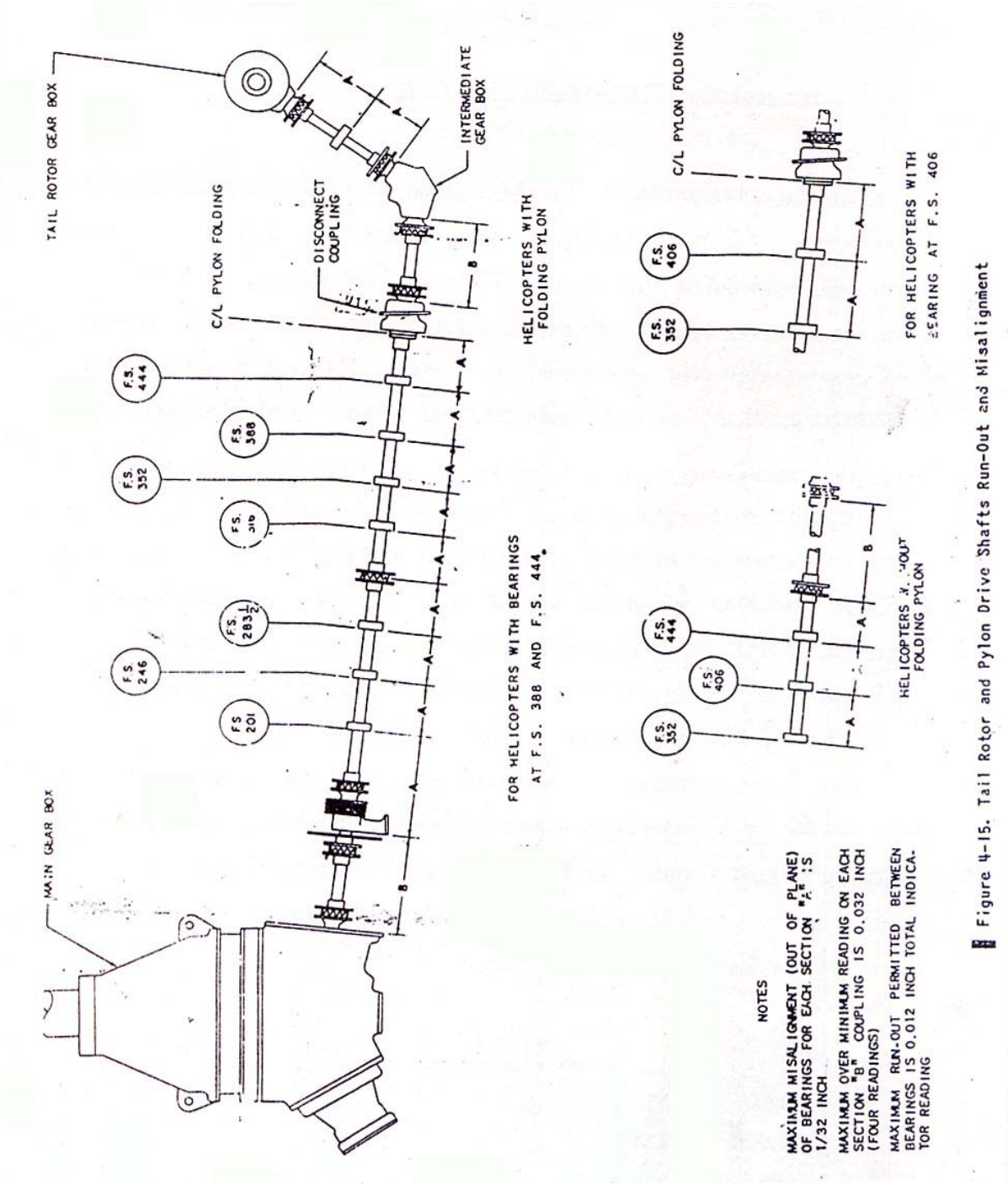


Figure 4-15. Tail Rotor and Pylon Drive Shafts Run-Out and Misalignment

รูปที่ ๘๕

TAIL ROTOR GEAR BOX นี้ประกอบด้วย

- ตัวเรือน GEAR BOX (CASE)
- INPUT GEAR QUILL
- OUTPUT GEAR QUILL
- OIL FILLER CAP (WITH VENT)
- OIL LEVEL SIGHT GAGE
- MAGNETIC DRAIN PLUG (CHIP DETECTOR)

<u>หมายเหตุ</u> หลังจากได้ทำการทดรอบใน TAIL ROTOR GEAR BOX (90° GEAR BOX) แล้ว TAIL ROTOR จะหมุนที่ ๐,๒๕ ของรอบเครื่องยนต์ (TAIL ROTOR TURNS AT 0.25 ENGINE RPM.) (HOUSE THE PITCH – CHANGE MECHANISM) ที่ INPUT QUILL มี FLEXIBLE COUPLING มีใช้ประกอบกับ DRIVE SHAFT

TAIL ROTOR GEAR BOX นี้ประกอบด้วย

- ตัวเรือน GEAR BOX (CASE)
- INPUT GEAR QUILL
- OUTPUT GEAR QUILL
- OIL FILLER CAP (พร้อมด้วย VENT)
- OIL LEVEL SIGHT GAGE
- MAGNETIC DRAIN PLUG (CHIP DETECTOR)

<u>หมายเหตุ</u> หลังจากได้ทำการทดรอบใน TAIL ROTOR GEAR BOX (90° GEAR BOX) TAIL ROTOR

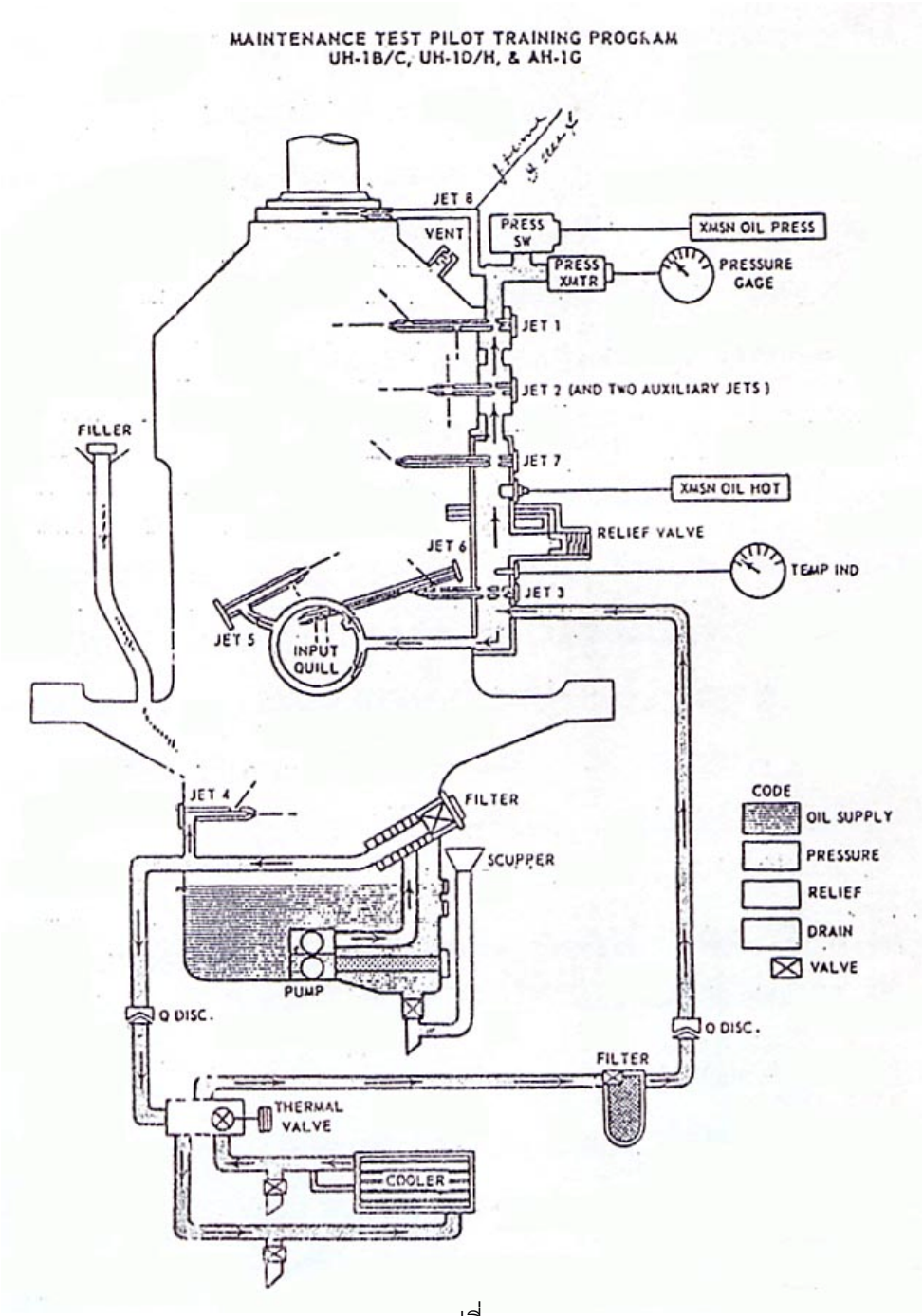
- จะหมุนที่ 0.25 ของรอบเครื่องยนต์ (TAIL ROTOR TURNS AT 0.25 ENGINE RPM.)

ระบบหล่อลื่นของ TRANSMISSION OIL SYSTEM
(TRANSMISSION OIL SYSTEM)

ระบบหล่อลื่นของ TRANSMISSION ในเฮลิคอปเตอร์แบบ UH-1H เป็นแบบ SELF CONTAINED WET SUMP TYPE มีระบบแยกเป็นอิสระไม่เกี่ยวกับระบบหล่อลื่นของเครื่องยนต์เว้นแต่ OIL COOLER ของระบบหล่อลื่นทั้งสอง ติดตั้งอยู่เคียงข้างกันและใช้ BLOWER อันเดียวกัน สูบหล่อลื่น (OIL PUMP) เป็นแบบ GEAR DRIVEN PUMP ซึ่งถูกขับโดยเฟือง (GEARS) MAIN TRANSMISSION จะสูบหล่อลื่นจาก TRANSMISSION SUMP ผ่านตะแกรงกรองตัวใน INTERNAL OIL FILTER ซึ่งผ่านช่องทางภายใน INTERNAL PASSAGE และท่อทางด้านนอก EXTERNAL LINES หล่อลื่นที่มีอุณหภูมิสูงกว่า ๗๑° จะถูกแยกโดย THERMAL VALVE หรือ OIL COOLER BY PASS VALVE ให้ผ่านการระบายความร้อนจาก OIL COOLER สำหรับหล่อลื่นที่มีอุณหภูมิน้อยกว่าหรือหล่อลื่นที่ได้รับการระบายความร้อนแล้ว ก็จะถูกส่งผ่านตะแกรงกรองภายนอก (EXTERNAL FILTER) ไปยังชุด MAIN FOLD TRANSMISSION MAIN CASE อีกต่อไป ชุด MANIFOLD นี้ประกอบด้วย RELIEF VALVE และหล่อลื่นจะถูกจ่ายไปหล่อลื่นจุดต่างๆ โดยหัวฉีด (OIL JETS) และช่องทางภายใน (INTERNAL PASSAGE) เพื่อไปทำการหล่อลื่น รองลื่น BEARING และเฟือง GEARS ต่างๆ ภายใน TRANSMISSION ซึ่งเมื่อทำการหล่อลื่นแล้ว หล่อลื่นเหล่านี้ก็จะไหลออกมา DRAINS กลับมายัง SUMP อีก

ระบบหล่อลื่นของ TRANSMISSION นี้มีการระบายความร้อนโดย EXTERNAL RADIATOR TYPE OIL COOLER – ซึ่งจะควบคุมอุณหภูมิของหล่อลื่นให้ถูกต้อง OIL COOLER จะมี OIL COOLER FAN เป็นแบบ TURBO BLOWER TYPE และขับโดย BLEED AIR ที่ได้จากเครื่องยนต์ OIL COOLER FAN จะปฏิบัติงานต่อเนื่องกัน ตราบที่เครื่องยนต์ยังปฏิบัติงานอยู่จากที่กล่าวมาแล้วจะเห็นว่า ระบบหล่อลื่นของ TRANSMISSION ประกอบด้วย

- PUMP
- INTERNAL FILTER
- EXTERNAL FILTER
- PRESSURE RELIEF VALVE
- OIL COOLER BY PASS VALVE (THERMAL VALVE)
- OIL COOLER
- INTERNAL PASSAGE
- EXTERNAL LINES
- OIL JETS



รูปที่ ๘๖

PUMP เป็นแบบ GEAR DRIVEN PUMP ขับโดยเฟือง (GEARS) จาก TRANSMISSION ติดตั้งอยู่ด้านล่างของ SUMP CASE ทำหน้าที่สูบหล่อลื่นจาก TRANSMISSION SUMP ให้หมุนเวียนไปใช้งานในระบบ

INTERNAL OIL FILTER หรือบางทีเรียกว่า TRANSMISSION PRIMARY OIL FILTER ติดตั้งอยู่มุมหลังด้านขวาบน SUMP CASE ประกอบด้วย WAFER – DISC SCREENS ซึ่งเป็นแผ่นกรองกลมบางๆ วางซ้อนๆ กันทำหน้าที่กรองหล่อลื่นที่ถูกสูบออกมาจาก SUMP เพื่อไปใช้งานต่อไป ที่

ตะแกรงกรองนี้จะมี BYPASS VALVE เพื่อยอมให้หล่อลื่นไหลไปใช้งานได้เลยเมื่อแผ่นกรองเกิดอุดตัน ตะแกรงกรอง (FILTER) นี้ติดตั้งอยู่ใน SUMP CASE มีท่อทางเข้าและท่อทางออกของตะแกรงกรองอยู่ภายใน SUMP และมี SCUPPER อยู่บน SUMP CASE ซึ่งติดตั้งอยู่ต่ำกว่าแผ่นยึด ตะแกรงกรองนี้ SCUPPER นี้ต่อกับท่อระบาย (DRAIN LINE) เพื่อทิ้งหล่อลื่นที่หกออกมา เมื่อทำการบริการ EXTERNAL OIL FILTER เป็นตะแกรงกรองตัวที่ของระบบหล่อลื่น TRANSMISSION ติดตั้งอยู่ใน CARGO – SLING COMPARTMENT HELL ที่ผนังด้านขวามือ ตะแกรงกรองนี้ประกอบอยู่ระหว่าง THERMAL VALVE OUT LET และ OIL MANIFOLD IN LET บน TRANSMISSION MAIN CASE ตะแกรงกรอง (EXTERNAL OIL FILTER) นี้ประกอบด้วยไส้กรอง (FILTER ELEMENT) ซึ่งเป็นแบบกระดาษจีบ (PLEATED – PAPER TYPE) และมี BYPASS VALVE ตั้งให้เปิดที่ 18 ± 2 PSI DIFFERENTIAL PRESSURE เพื่อไม่ให้หล่อลื่นไหลผ่านไปใช้งานได้เลย ถ้าไส้กรอง (FILTER ELEMENT) เกิดการอุดตัน

<u>ข้อควรจำ</u> เมื่อเกิดข้อบกพร่องขึ้น ภายใน (TRANSMISSION) ให้เปลี่ยนไส้กรองของตะแกรงกรองตัวนอก (EXTERNAL OIL FILTER ELEMENT)

<u>การทำความสะอาด</u> (CLEANING) ทั้งตะแกรงกรองตัวใน INTERNAL OIL FILTER และตะแกรงกรองตัวนอก (EXTERNAL OIL FILTER) ให้ทำความสะอาดด้วย DRY CLEANING SOLVENT P.D.TYPE แล้วเป่าให้แห้งด้วยลม

<u>ข้อเตือน</u> เมื่อถอดไส้กรอง (FILTER ELEMENT) ของ EXTERNAL OIL FILTER ออกมาให้ทิ้งไป ห้ามทำความสะอาดแล้วนำมาใช้อีก

เครื่องวัดของ TRANSMISSION (TRANSMISSION INDICATORS)

การทำงานของระบบหล่อลื่น TRANSMISSION นั้น จะมีวิธีการแสดงสภาพการทำงานของระบบว่าอยู่ในสภาพปกติ หรือ เตือนให้ทราบถึงสภาพอันผิดปกติที่การทำงานของระบบว่าอยู่ในสภาพปกติ หรือ เตือนให้ทราบถึงสภาพอันผิดปกติที่เกิดขึ้น ซึ่งการชี้แสดงสภาพการทำงานของระบบหล่อลื่น TRANSMISSION นี้ประกอบด้วย เครื่องวัดความดันหล่อลื่น (OIL PRESSURE INDICATOR) เครื่องวัดอุณหภูมิหล่อลื่น (OIL TEMPERATURE INDICATOR) และไฟเตือนต่างๆ (CAUTION LIGHTS) สำหรับไฟเตือนต่างๆ มี OIL PRESSURE CAUTION LIGHT

เครื่องวัดความดันหล่อลื่น (OIL PRESSURE INDICATOR)

เครื่องวัดความดันหล่อลื่นของ TRANSMISSION ประกอบอยู่กึ่งกลางแผงเครื่องวัด (CENTER OF INSTRUMENT PANEL) เพื่อแสดงความดันของหล่อลื่น ซึ่งความดันปกติจะอยู่ในระหว่าง ๔๐ ถึง ๖๐ PSI โดยตั้ง RELIEF VALVE ของระบบหล่อลื่นไว้ที่ 50 ± 5 PSI

เครื่องวัดความดันหล่อลื่น OIL PRESSURE INDICATOR จะประกอบด้วย PRESSURE TRANSMISSION และ PRESSURE SWITCH เมื่อความดันหล่อลื่นในระบบต่ำ (LOW OIL

PRESSURE) ไฟเตือนที่ CAUTION PANEL จะสว่างขึ้นที่ CAUTION PANEL ที่มีอักษรให้เห็นว่า “XMSN OIL PRESS”

ไฟเตือนที่บอกสภาพความดันหล่อลื่นต่ำ LOW OIL PRESSURE LIGHT จะตั้ง SET ไวที่ 30 PSI

เครื่องวัดอุณหภูมิหล่อลื่น (OIL TEMPERATURE INDICATOR)

เครื่องวัดอุณหภูมิหล่อลื่นของ TRANSMISSION ประกอบอยู่กึ่งกลางแผงเครื่องวัด (CENTER OF INSTRUMENT PANEL) มีไว้เพื่อแสดงอุณหภูมิของหล่อลื่นในระบบสูงสุด (MAX. OIL TEMPERATURE) 110°c

เครื่องวัดอุณหภูมิหล่อลื่นของ TRANSMISSION จะประกอบด้วย THERMO BULB และ THERMO SWITCH เมื่อเกิดสภาพอุณหภูมิในระบบสูง HIGH OIL TEMPERATURE ไฟเตือนที่ CAUTION PANEL จะมีแสงสว่างขึ้นที่ CAUTION PANEL และมีอักษรให้เห็นว่า (XMSN OIL HOT)

การบริการและการถ่ายหล่อลื่น (SERVICING AND DRAIN PROVISIONS)

การบริการหล่อลื่นเติมได้ทางด้านขวามือของ TRANSMISSION โดยมี FILTER NECK อยู่ใต้ TRANSMISSION FAIRING – เมื่อเติมหล่อลื่นจะดูระดับหล่อลื่นได้จาก OIL LEVEL SIGHT GAGE ON SUMP GASE ด้านขวามือ สามารถตรวจดูโดยการมองผ่านช่องที่ PYLON ISLAND ในห้อง CABIN เมื่อจะทำการตรวจให้กด PUSH-BUTTON SWITCH หลอดไฟจะติดให้ความสว่างในการตรวจและก่อนกดจะต้องต่อขั้ว BATTERY เสียก่อนหลอดไฟจึงให้ความสว่างได้

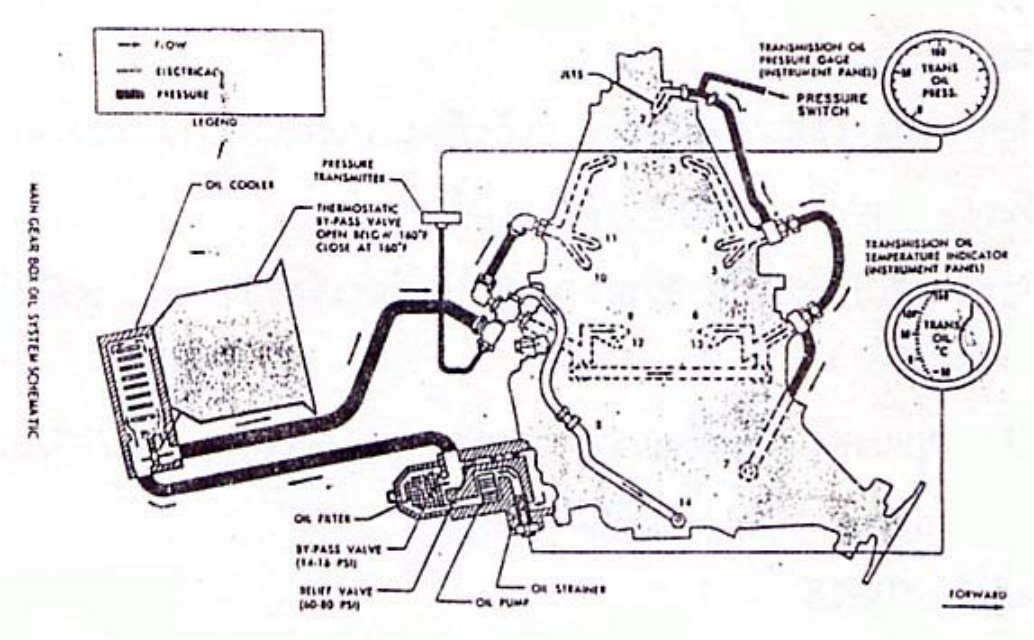
SUMP OIL FILTER PUMP SCREEN และ MAGNETIC PLUG ติดตั้งอยู่ที่ SUMP CASE และมี DRAIN VALVE อยู่ใต้ TRANSMISSION SUMP นอกจากนี้ยังมี DRAIN VALVE อีก ๒ ตัว อยู่ที่ OIL COOLER LINE ใต้ลำตัวส่วนหน้า (CABIN หรือ FWD SECTION) ทางหลังของ AFT CROSS TUBE ของชุด LANDING GEARS

หัวฉีดหล่อลื่น TRANSMISSION (TRANSMISSION OIL JETS)

ชุดหัวฉีดต่างๆ (JETS) ติดตั้งจากด้านนอกของ TRANSMISSION ที่จุดต่างๆ กันโดยผ่านผนังของช่องทางผ่านเข้าไปใน หัวฉีดหล่อลื่นจะนำหล่อลื่นภายใต้ความดันเข้าไปภายใน TRANSMISSION CASE – โดยส่ง AIMED – SPRAYS ของหล่อลื่นไปทำการหล่อลื่น เฟือง (GEARS) และรองลื่น (BEARING) ต่างๆ หัวฉีดของระบบหล่อลื่น TRANSMISSION นี้จะมีทั้งหมด ๘ หัวด้วยกันซึ่งหัวฉีดแต่ละหัวจะต้องประกอบที่ช่อง

หัวฉีดหมายเลข	ตำบลที่ติดตั้งและหน้าที่
๑.	- ติดตั้งอยู่ด้านหลังทางขวามือบน TOP CASE AREA ทำหน้าที่ฉีดหล่อลื่นไปยัง MAST UPPER BEARING MAST DRIVING SPLINE AREA AND UPPER STAGE PLANETARY PINION BEARING
๒.	- ติดตั้งอยู่บนตัวเรือนด้านหลังทางขวามือของ RING GEAR CASH ประกอบด้วยหัวฉีดช่วย (AUXILIARY JETS) อีก ๒ ตัว ทำหน้าที่ฉีดหล่อลื่นไปยัง SPUR GEAR และ PINION BEARING ของ PLANETARY STAGE ทั้ง ๒ ชุด
๓.	- ติดตั้งอยู่ด้านใต้ชุด OIL MANIFOLD ข้างหลังทางขวามือของ MAIN CASE ทำหน้าที่ฉีดหล่อลื่นไปยัง INPUT BEVEL GEAR และยังทำหน้าที่ส่งหล่อลื่นไปยังหัวฉีดหมายเลข ๖ ภายใน MAIN CASE
๔.	- ติดตั้งอยู่ทางซ้ายมือของ SUMP CASE ทำหน้าที่ฉีดหล่อลื่นไปยังชุดเฟืองขับอุปกรณ์ (ACCESSORY DRIVE GEARS) TAIL ROTOR DRIVE QUILL
๕.	- ติดตั้งอยู่ด้านหลังทางซ้ายมือของ MAIN CASE ใกล้ INPUT DRIVE QUILL ทำหน้าที่ฉีดหล่อลื่นไปยัง INPUT QUILL GEAR
๖.	- ติดตั้งอยู่ทางขวามือของ MAIN CASE ใกล้ชุด OIL MANIFOLD ได้รับหล่อลื่นจากหัวฉีดหมายเลข ๓ ภายในตัวเรือน ทำหน้าที่ฉีดหล่อลื่นไปยัง BEARING ด้านในของ INPUT DRIVE QUILL และผ่านตลอดไปที่ปลายสุดของเฟือง (GEARS) เพื่อทำการหล่อลื่นให้กับ FREE WHEELING COUPLING
๗.	- ติดตั้งอยู่ด้านบนของชุด OIL MANIFOLD ที่ด้านหลังทางขวามือของ MAIN CASE ทำหน้าที่หล่อลื่น BEARING ของ INTERNAL GEAR QUILL ซึ่งถูกขับโดย INPUT DRIVE GEAR QUILL
๘.	- ติดตั้งอยู่ด้านหลังทางขวามือของ UPPER MAST BEARING RETAINER PLATE ทำหน้าที่หล่อลื่นชุด UPPER MAST BEARING และ MAST DRIVING UP LINE AREA

หมายเหตุ หล่อลื่นที่ใช้ในระบบหล่อลื่น TRANSMISSION SYSTEM นี้ใช้หล่อลื่นเช่นเดียวกับที่ใช้กับเครื่องยนต์ คือ MIL – L – 23699 หรือ EAAO TURBO 2380 หรือ SHELL TURBINE OIL 500 ซึ่งมีคุณสมบัติใช้แทนกันได้



รูปที่ ๘๗

การหล่อลื่นภายในของ MAIN GEAR BOX ฮ. ๔ ก หรือ S-58T

๕. ระบบคลัชของเฮลิคอปเตอร์

ระบบคลัช (CLUTCH) ของเฮลิคอปเตอร์โดยทั่วไป จัดแบ่งออกเป็น ๔ ชนิด คือ

๑. HYDRO – MECHANICAL CLUTCH

๒. CENTRIFUGAL CLUTCH

๓. MERCURY CLUTCH

๔. SPRAG CLUTCH OR FREE WHEELING CLUTCH

ความมุ่งหมายของคลัชเพื่อ

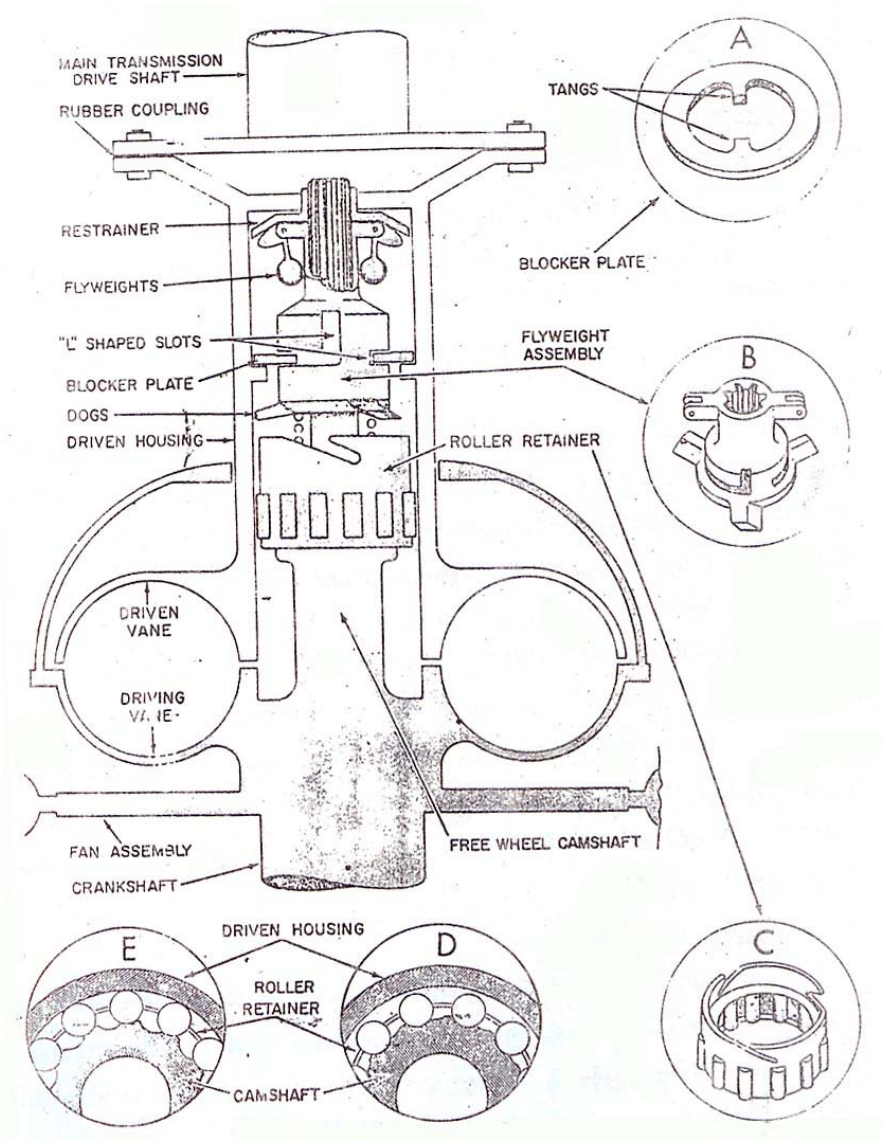
๑. ทำหน้าที่ปลดเปลื้อง (RELIEVE) หรือเป็นตัวตัด (UNLOCK) ไม่ให้ STARTER ได้รับภาระจาก ROTOR ในระหว่างการทำ START เครื่องยนต์

๒. เป็นตัวตัด (UNLOCK) ยอมให้ ROTOR หมุนโดยอิสระขณะทำการบินออตโตโรเตชั่น (AUTOROTATION)

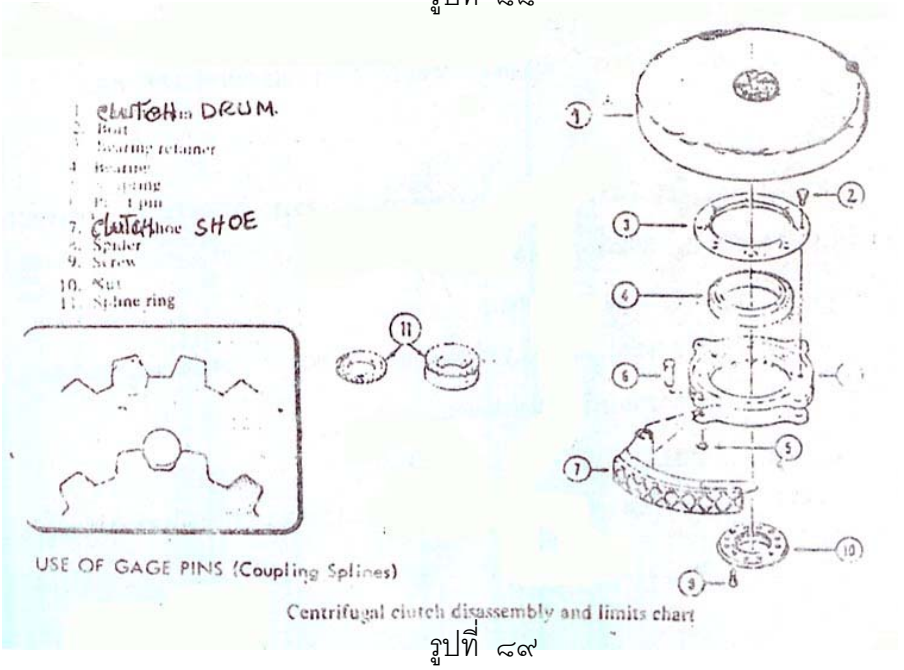
๓. ทำให้เกิดความนุ่มนวลในการเชื่อม (ENGAGE) การทำงานระหว่างเครื่องยนต์กับ TRANSMISSION หรือระหว่างเครื่องยนต์กับ ROTOR

HYDRO – MECHANICAL CLUTCH

คลัชชนิดนี้เป็นชนิดที่ทำงานโดยใช้กลไกประกอบของเหลว สำหรับของเหลวอาจเป็นน้ำมันหล่อลื่นหรือไฮดรอลิค คลัชชนิดนี้มีใช้กับเฮลิคอปเตอร์แบบ H – 34


MAIN TRANSMISSION DRIVE SHAFT
RUBBER COUPLING
RESTRAINER
FLYWEIGHTS
"L" SHAPED SLOTS
BLOCKER PLATE
DOGS
DRIVEN HOUSING
DRIVEN VANE
DRIVING VANE
FAN ASSEMBLY
CRANKSHAFT
FREE WHEEL CAMSHAFT
ROLLER RETAINER
FLYWEIGHT ASSEMBLY
TANGS
BLOCKER PLATE
A
B
C
D
E
DRIVEN HOUSING
ROLLER RETAINER
CAMSHAFT

รูปที่ ๘๘


1. CLUTCH DRUM
7. CLUTCH SHOE
11. Spline ring
USE OF GAGE PINS (Coupling Splines)
Centrifugal clutch disassembly and limits chart

รูปที่ ๘๙

ส่วนประกอบที่สำคัญ (MAIN COMPONENTS)

๑. FLUID COUPLING

๒. MECHANICAL COUPLING

FLUID COUPING ประกอบด้วย

๑. ตัวขับ (DRIVING COUPLING)

๒. ตัวตาม (DRIVEN COUPLING)

ตัวขับ (DRIVING COUPLING) SPLINE ของ PROPELLER SHAFT ของเครื่องยนต์ (ENGINE RPM.) ตัวตาม DRIVEN COUPLING ยึดติดกับ DRIVEN HOUSING ซึ่งต่อกับ MAIN DRIVE SHAFT ตัวตาม (DRIVEN COUPLING) นี้จะถูกขับโดยปฏิกิริยาของน้ำมันหล่อลื่นหรือไฮดรอลิค จากแผ่นปาด (VANES) ในตัวขับ (DRIVING COUPLING)

MECHANICAL COUPLING ประกอบด้วย

๑. FREE WHEELING UNIT

๒. DRIVEN HOUSING

FREE WHEELING UNIT ประกอบด้วย ROLLER , ROLLER RETAINER , ACTUATOR SLEEVE.

การทำงานของคลัช (OPERATION)

๑. การเชื่อม (ENGAGEMENT)

๑. เปิด SWITCH PUMP – ON (H34. 1700 RPM)

๒. หมุน THROTTLE เร่งรอบเครื่องยนต์ตามความจำเป็นเพื่อนำ ROTOR ขึ้นมา (H – 34 ENG.RPM. 2000 – 2400 , ROTOR RPM 135)

๓. หมุน THROTTLE ลดรอบเครื่องยนต์ให้รอบเครื่องยนต์ต่ำกว่ารอบ ROTOR (H 34 125 RPM)

BLOCKER PLATE จะหมุนเข้าไปในร่องรูปตัว L หรือ “IS LOT และจะตรงกับส่วนที่อยู่ในแนวดิ่งของร่อง (VERTICAL PART OF SLOT) แรงหนีศูนย์ (CENTRIFUGAL FORCE) จะพยายามให้ FLY WEIGHT กางออกและจะชนแรงสปริง (ACTUATOR SPRING) ACTUATOR SLEEVE เนื่องจาก FLY WEIGHT ชน ACTUATOR STOP (RETAINER) FINGERS MACHINED (DOGS) ที่ด้านล่างของ SLEEVE ASSAY ก็จะถูกกดลงใน HELICAL SLOTS ของ ROLLER RETAINER ROLLER RETAINER ก็จะหมุน ROLLER จะถูกเหวี่ยงออกมาเชื่อม (ENGAGED) อยู่ในตำแหน่งระหว่าง CAM และ DRIVEN และ HOUSING หมุน THROTTLE ให้รอบของเครื่องยนต์สัมพันธ์กับรอบของ ROTOR ROLLER โดยจะ LOCK อยู่ในระหว่าง CAM และ DRIVEN HOUSING ในรูปของ MECHANICAL COUPLING ชุด DRIVEN HOUSING ก็จะหมุนต่อไปและ MAIN DRIVE SHAFT ก็

จะหมุนไปด้วยกันกับ MAIN GEAR BOX และ ROTOR ต่อไปเป็นการเชื่อม (ENGAGED) คลัชโดยสมบูรณ์

๒. การทำ AUTO – ROTATION

ลดรอบเครื่องยนต์ MAIN DRIVE SHAFT จะมีความเร็วมากกว่าเครื่องยนต์ ROLLER ก็จะหลุดออกจากตำแหน่ง LOCK และเคลื่อนที่โอนเอียงไปพิงผิวของ CAM ROLLER RETAINER ก็จะถูกหมุนไปโดยลำพังโดยที่ไม่เชื่อมกับ DRIVEN HOUSING , ACTUATOR SLEEVE จะเคลื่อนที่ขึ้นไปจาก HELICAL SLOT , ROLLER ก็จะยังคงตำแหน่งไม่สามารถเชื่อมได้ ทำให้ MAIN DRIVE SHAFT , MAIN GEAR BOX และ ROTOR หมุนต่อไปโดยอิสระปราศจากแรงขับจากเครื่องยนต์

<u>ข้อสังเกต</u> ถ้าต้องการจะเชื่อม (ENGAGE) กลไกนี้อีกเพียงแต่หมุน THROTTLE เร่งรอบเครื่องยนต์ให้เพิ่มขึ้นไปสัมพันธ์กับรอบ ROTOR เท่านั้น

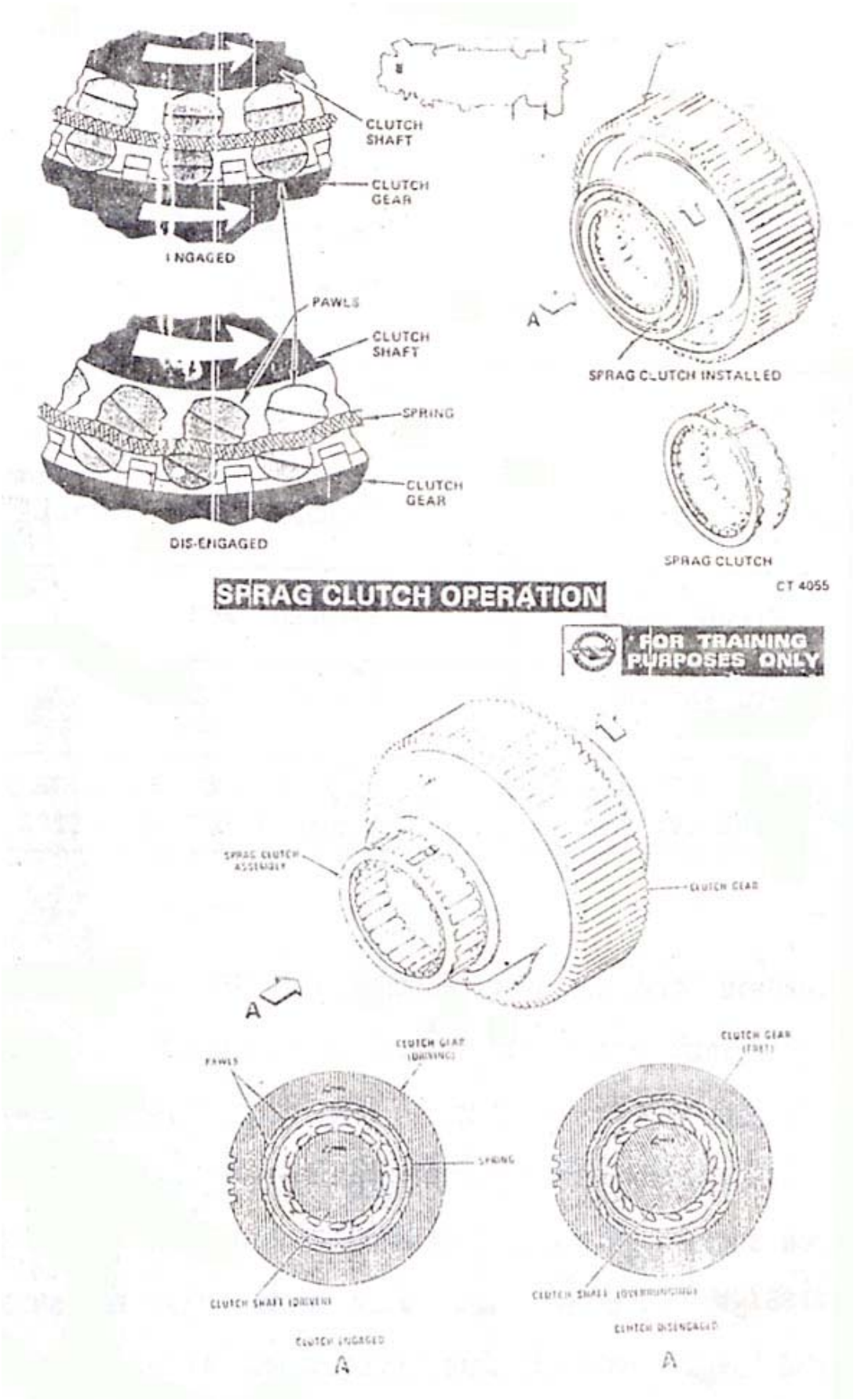
๓. การตัด (DISENGAGEMENT)

ลดรอบเครื่องยนต์ไปรอบเดินเบาให้รอบของ ROTOR ลดลงมาอยู่รอบต่ำกว่า 110 RPM (H-34) แล้วทำการขับเครื่องยนต์และห้าม ROTOR

<u>การแก้ไขข้อขัดข้อง</u> (TROUBLE SHOOTING)

CLUTCH ไม่เชื่อม (CLUTCH DOSE NOT ENGAGE) เนื่องจากสาเหตุต่อไปนี้

สาเหตุข้อขัดข้อง	การแก้ไข
๑. เกิดการรั่วไหลที่ท่อทางน้ำมันของ CLUTCH	ให้เปลี่ยนท่อทางใหม่ ทำการ SEAL หรือเปลี่ยน CASKET ใหม่ ขันแน่นแป้นยึด
๒. ROTOR BREAK ON	ให้ปลด ROTOR BREAK
๓. เกิดการรั่วไหลภายใน CLUTCH	ให้เปลี่ยน CLUTCH ใหม่
๔. OIL PUMP ทำงานไม่ถูกต้อง	ให้เปลี่ยน PUMP ใหม่
๕. เกิดข้อขัดข้องภายใน CLUTCH	ให้เปลี่ยน CLUTCH ใหม่
๖. เกิดข้อขัดข้องเกี่ยวกับ ROTOR BREAK PRESSURE SWITCH	แก้ไข PRESSURE SWITCH หรือเปลี่ยน PRESSURE SWITCH


CLUTCH SHAFT
CLUTCH GEAR
ENGAGED
PAWLS
CLUTCH SHAFT
SPRING
CLUTCH GEAR
DIS-ENGAGED
A
SPRAG CLUTCH INSTALLED
SPRAG CLUTCH
CT 4055
SPRAG CLUTCH OPERATION
FOR TRAINING PURPOSES ONLY
SPRAG CLUTCH ASSEMBLY
CLUTCH GEAR
A
PAWLS
SPRING
CLUTCH ENGAGED
A
A

รูปที่ ๙๐

CENTRIFUGAL CLUTCH

CLUTCH แบบนี้ประกอบด้วย ตัวขับ และตัวตาม ตัวขับนั้นต่อจาก SPLINE ของ ENGINE DRIVE SHAFT และจะหมุนไปพร้อมกับเครื่องยนต์กรวยขับนี้จะมี CLUTCH SHOES ประกอบอยู่โดยรอบ (บางทีมี SPRING ประกอบอยู่กับ CLUTCH SHOES เพื่อดึง CLUTCH SHOES แต่ละอันเข้าไปยังจุดศูนย์กลางของตัวขับ) เมื่อเครื่องยนต์หมุนที่รอบสูงเพียงพอก็จะเกิดแรงหนีศูนย์ (CENTRIFUGAL FORCE) ทำให้ CLUTCH SHOES ถูกเหวี่ยงออกไปจับกับตัวตาม ตัวตามนี้ยึดติดกับ MAIN DRIVE SHAFT หรือ TRANSMISSION ก็จะทำให้ตัวตามและ MAIN DRIVE SHAFT TRANSMISSION หมุนไปด้วยกันและถ่ายทอดกำลังไปหมุน ROTOR ครั้นเมื่อลดรอบของเครื่องยนต์ลงมา หรือเมื่อเกิดขัดข้องเครื่องยนต์ดับ แรงเหวี่ยงของ CLUTCH SHOES CLUTCH SHOES ก็จะหดเข้าไปจุดศูนย์กลางทำให้ไม่จับกับตัวตาม เป็นการตัดเครื่องยนต์ออกจากระบบถ่ายทอดกำลัง

<u>ข้อสังเกต</u> เมื่อต้องการจะเชื่อม CLUTCH แบบนี้อีก เพียงแต่เร่งรอบเครื่องยนต์ให้ได้รอบเพียงพอและสัมพันธ์กับรอบของ ROTOR กลไกแบบนี้ก็จะทำงานอีก

MERCURY CLUTCH

CLUTCH แบบนี้มีส่วนประกอบต่างๆ เหมือนกัน CENTRIFUGAL CLUTCH สิ่งที่แตกต่างกันก็คือ จะมีส่วนประกอบพิเศษออกไปคือ ที่ CLUTCH SHOES จะมีหลอดซึ่งทำด้วยวัสดุสังเคราะห์บรรจุด้วยปรอทอยู่ภายใน ความมุ่งหมายของการบรรจุปรอทเอาไว้เพื่อเพิ่มน้ำหนักให้กับ CLUTCH SHOES ทำให้เกิดการเหวี่ยงตัวออกจับกับ ตัวตามได้ดียิ่งขึ้น

๖. SPRAG CLUTCH เป็นคลัชที่นิยมใช้กับเฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้ง เครื่องยนต์แกสเทอร์ไบน์หรือเครื่องยนต์เจ็ตทุกแบบเช่น ฮ.UH-1H , UH-IN BELL 212 , BELL 412 , S-58T เป็นต้น คลัชชนิดนี้จะทำหน้าที่เป็นทั้งคลัช (CLUTCH) และฟรีวิลลิ่ง ยูนิท (FREEWHEELING UNIT) อยู่ในตัวเรือนเดียวกัน บางทีจะเรียกว่า CLUTCH OR FREE WHEELING UNIT หรืออาจเรียกว่า INPUT QUILL ก็ได้ ในการทำงานนั้น ถ้าหากรอบเครื่องยนต์ลดลงต่ำกว่าอัตราของการทดรอบตัว CLUTCH หรือ FREE WHEELING UNIT จะตัดการทำงานระหว่างเครื่องยนต์กับระบบถ่ายทอดกำลังและโรเตอร์ออกจากกันทันทีโดยอัตโนมัติ เพื่อให้โรเตอร์หมุนได้โดยอิสระเพื่อทำให้เฮลิคอปเตอร์สามารถทำการบินออตโตโรเตชั่นโดยปลอดภัย ถ้ารอบเครื่องยนต์สูงขึ้นมากกว่ารอบของอัตราการทดรอบไปยังโรเตอร์ คลัชจะทำหน้าที่เชื่อมต่อการทำงานกับระบบถ่ายทอดกำลังและโรเตอร์อีกต่อไปด้วยความนุ่มนวลโดยอัตโนมัติ ดังนั้น CLUTCH OR FREE WHEELING UNIT จึงทำหน้าที่คล้ายกับฟรีของรถจักรยาน ถ้าเราใช้กำลังจากขาทั้งสองปั่นจักรยานให้ล้อหมุน และวิ่งไปบนถนนก็คล้ายกับ CLUTCH เชื่อมต่อการทำงานโดยให้กำลังเครื่องยนต์ไปขับหมุนระบบถ่ายทอดกำลังเพื่อไปขับหมุนระบบโรเตอร์ แต่ถ้าหากเราหยุดการปั่นโดยหยุดขาถีบทั้งสองข้าง แต่ล้อจักรยานก็ไม่หยุดการหมุนยังคงวิ่งไปตามถนนเช่นปกติ นั่นก็เปรียบเสมือนกับ CLUTCH ตัดการทำงานระหว่างเครื่องยนต์ออกจากระบบถ่ายทอดกำลัง และโรเตอร์จึงกลายเป็นลักษณะของ FREE WHEELING UNIT แต่โรเตอร์ยังคงสามารถหมุนต่อไปได้อย่างอิสระ เช่นกับล้อรถจักรยานและเฮลิคอปเตอร์ สามารถทำการบินออตโตโรเตชั่นลงสู่พื้นดินได้โดยปลอดภัย ขณะเครื่องยนต์เกิดขัดข้องขณะบินในอากาศ คลัชชนิดนี้ จึงนิยมใช้มากในปัจจุบัน

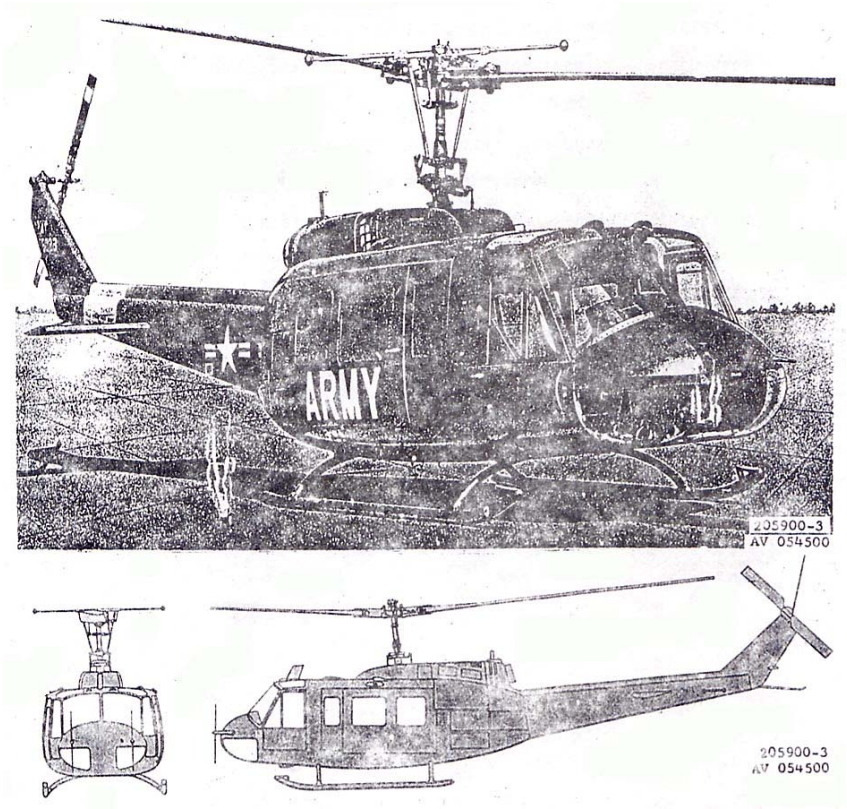
บทที่ ๖
ระบบโรเตอร์ (ROTOR SYSTEM)

๑. กล่าวโดยทั่วไป

ดังได้กล่าวมาแล้วว่า เฮลิคอปเตอร์ คืออากาศยานประเภทหนักกว่าอากาศชนิดยานโรเตอร์ สามารถลอยตัวและบินอยู่ในอากาศได้ ก็เนื่องมาจากมีกำลังมาขับเคลื่อนโรเตอร์ให้หมุนอยู่ ตอนบนจนเกิดแรงยกตัวเองได้ และบังคับทิศทางโดยการเปลี่ยนมุมเอียงของโรเตอร์ จากที่กล่าวมานี้จึงเห็นได้ว่าระบบโรเตอร์มีความสำคัญอย่างยิ่งยวด และเป็นอุปกรณ์หลักซึ่งเฮลิคอปเตอร์จะขาดเสียไม่ได้เลย ดังนั้นช่างเฮลิคอปเตอร์จำเป็นจะต้องเรียนรู้และเข้าใจเกี่ยวกับระบบโรเตอร์พอสมควรเกี่ยวกับหน้าที่ , ชิ้นส่วนต่างๆ และการทำงานของมัน ดังจะได้กล่าวถึงรายละเอียดต่อไป

๒. การจัดแบ่งประเภทของโรเตอร์ ตามลักษณะการติดตั้งเข้ากับเฮลิคอปเตอร์มี ๕ ประเภท ดังนี้

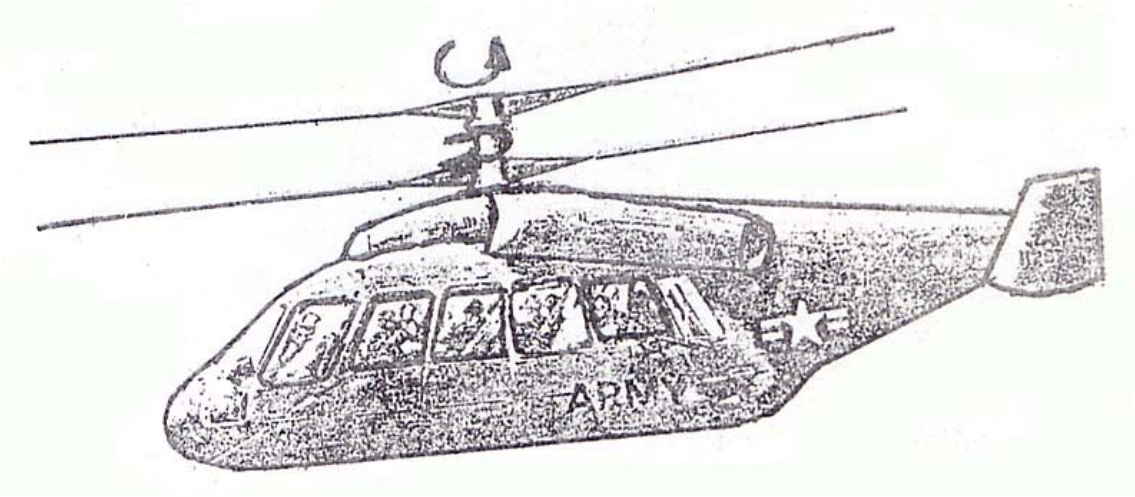
๒.๑ SINGLE ROTOR (โรเตอร์เดี่ยว) หมายถึง เฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งโรเตอร์เดี่ยวนั้นต้องมีโรเตอร์ใหญ่ หรือโรเตอร์หลัก (MAIN ROTOR) ๑ ชุด และโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) ๑ ชุด โรเตอร์ใหญ่มีหน้าที่หลักในการจัดหาแรงยกและแรงฉุดให้กับเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งเปรียบเสมือนกับชุดใบพัดและปีกของอากาศยานปีกตึง (FIXED WING AIRCRAFT) ทั่วๆ ไป ส่วนโรเตอร์หางจะทำหน้าที่เป็นตัวแก้แรงบิด (TORQUE) ที่เกิดจากโรเตอร์ใหญ่ และบังคับทิศทางการบินด้วย



รูปที่ ๙๑ SINGLE ROTOR

๒.๒ JETOR ROTOR OR ROCKET ROTOR เป็นโรเตอร์ที่ใช้ติดตั้งกับเฮลิคอปเตอร์ในสมัยเริ่มแรก และวิวัฒนาการนานมาแล้วโดยที่โรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) จะติดตั้งเครื่องยนต์เจ็ตหรือ ROCKET ขนาดเล็กไว้บนโรเตอร์เพื่อเป็นตัวขับหมุนโรเตอร์ใหญ่ ส่วนด้านโรเตอร์หางนั้นไม่มี จะมีก็เป็นเพียงชุด VERTICAL FIN และ RUDDER คล้ายกับอากาศยานปีกตึง เนื่องจากโรเตอร์ประเภทนี้ยุ่งยากในการบังคับด้านหน่วยกำลังเครื่องยนต์จึงยกเลิกใช้และไม่นิยมใช้ในเวลาต่อมา

๒.๓ CO – AXIAL ROTOR (โรเตอร์คู่ซ้อนกัน) หมายถึง ประเภทของโรเตอร์ที่ติดตั้งเข้ากับเฮลิคอปเตอร์ที่มีโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) ๒ ชุด ติดตั้งเรียงซ้อนกันในแนวดิ่ง หรือโรเตอร์บนและโรเตอร์ล่างในแกนเพลาขับโรเตอร์ที่ซ้อนกัน และโรเตอร์ทั้ง ๒ จะหมุนสวนทางกัน ดังนั้นแรงบิด (TORQUE) ที่เกิดขึ้นกับโรเตอร์ทั้ง ๒ จะกำจัดซึ่งกันและกัน จึงไม่จำเป็นต้องมีโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) ในเฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งโรเตอร์ประเภทนี้ ปัจจุบันไม่ค่อยนิยมใช้เพราะมีความยุ่งยากและสลับซับซ้อนในการสร้างและการแผนแบบ

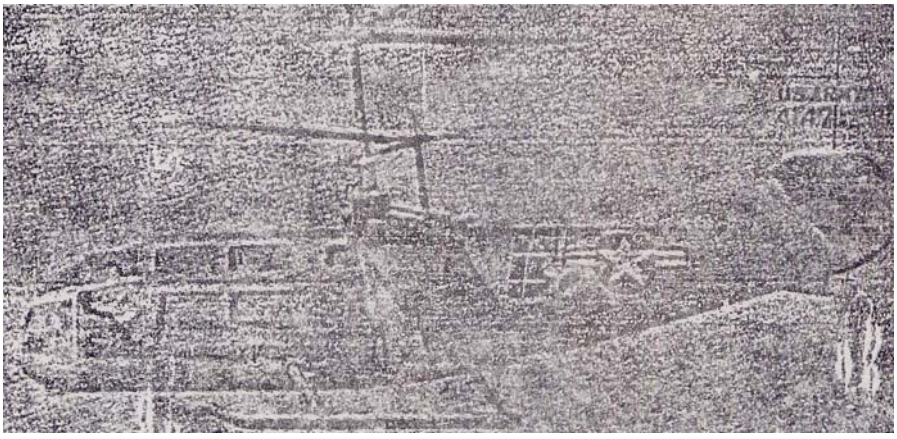


รูปที่ ๙๒ CO-AXIAL ROTOR

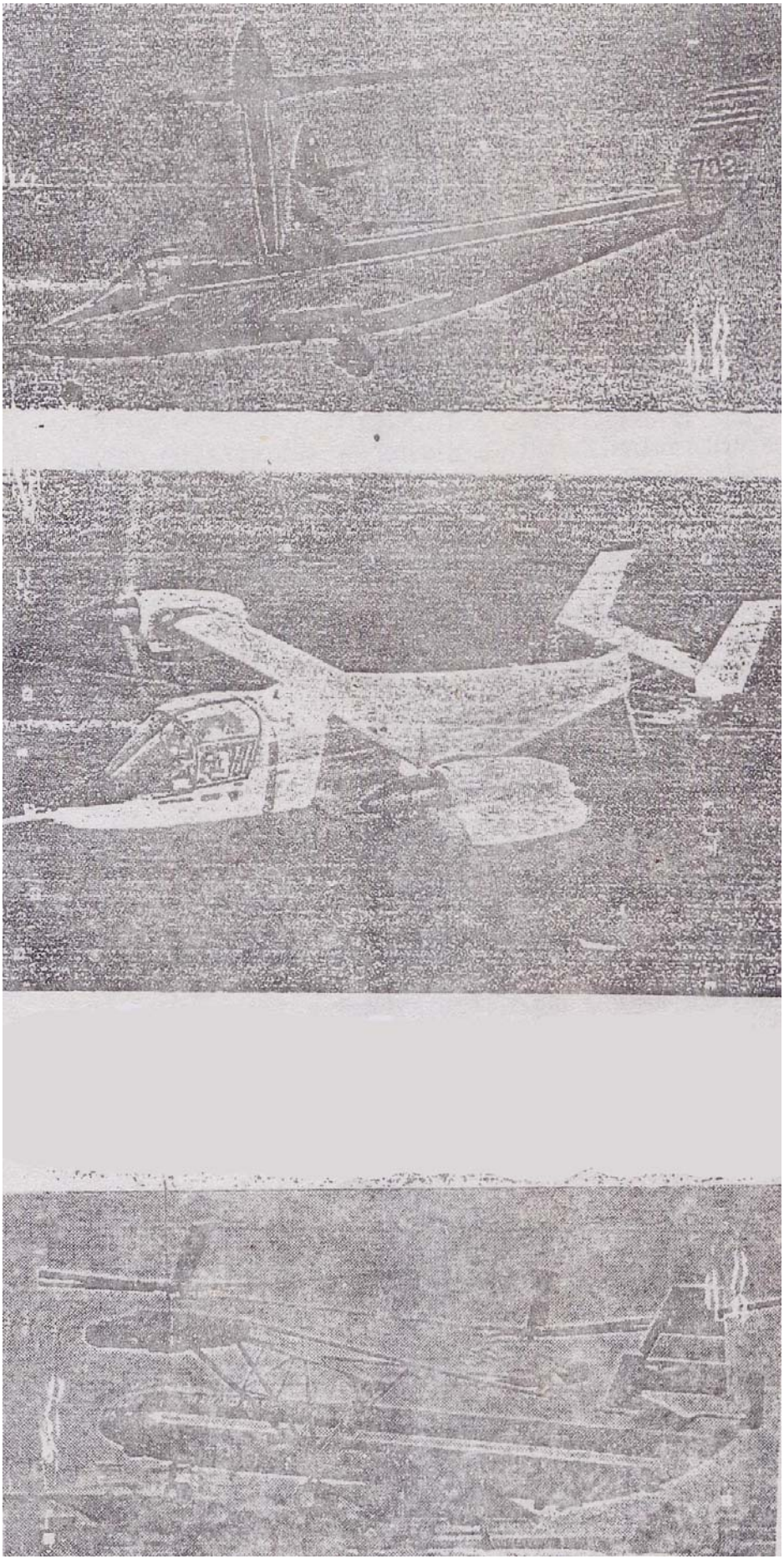
๒.๔ TANDEM ROTOR (โรเตอร์คู่เรียงกันทางหน้า – หลัง) หมายถึง ประเภทของโรเตอร์ที่ติดตั้งเข้ากับเฮลิคอปเตอร์โดยมีโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) ๒ ชุด โดยการติดตั้งเรียงกันทางด้านหน้าและหลังของเฮลิคอปเตอร์หรือจะเรียกว่าโรเตอร์หน้า และโรเตอร์หลัง แต่โรเตอร์ทั้งสองจะหมุนสวนทางกัน แรงบิดที่เกิดจากโรเตอร์ทั้ง ๒ จะกำจัดซึ่งกันและกัน นิยมนำมาใช้กับเฮลิคอปเตอร์ขนาดใหญ่ในปัจจุบัน เช่น VERTOL (H-21) และ CHINOCK (CH-47)

รูปที่ ๙๓ TANDEM ROTOR

๒.๕ SIDE-BY-SIDE ROTOR (โรเตอร์คู่เรียงกันทางซ้าย – ขวา) หมายถึง โรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) ๒ ชุดติดตั้งเข้ากับเฮลิคอปเตอร์เรียงกันในทางข้างหรือทางระนาบทางซ้ายและขวาโรเตอร์ทั้งสองจะหมุนสวนทางกัน แรงบิด (TORQUE) ที่เกิดขึ้นจากโรเตอร์ทั้ง ๒ จะกำจัดซึ่งกันและกัน จึงไม่จำเป็นต้องมีโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) เช่น H-43B (ฮ.๕)



รูปที่ ๙๔ SIDE-BY-SIDE ROTOR



B. ROTOR CHARACTERISTICS

ALL ROTORS

Articulated Rotors	Rigid Rotors
Feather	Feather
Flap	No Flap
Drag or No Dragging	No Dragging

1. ARTICULATED ROTOR CHARACTERISTICS

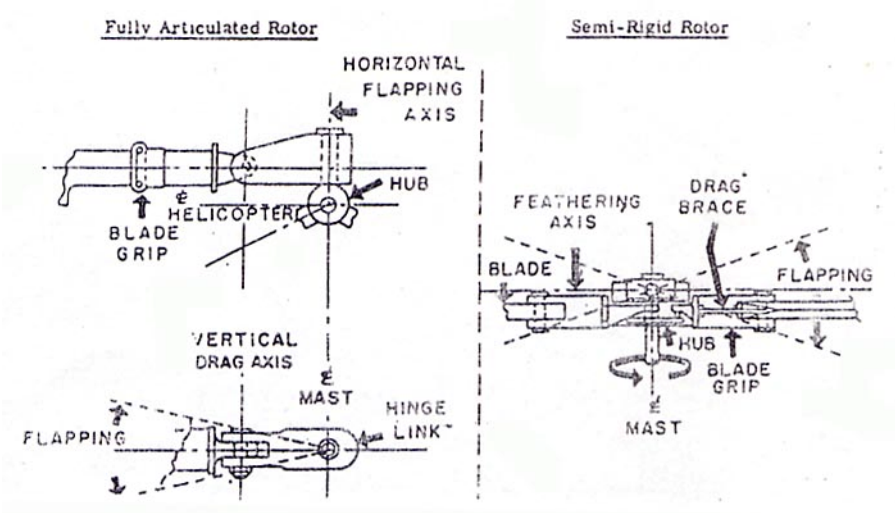
ARTICULATED ROTORS

Fully Articulated	Semi – Rigid
Flap and Drag (each blade is hinged and is independent of the other)	Flap Only (The blades and hub are fixed together and flap only as a unit)

๓. ประเภทของโรเตอร์ ที่แบ่งออกตามลักษณะของการทำงาน (ROTOR CHARACTERISTICS) แบ่งออกได้เป็นประเภทใหญ่ๆ ได้ ๒ ประเภท คือ ARTICULATED ROTORS และ RIGID ROTOR

๓.๑ ARTICULATED ROTOR (โรเตอร์ที่มีการทำงานอ่อนตัวได้) เป็นโรเตอร์ที่สามารถมีการทำงานที่มีลักษณะในการอ่อนตัวได้โดยการยอมให้กลีบใบพัด (ROTOR BLADES) สามารถกระพือ (FLAPPING) ขึ้น – ลง และส่ายตัวทางระนาบ (HUNTING) ได้หรือไม่ก็ได้ ขณะโรเตอร์อยู่ระหว่างการหมุน แบ่งออกได้เป็น ๒ ชนิด

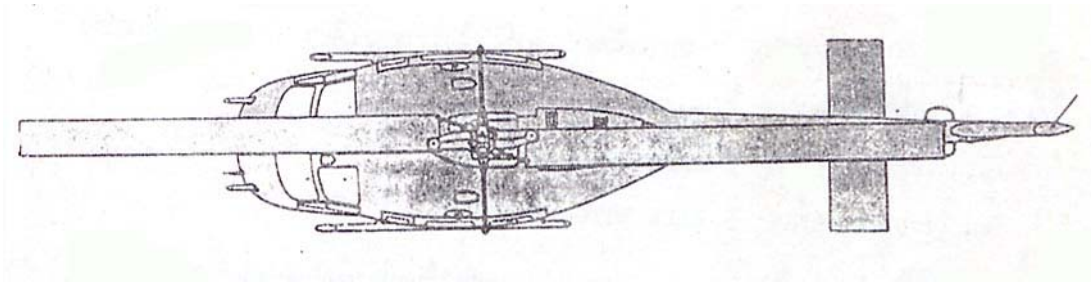
๓.๑.๑ FULLY ARTICULATED ROTOR หมายถึง โรเตอร์ (ROTOR) ที่ยอมให้กลีบใบพัด (ROTOR BLADE) แต่ละใบจะสามารถกระพือและส่ายตัวได้อย่างเป็นอิสระ แก่กัน โรเตอร์ชนิดนี้มักจะใช้กับเฮลิคอปเตอร์ขนาดใหญ่ สำหรับบรรทุกสัมภาระได้มากๆ เช่น H-34 C&D , S-58T , CH-3 , (JOLLY GREEN) CH-53 เป็นต้น ฯลฯ เป็นโรเตอร์ที่นิยมใช้มากในปัจจุบัน



รูปที่ ๙๕

รูปที่ ๙๖

๓.๑.๒ SEMI - RIGID ROTOR (โรเตอร์แบบกึ่งแข็ง) หมายถึง โรเตอร์ (ROTOR) ที่ยอมให้กลีบใบพัด (ROTOR BLADE) กระพือขึ้น – ลง (FLAPPING) ได้ แต่จะกระพือได้อย่างไม่เป็นอิสระ นั้นคือ ถ้ากลีบใบพัดใบหนึ่งกระพือขึ้นอีกใบหนึ่งจะต้องกระพือลงในลักษณะกระดานหก (SEE - SAW) กลีบใบพัดก็ไม่สามารถจะเกิดการส่ายตัวทางระนาบ (HUNTING) ได้ โรเตอร์แบบนี้จะสามารถติดตั้งกลีบใบพัดได้เพียง ๒ ใบเท่านั้น เช่น UH-1 B , C , D , E , F , G , L , M , N , BELL 212 เป็นต้น ฯลฯ เป็นโรเตอร์ที่นิยมใช้มากในปัจจุบันเช่นกัน



รูปที่ ๙๗

๓.๒ RIGID ROTOR (โรเตอร์แบบแข็งตัว) หมายถึง โรเตอร์ที่ไม่ยอมให้กลีบใบพัด (ROTOR BLADE) เกิดการกระพือ (FLAPPING) ได้ ทั้งยังไม่ยอมให้กลีบใบพัดเกิดการส่ายตัวทางระนาบ (HUNTING) ได้ โรเตอร์แบบนี้ไม่นิยมนำมาใช้ในปัจจุบัน

<u>หมายเหตุ</u> โรเตอร์ (ROTORS) ที่นิยมนำมาใช้กับเฮลิคอปเตอร์ในปัจจุบันมีเพียง ๒ ชนิดเท่านั้น คือ แบบ FULLY ARTICULATED ROTOR และ SEMI-RIGID ROTOR เท่านั้น

ALL ROTOR CHARACTERISTICS

(การเปรียบเทียบลักษณะการทำงานของโรเตอร์แบบต่างๆ)

<u>ARTICULATED ROTOR</u>	<u>RIGID ROTOR</u>
- FEATHER	- FEATHER
- FLAP	- NO FLAPPING
- HUNT (DRAG) OR NO HUNTING	- NO HUNTING , OR NO DRAGGING

ARTICULATED ROTORS

<u>FULLY ARTICULATED ROTOR</u>	<u>SEMI-RIGID ROTOR</u>
- HUNT (LEAD AND LAG)	- NO HUNTING
- FLAP	- FLAP (SEE-SAW)
(EACH BLADES IS HINGED AND INDEPENDENT OF THE OTHER)	(THE BLADES AND HUB ARE FIXED TOGETHER AND FLAP ONLY AS A UNIT)
- 3 BLADES OR MORE	- 2 BLADES ONLY

๔. การจัดแบ่งระบบโรเตอร์ ของเฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งโรเตอร์เดี่ยว (SINGLE ROTOR) ระบบโรเตอร์ ROTOR SYSTEM ของเฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งโรเตอร์เดี่ยว (SINGLE ROTOR) โดยทั่วๆ ไปแล้ว จัดแบ่งออกเป็น ๒ ระบบคือ

๑. ระบบโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR SYSTEM)

๓. ระบบโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR SYSTEM)

๔.๑ ระบบโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR SYSTEM) เป็นอุปกรณ์หลักอันหนึ่งที่จำเป็นเพราะเป็นตัวจัดหาแรงยกและแรงฉุด (LIFT AND THRUST) เท่าที่จำเป็น สำหรับที่จะทำให้เฮลิคอปเตอร์ลอยลำและสามารถบินไปได้ในอากาศ ในอากาศยานประเภทปีกติดลำตัว (FIXED WING AIRCRAFT) มีใบพัด (PROPELLER) ทำหน้าที่ทำให้เกิดแรงฉุด (THRUST) ไปข้างหน้า ส่วนปีก (WINGS) นั้นทำให้เกิดแรงยก (LIFT) แต่สำหรับเฮลิคอปเตอร์นั้นสามารถขึ้นลงในแนวดิ่งได้โดยมี MAIN ROTOR เป็นตัวจัดหาทั้งแรงยกและแรงฉุด ซึ่งแรงทั้งสองนี้สามารถจัดหาได้เกิดขึ้นได้ในขณะเดียวกัน คือถ้าบังคับให้เฮลิคอปเตอร์ลอยลำ (HOVERING) นักบินก็เพียงแต่บังคับมุมโรเตอร์เพื่อให้ได้รอบการหมุนต่อนาที (REVOLUTION

PER MINUTE) เพียงพอเพื่อเอาชนะ น้ำหนักของเฮลิคอปเตอร์เพื่อให้เกิดแรงยกให้เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวอยู่ได้เท่านั้น แต่ถ้าต้องการบินไปข้างหน้าเพื่อให้เกิดแรงยกให้เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวได้เท่านั้น แต่ถ้าต้องการบินไปข้างหน้า (DIRECTIONAL FLIGHT) โดยเปลี่ยนจากการลอยลำ (HOVERING) ต้องเอียง ROTOR DISC ไปข้างหน้าเพื่อให้ MAIN ROTOR จัดหาแรงฉุดไปข้างหน้า การเปลี่ยนท่าบินเช่นนี้เรียกว่า TRANSLATION FLIGHT และในขณะบินไปข้างหน้านี้ MAIN ROTOR จะจัดหาทั้งแรงยกและแรงฉุดในขณะเดียวกันและนอกจากจะเป็นตัวจัดหาแรงทั้งสองดังกล่าวแล้ว ยังเป็นตัวเปลี่ยนทิศทางการบินโดยการเอียง ROTOR DISC ไปในทิศทางตามต้องการ โดยบังคับที่ CYCLIC CONTROL STICK (ดูรูปที่ ๒๑)

๔.๒ ระบบโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR SYSTEM) ความมุ่งหมายหลัก (MAIN PURPOSE) ก็เพื่อทำหน้าที่เป็นตัวแก้แรงบิดที่เกิดขึ้นจาก MAIN ROTOR (COUNTERACT TORQUE FROM MAIN ROTOR) และนอกจากนี้ยังทำหน้าที่บังคับทิศทางการบินของเฮลิคอปเตอร์อีกด้วย โดยการบังคับที่กระเดื่องเท้า (PEDAL) เพื่อให้มุมของกลีบใบพัดหาง (TAIL ROTOR BLADE) เปลี่ยนไปซึ่งเป็นการเพิ่มหรือลดแรงฉุดให้กับโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR THRUST) เพื่อต่อต้านแรงบิดของโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) นั่นเอง

ดุมใบพัดใหญ่
(MAIN ROTOR HEAD OR MAIN ROTOR HUB)

ดุมใบพัดใหญ่

MAIN ROTOR HEAD OR HUB ที่ใช้กันปัจจุบันและในวงการทหารทั่วๆ ไปส่วนมากมีใช้เพียง ๒ ชนิด คือ

๑. FULLY ARTICULATED TYPE (ฮ.แบบ H-34 , S-58T)

๒. SEMI-RIGID TYPE (ฮ.แบบ UH-1 , OH-13 , BELL 212)

FULLY ARTICULATED TYPE ROTOR แบบนี้ยอมให้ MAIN ROTOR BLADE แต่ละใบเคลื่อนที่เป็นอิสระแก่กัน โดยที่ ROTOR BLADE อันหนึ่ง เคลื่อนที่ขึ้น – ลง ROTOR BLADE ใบอื่นๆ จะไม่เคลื่อนที่ขึ้น – ลงด้วย หรืออาจเคลื่อนที่ไปพร้อมๆ กันทั้งหมดได้ กล่าวคือเราสามารถเพิ่มหรือลดมุมปะทะของ ROTOR BLADE ทั้งชุดได้พร้อมๆ กัน หรืออาจจะเปลี่ยนมุมปะทะของ ROTOR แต่ละใบสามารถ ส่ายตัวทางข้างรอบแกน VERTICAL HINGE คือส่ายตัวไปทางหน้าและหลัง (HUNTING หรือ LEAD AND LAG) และนอกจากนี้ยอมให้ ROTOR BLADE แต่ละใบสามารถที่ตะกระพือ ขึ้น และ ลง รอบแกน HORIZONTAL HINGE ได้ (FLAPPING)

MAIN ROTOR BLADE แบบ FULLY ARTICULATED TYPE นี้จะมี ROTOR BLADE ตั้งแต่ ๓ ใบขึ้นไป

SEMI-RIGID TYPE ROTOR HEAD แบบนี้มี ROTOR BLADE ยึดติดกับ ROTOR HUB , ROTOR BLADE จะกระพือขึ้น – ลง ได้ทั้งชุดนั่นหมายความว่า ROTOR BLADE จะเคลื่อนตัวขึ้น – ลง ได้ในขณะที่ ROTOR หมุน ถ้า ROTOR BLADE ใบหนึ่งยกขึ้น อีกใบหนึ่งจะกดลง ROTOR HEAD แบบนี้ จะส่วยตัวไปทางหน้าและหลัง (HUNTING หรือ LEAD AND LAG) ไม่ได้ และจะมี ROTOR BLADE เพียง ๒ ใบเท่านั้น

๖. ระบบโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR SYSTEM) UH-1

ระบบ MAIN ROTOR ของเฮลิคอปเตอร์แบบ UH-1 เป็นแบบ SEMI-RIGID TYPE จัดแบ่งออกเป็นพวกๆ STANDARD MAIN ROTOR GROUND ได้ดังนี้ (ดูรูป)

๑. MAIN ROTOR BLADE ๒ ใบ

๒. STABILIZER BAR WITH HYDRAULIC DAMPER

๓. SWASH PLATE AND SUPPORT

๔. SCISSORS AND COLLECTIVE SLEEVE

๕. INTERCONNECTING LINKS

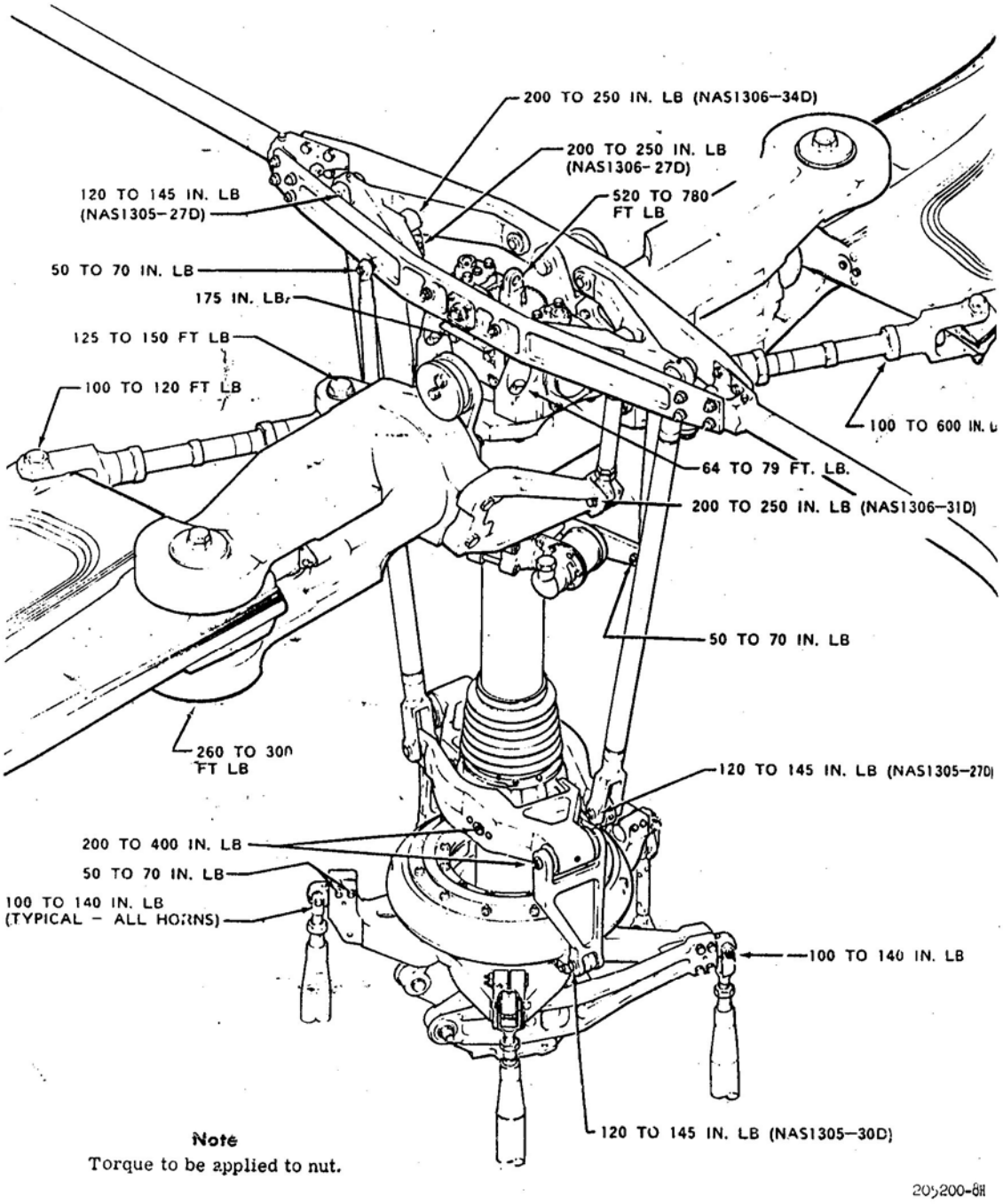


Figure 8-2. Rotor system torque values

รูปที่ ๙๘

SEMI-RIGID ROTOR

ระบบโรเตอร์ (ROTOR SYSTEM) ของเฮลิคอปเตอร์แบบ UH-1H นี้ถ้าแบ่งตามลักษณะการติดตั้งดังกล่าวมาแล้วจัดว่าเป็นโรเตอร์ชนิด SINGLE ROTOR ซึ่งประกอบด้วย

๑. โรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) ๑ ชุดประกอบด้วย BLADES ๒ ใบ

๒. โรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) ๑ ชุดประกอบด้วย BLADES ๒ ใบ

โรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) ประกอบด้วยชิ้นส่วนหลัก ๒ ส่วน คือ HUB AND BLADES และ ระบบโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR SYSTEM) ROTOR HEAD เป็นแบบ SEMI-RIGID TYPE , UNDER SLINGING AND PRECONING

SEMI-RIGID TYPE ROTOR HEAD คือ ROTOR HEAD แบบนี้เป็นแบบกึ่งเกร็งตัว สามารถจะกระดกขึ้นและลงได้โดย BLADE ใบหนึ่งกระดกขึ้นอีกใบหนึ่งจะกระดกลง (ONE UP AND OTHER ONE DOWN)

UNDER SLINGING คือการติดตั้งของ MAIN ROTOR นี้แขวนอยู่ภายใต้จุดหมุนคือใต้ HUB TRUNNION สามารถที่จะกระดกได้ในลักษณะกระดานหก (SEE-SAW) โดย TRUNNION นี้ยึดติดกับ HUB TRUNNION SPLINE หรือ UPPER SPLINE MAST ASSEMBLY

PRECONING (มุมยกของ BLADES) คือเมื่อประกอบ BLADES เข้ากับ HUB GRIP แล้วจะทำให้ BLADES ที่มุมยกขึ้นเล็กน้อย ประมาณ ๒ ๑/๒ - ๓ องศา

ส่วนประกอบต่าง ๆ ของระบบโรเตอร์ใหญ่และหน้าที่

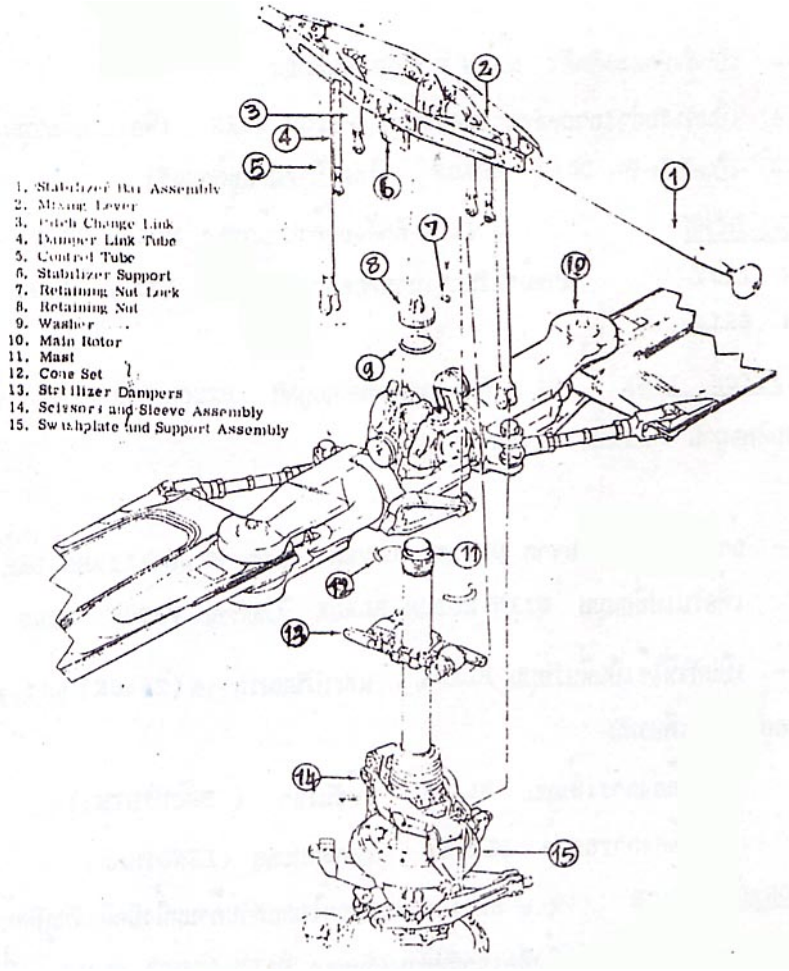
HUB ASSEMBLY เป็นที่ประกอบติดตั้งและยึด MAIN ROTOR BLADES ซึ่งมีส่วนประกอบที่สำคัญคือ YOKE และ GRIP สำหรับ YOKE นี้มี MACHINED SPLINE และมี GRIP สวมอยู่ทั้งสองข้างและยอมให้ GRIP หมุนได้โดยรอบ

TRUNNION เป็นที่ยึดและติดตั้งกับ MAST SPLINE ที่ HUB TRUNNION SPLINE หรือ TYPE SPLINE มีเดือยสวมเข้าไปใน BEARING ใน PILLOW BLOCK จึงเป็นจุดหมุนยอมให้ MAIN ROTOR BLADES กระดกได้ นอกจากนี้ยังเป็นตัวยึด STABILIZER BAR SUPPORT LOCK PLATE ยึดและติดตั้ง PILLOW BLOCK

PILLOW BLOCK (๒ ตัว) ยึดอยู่ระหว่าง HUB TRUNNION และ YOKE

- มี OIL RESERVOIR ติดตั้งอยู่ข้างบนเพื่อบรรจุหล่อลื่นใช้หล่อลื่น PILLOW BLOCK น้ำมันหล่อลื่นต้องเติมให้เต็มอยู่เสมอ

- เป็นตัวแก้การไม่สมดุลของ MAIN ROTOR ทาง CHORD WISE ด้วยการเพิ่มแหวนรอง (WASHER) ที่สลักยึด (BOLT) ตัวกลางของ PILLOW BLOCK ใช้แหวนรอง (WASHER) ๑๖ อันเป็นอย่างมาก



รูปที่ ๙๙

BLADE GRIP (๒ ตัว) ประกอบอยู่กับ YOKE แต่ละข้างโดยสวมอยู่รอบ MACHINE SPINE และหมุนได้โดยรอบ YOKE SPINDLE เพื่อเปลี่ยนมุมของ MAIN ROTOR BLADES การประกอบของ BLADE GRIP ทั้งสองตัว อยู่ห่างกัน ๑๘๐ องศา

หน้าที่

- เป็นตัวยึดและติดตั้ง MAIN ROTOR BLADES
- เป็นตัวรับการถ่ายทอดการบังคับจาก PITCH HORN เพื่อไปเปลี่ยนมุม MAIN ROTOR BLADES
- เป็นตัวยึดกับ DRAG BLADE โดย มีจุดยึดอยู่ด้านหลัง

PITCH HORN (๒ อัน) ติดตั้งอยู่ด้านหน้าของ BLADE GRIP เพื่อประกอบเข้ากับ PITCH LINK ทำหน้าที่รับกรถ่ายทอดการบังคับจาก PITCH LINK ส่งไปยัง BLADE GRIP

PITCH LINK (๒ อัน) ประกอบติดอยู่กับ PITCH HORN ข้างหนึ่งและอีกข้างหนึ่งประกอบติดอยู่กับ MIXING LEVER

หน้าที่

- ถ่ายทอดการบังคับจาก MIXING LEVER และ STABILIZER BAR ไปยัง BLADE GRIP เพื่อไปเปลี่ยนมุม MAIN ROTOR BLADE โดยผ่าน PITCH HORN

- เป็นตัวที่ใช้เป็นที่ปรับมุม BLADE และปรับแนวกวาด (TRACK) ของ MAIN ROTOR BLADE เมื่อไม่อยู่ในแนวเดียวกัน

- ต้องการเพิ่มมุม BLADE ให้ขันเข้า (SHORTHEN)

- ต้องการลดมุม BLADE ให้คลายออก (LENGTHEN)

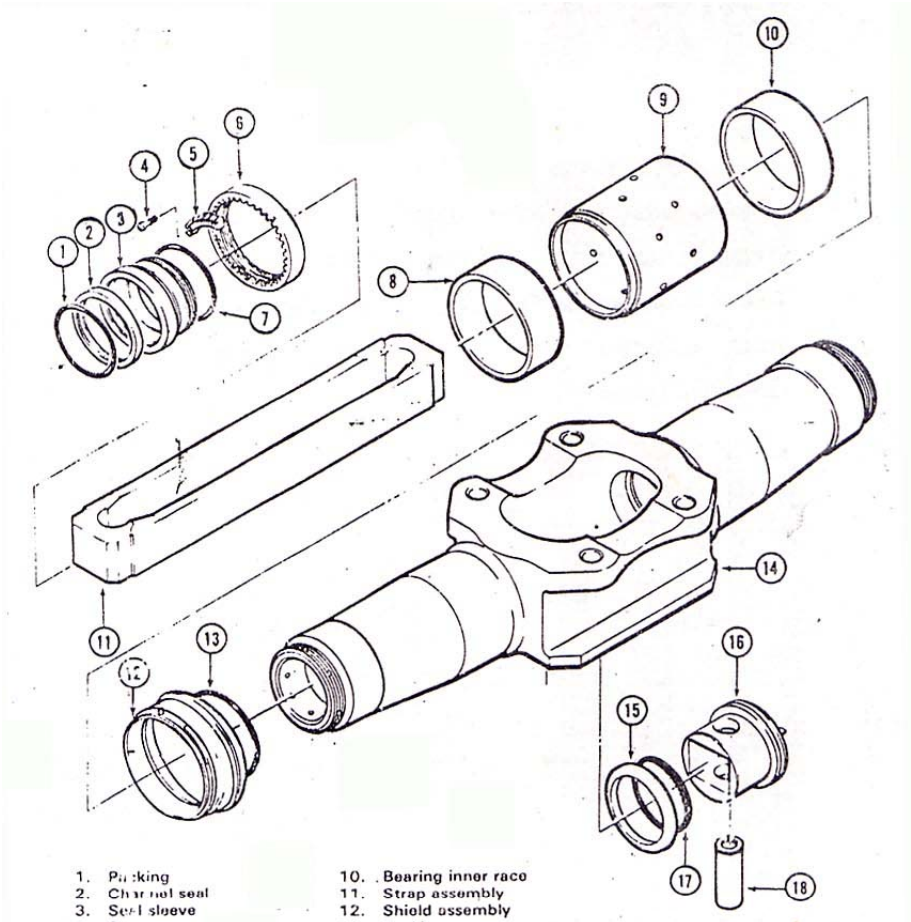
DRAG BRACE (๒ อัน) ประกอบอยู่โดยปลายด้านหนึ่งยึดติดกับหูยึดด้านหลังของ BLADE GRIP และปลายอีกด้านหนึ่งเข้ากับชายหลังของ MAIN ROTOR BLADE ที่ DRAG PLATE

หน้าที่

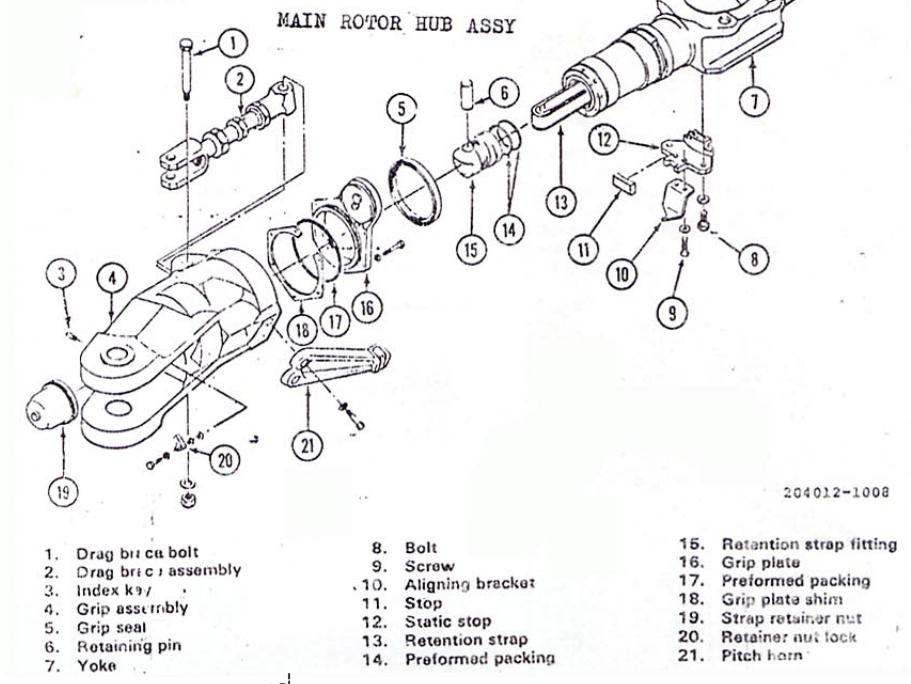
- เป็นตัวยึด MAIN ROTOR BLADE ไม่ให้เกิดการส่ายตัวไปทางด้านหน้าและหลัง

- เป็นตัวที่ใช้ปรับแนว MAIN ROTOR BLADES เพื่อให้ BLADES ทั้งสองให้อยู่ในแนวเดียวกัน (ALIGNMENT - MAIN ROTOR BLADES)

TENSION TORSION STRAP (t.t.strap) หรือ RETENTION STRAP ประกอบอยู่ภายใน HUB YOKE เป็น STAINLESS STEEL STRAP



รูปที่ ๑๐๐



รูปที่ ๑๐๐ MAIN ROTOR HUB ASSY

<u>หน้าที่</u>

- ต่อต้านแรงทางอากาศพลศาสตร์ (COUNTERACT AERODYNAMIC FORCE) ซึ่งแรงนี้จะพยายามทำให้มุมของ MAIN ROTOR BLADE เปลี่ยนไปในขณะหมุนผ่านอากาศ

- รับแรงหนีศูนย์ และถ่ายทอดไปยัง HUB (ABSORB CENTRIFUGAL FORCE AND TRANSFER TO HUB)

- ช่วยในการยึดแน่น BLADE GRIP กับ YOKE

<u>OUTBOARD RETENTION STRAP FITTING</u> (๒ อัน) ประกอบอยู่ทางปลายด้านนอกของ RETENTION GRIP และยึดกับ RETENTION STRAP ด้วย PIN ที่ FITTING มีเกลียวนอก และโผล่ออกมาจาก BLADE GRIP เพื่อยึดกับ BLADE GRIP RETENTION NUT STRAP RETENTION NUT บางทีเรียกว่า DOME NUT และ NUT นี้มี LOCK PLATE เป็นตัวห้ามไม่ให้คลายตัว

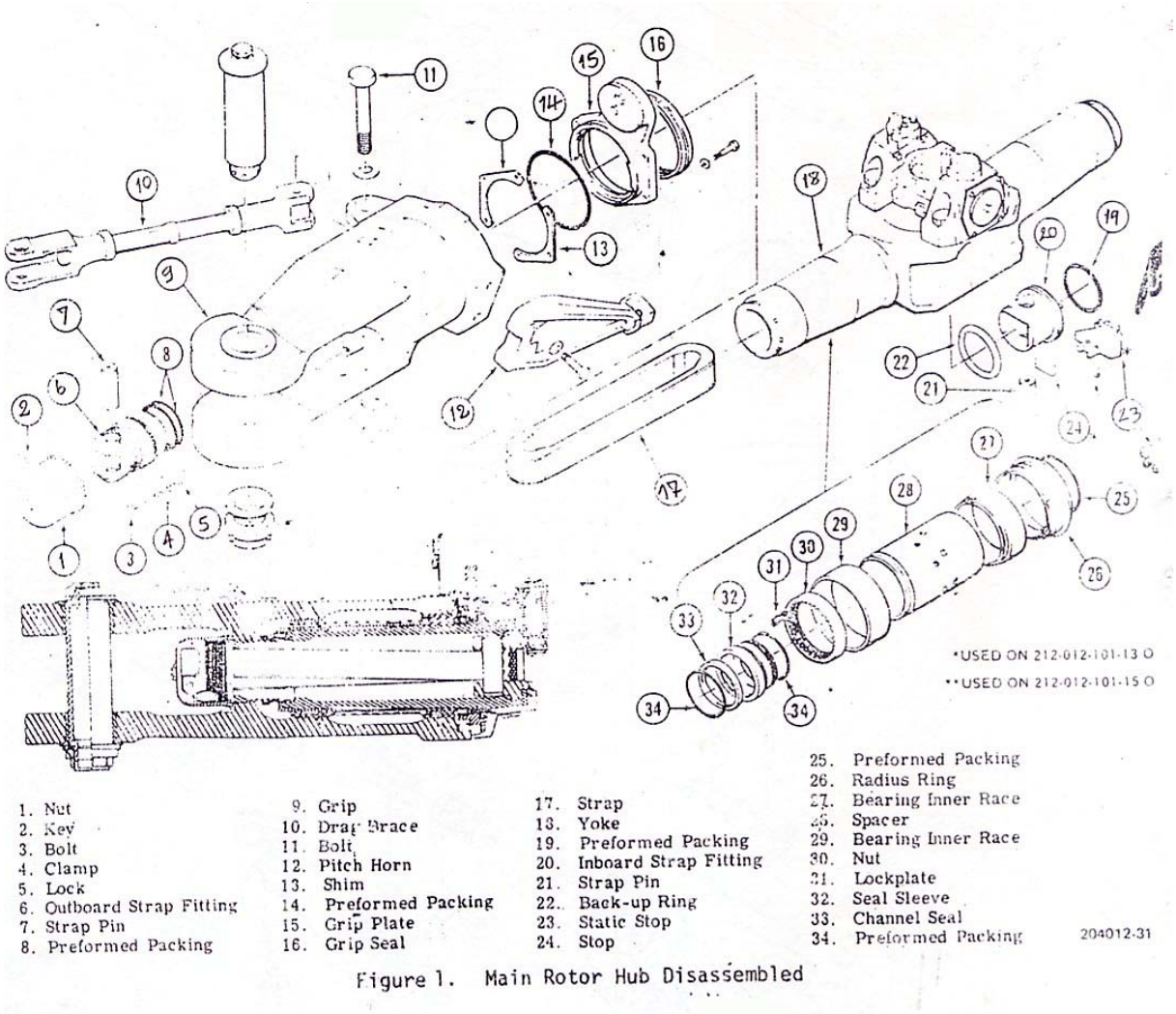


Figure 1. Main Rotor Hub Disassembled

รูปที่ ๑๐๑ MAIN ROTOR HUB ASSY

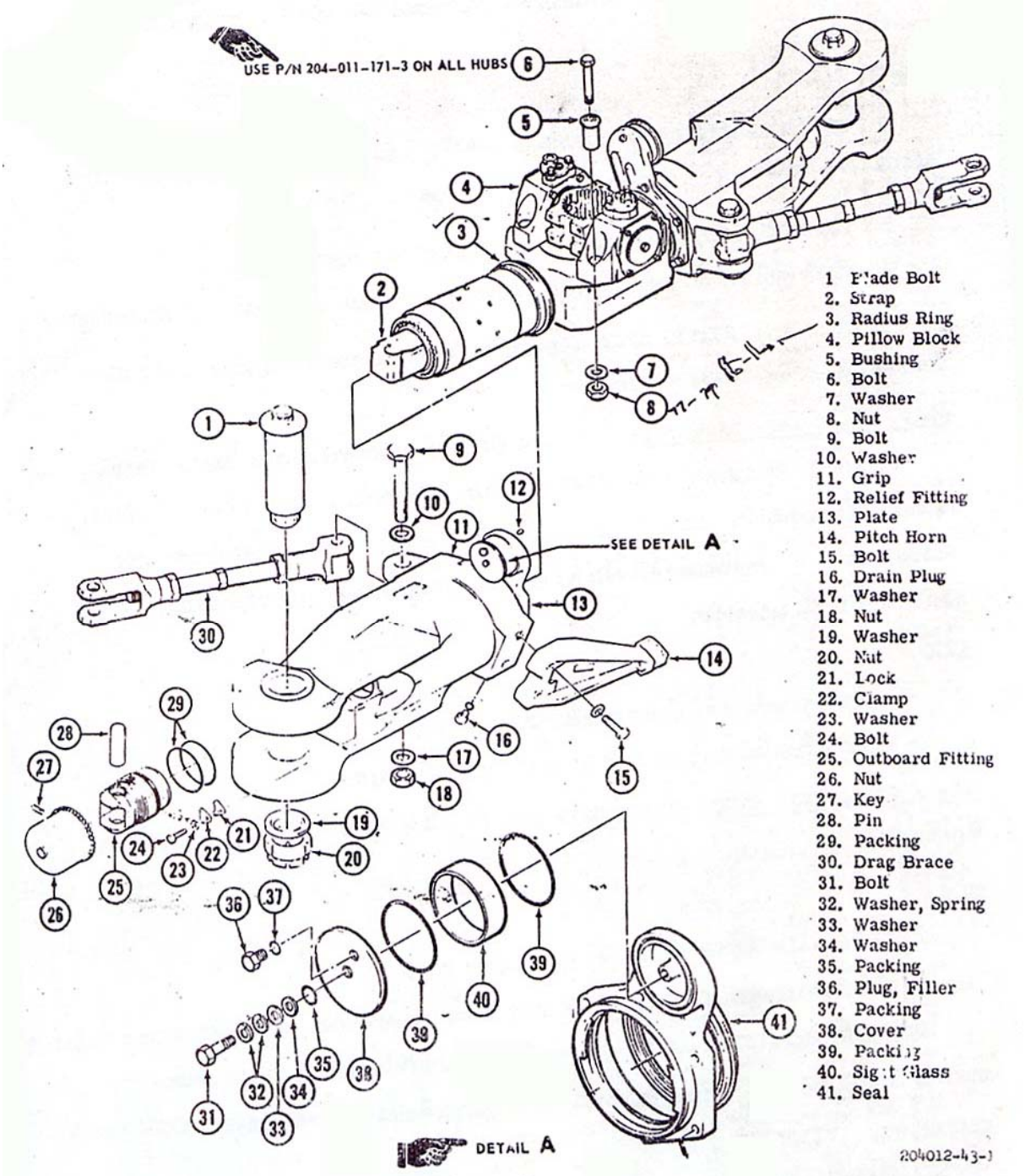


Figure 3-1. Hub Disassembly - Outboard Section

รูปที่ ๑๐๒

STATIC STOP (๒ อัน) ประกอบอยู่ทางด้านล่างของ HUB YOKE ทางด้านในใกล้ TRUNNION ข้างละอัน

หน้าที่

- ป้องกันการชำรุดเสียหายซึ่งจะเกิดขึ้นกับ MAST อันเนื่องมาจากการกระทบของ MAIN ROTOR HUB ASSEMBLY เมื่อ MAIN ROTOR BLADES กระดกขึ้น

- เป็นตัวห้าม (LOCK) INBOARD RETENTION STRAP FITTING

- เป็นตัวเพื่อใช้เทียบเคียงในการตั้งมุม BLADES โดยมี POINTER ประกอบอยู่ทางด้านล่างของ STATIC STOP ข้างละอัน การตั้งมุมโดยการเทียบเคียง POINTER SCRIBE MARK บน BLADE GRIP

GRIP PLATE AND RESERVOIR (๒ อัน) ประกอบอยู่ทางโคนของ BLADE GRIP ทั้งสองข้าง ตอนบนของ GRIP PLATE นี้มีกระเปาะพลาสติก (RESERVOIR) เพื่อบรรจุหล่อลื่นเพื่อใช้ในการหล่อลื่น RESERVOIR มีสลักยึด (BOLT) ประกอบอยู่ตรงกึ่งกลางของ RESERVOIR ต้องเติมหล่อลื่นให้มีระดับกึ่งกลางของเส้นศูนย์กลาง (CENTER LINE) ของสลักยึด (BOLT) ตลอดเวลา

หน้าที่

- เพื่อบรรจุหล่ออื่น เพื่อใช้ในการหล่อลื่น BLADE GRIP

- เป็นตัวเรือนเพื่อใช้ประกอบ GRIP SEAL และ O - RING

BLADE RETAINING BOLT (BLADE GRIP BOLT) มี ๒ ตัว ทำด้วย STEEL สามารถสับเปลี่ยนกันได้

หน้าที่

- เพื่อยึด MAIN ROTOR BLADE เข้ากับ BLADE GRIP

- เพื่อใช้ในการสมดุล MAIN ROTOR BLADES ทางด้านตามยาวของ BLADE (SPAN WISE BALANCE)

โดย BLADE RETAINING BOLT นี้กลวง จะมีรูไว้สำหรับใส่ฝอยตะกั่ว (LEAD WOOL) ก้อนตะกั่ว (LEAD SLUGS) หรือตะกั่วอย่างหนึ่งอย่างใดก็ตามเพื่อแก้การไม่สมดุลของ MAIN ROTOR BLADES ทาง SPAN WISE

STABILIZER BAR ประกอบติดอยู่กับ TRUNNION โดย STABILIZER BAR SUPPORT โดยประกอบอยู่เหนือ MAIN ROTOR BLADES และทำมุม ๙๐ องศากับ MAIN ROTOR BLADES (ประกอบขวาง MAIN ROTOR BLADES) ส่วนประกอบที่สำคัญมี CENTER FRAME , OUTER FRAME และ WEIGHT ซึ่ง WEIGHT นี้ประกอบอยู่ที่ปลายทั้งสองข้างของ BAR TUBE แต่ละข้างของ BAR FRAME มี CONTROL TUBE ต่อไปยัง DAMPER ซึ่งประกอบอยู่กับ MAST ที่ DAMPER SPLINE และมีชุด MIXING LEVEL ประกอบอยู่กับ BAR FRAME มี CONTROL TUBE ต่อจาก MIXING LEVEL ไปยัง SCISSOR LEVEL ซึ่งการบังคับจากระบบ CYCLIC CONTROL COLLECTIVE CONTROL จะถูกส่งผ่าน SCISSOR LEVEL

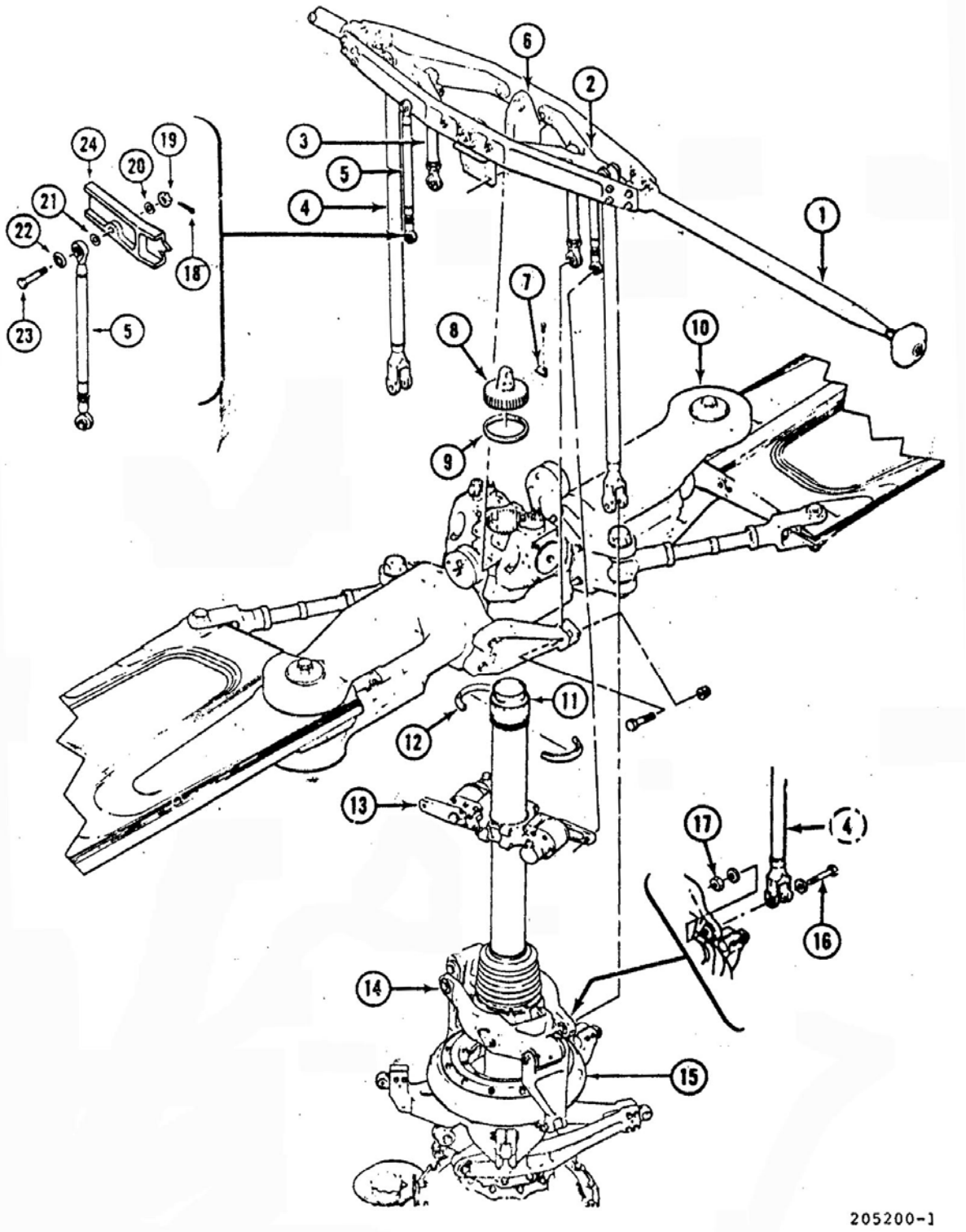


Figure 5-6. Main rotor group (Sheet 1 of 2)

รูปที่ ๑๐๓

การหมุนของชุด STABILIZER BAR จะรักษาการหมุนให้อยู่ในพื้นราบหรือพื้นระนาบการหมุนเดิมเสมอ KEEP IN ITS ORIGINAL PLANE OF ROTATION ซึ่งพื้นระนาบนี้จะตั้งได้ฉากกับ MAST และจะยึดหรือหน่วงเหนี่ยวให้ MAIN ROTOR หมุนอยู่ในพื้นระนาบการหมุนอันหนึ่งและเนื่องจาก STABILIZER BAR นี้มี CONTROL TUBE ต่อไปยัง DAMPER ซึ่ง DAMPER นี้เป็นตัวหน่วงเหนี่ยวชุด STABILIZER BAR โดยเหตุนี้ STABILIZER BAR จึงมีพื้นระนาบการหมุนเปลี่ยนแปลงไปช้ากว่าพื้นระนาบการหมุนของ MAIN ROTOR และจากผลแห่งแรงเฉื่อยของชุด STABILIZER BAR จึงทำให้เพิ่มเสถียรภาพในการบิน ของเฮลิคอปเตอร์ทุกสภาพการบินและในขณะทำการบินผาดโผน หรือเปลี่ยนท่าบินทันทีทันใดด้วย

<u>หน้าที่</u>

- เพื่อเพิ่มเสถียรภาพในการบินของเฮลิคอปเตอร์

<u>MIXING LEVEL</u> ประกอบติดอยู่กับ STABILIZER BAR โดยสลักยึด (BOLTS) ที่ CENTER FRAME

<u>หน้าที่</u>

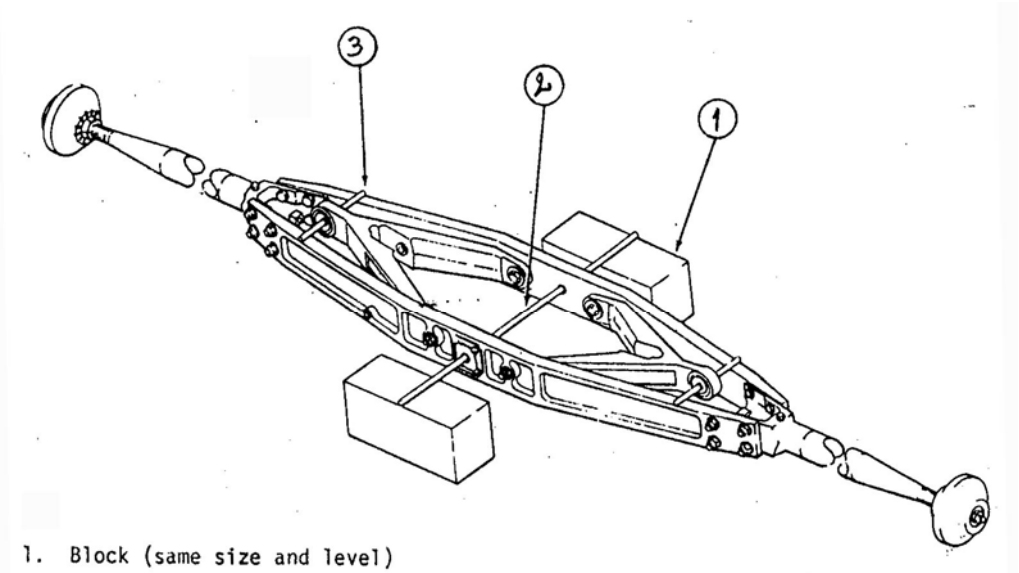
- เป็นจุดร่วมผสมการบังคับของระบบ CYCLIC CONTROL SYSTEM COLLECTIVE FITCH CONTROL SYSTEM และรวมการเคลื่อนที่ ที่เกิดจาก STABILIZER BAR ASSEMBLE ด้วย และ ถ่ายทอดการเคลื่อนที่ในการบังคับร่วมนี้ผ่าน PITCH LINK ไปยัง PITCH HORN ส่งต่อไปยัง BLADE GRIP เพื่อเปลี่ยนมุม BLADE ต่อไป

<u>HYDRAULIC DAMPER</u> (STABILIZER BAR DAMPER) มี ๒ อัน ประกอบอยู่กับ MAST ที่ DAMPER ADAPTER SPLINE DAMPER นี้ เป็นแบบ ROTARY VISCOUS TYPE DAMPER

<u>หน้าที่</u>

- ควบคุม MAST FOLLOWING TIME OF STABILIZER BAR ASSEMBLY

นั่นคือเป็นการควบคุมการทำงานของชุด STABILIZER BAR ให้ถูกต้องภายใน DAMPER จะบรรจุด้วย HYDRAULIC จนเต็ม มี INDICATOR PIN และ CAM MARK เพื่อตรวจสอบเวลา (CHECK OF TIMING) การตรวจสอบเวลาการทำงานกระทำได้โดยการดึง STABILIZER BAR ลงมาจนสุดข้างใดข้างหนึ่งแล้วดันกลับขึ้นไปอยู่ตำแหน่งกึ่งกลางโดยเร็ว ให้คอยสังเกตดู INDICATOR PIN ใน DAMPER (ดูรูป)



1. Block (same size and level)
2. Rod

   NOTE: Rod size should be just smaller than the inside diameter of the pivot bearing.

3. Rods

   NOTE: Rods must be of equal diameter and length.

Figure 6. Balancing Stabilizer Bar

รูปที่ ๑๐๔

การตรวจสอบการสมดุลของ STABILIZER BAR ASSY

MAST CONTROL ASSEMBLIES คือชุดบังคับที่ประกอบติดอยู่กับ MAST มีด้วยกัน ๓ ชุด คือ

๑. SWASH PLATE AND SUPPORT ASSEMBLY

๒. SCISSORS AND COLLECTIVE SLEEVE ASSEMBLY

๓. STABILIZER BAR ASSEMBLY

SWASH PLATE AND SUPPORT ASSEMBLY สร้างด้วยอลูมินั่มเจือ (ALUMINUM ALLOY) เป็นที่ติดตั้งและรองรับชิ้นส่วน ๓ ชนิด คือ

- GIMBAL RING
- SWASH PLATE
- COLLECTIVE LEVEL

GIMBAL RING สร้างด้วยเหล็กกล้า (STEEL)

หน้าที่

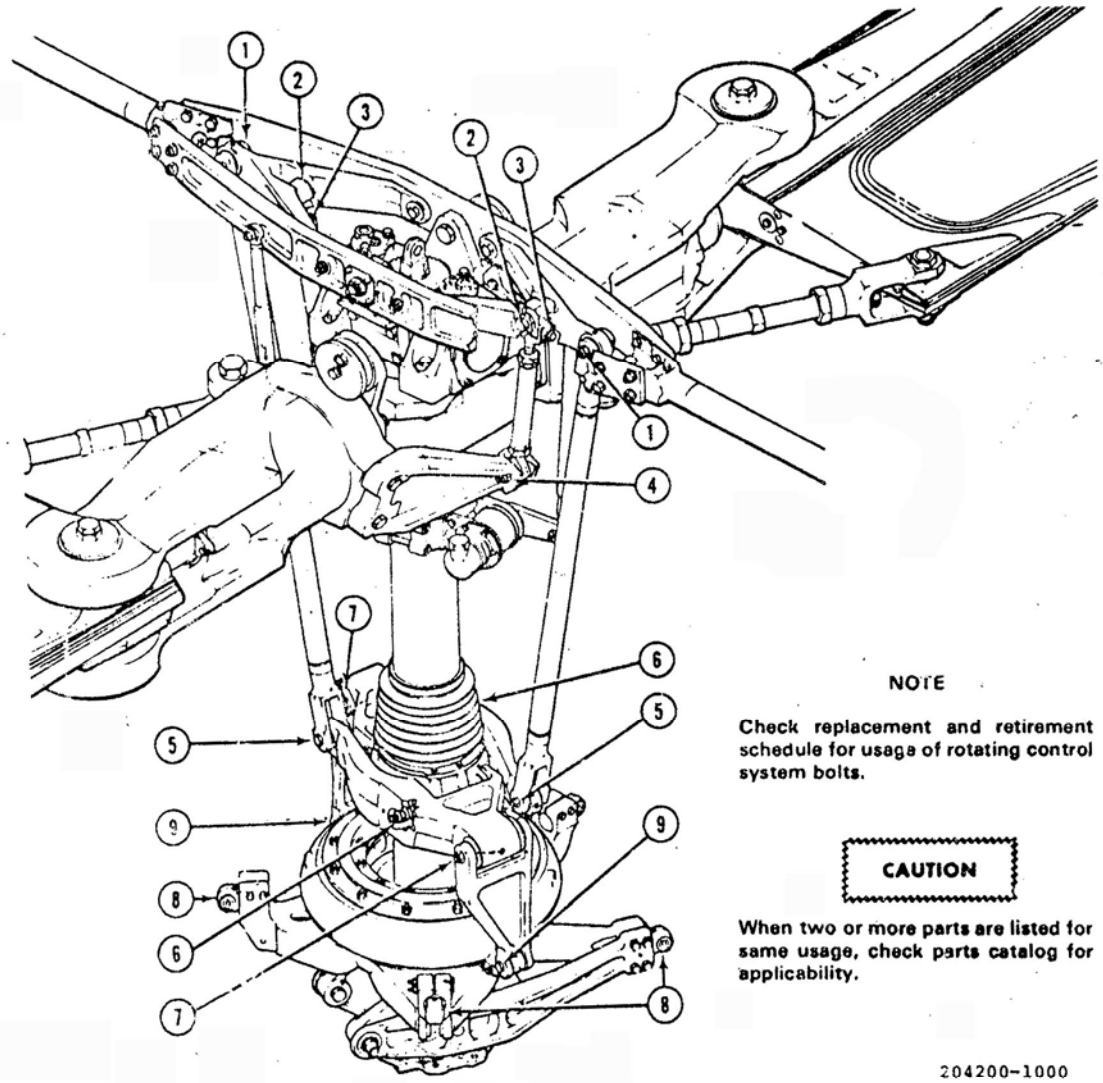
๑. ทำให้ชุด SWASH PLATE สามารถหมุนได้โดยอิสระรอบแกนทั้ง ๓ แกน คือ LONGITUDINAL , LATERAL AND VERTICAL (UNIVERSAL ACTION FOR SWASH PLATE)

๒. เป็นที่ติดตั้ง INNER RING ASSEMBLY ของชุด SWASH PLATE ASSEMBLY

ข้อควรสังเกต

เมื่อ ROTOR หมุน OUTER RING ASSEMBLY จะหมุนรอบแกน VERTICAL แต่ GIMBAL RING ASSEMBLY นั้น ยึดติดกับ INNER RING ASSEMBLY และประกอบอยู่กับ GIMBAL RING ซึ่งมีแกนยอมให้หมุนได้ ๒ แกนคือ LONGITUDINAL และ LATERAL จึงทำให้ชุด SWASH PLATE ASSEMBLY เคลื่อนที่รอบแกนทั้ง ๓ แกนในคุณสมบัติของ UNIVERSAL ACTION SWASH PLATE ASSEMBLY ประกอบด้วย SWASH PLATE - INNER RING AND SWASH PLATE OUTER RING สวมอยู่โดยรอบ MAST

SWASH PLATE - INNER RING สร้างด้วย CAST ALUMINUM ALLOY HORN ๓ อัน สำหรับต่อเข้ากับระบบ CYCLIC CONTROL ๒ อัน และสำหรับต่อเข้ากับระบบ SYNCHRONIZER ELEVATOR SWASH PLATE - OUTER RING ประกอบอยู่ด้านนอกของ INNER RING โดยมี BEARING อยู่ระหว่างกลาง ทำหน้าที่เปลี่ยนการบังคับจากระบบ CYCLIC FLIGHT CONTROL จากไม่มีการหมุนไปเป็นการหมุน (CHANGE NON – ROTATING CYCLIC CONTROL TO ROTATING CONTROL)



1. Bolt, NAS1305-27D
   Mixing Lever to Scissor Tube (2 Places)
2. Bolt, NAS1306-34D
   Universal to Mixing Lever (2 Places)
3. Bolt, NAS1306-27DH
   Pitch Link to Universal (2 Places)
4. Bolt, NAS1306-32D
   Pitch Horn to Pitch Link (2 Places)
5. Bolt, NAS1305-27D
   Scissor Tube to Scissors (2 Places)
6. Bolt, NAS464P8-90
   Scissors Pivot (2 Places)
7. Bolt, NAS464P8-69
   Scissors to Drive Link (2 Places)
8. Bolt, AN175-16 (3 Places)
   Cyclic Tubes to Swashplate (2 Places)
   Collective Tube to Collective Lever (1 Place)
9. Bolt, NAS1305-30D
   Drive Link to Swashplate (2 Places)

Figure 1-11. Mast control system bolts

รูปที่ ๑๐๕

TRUNNION AND BEARING ASSEMBLY

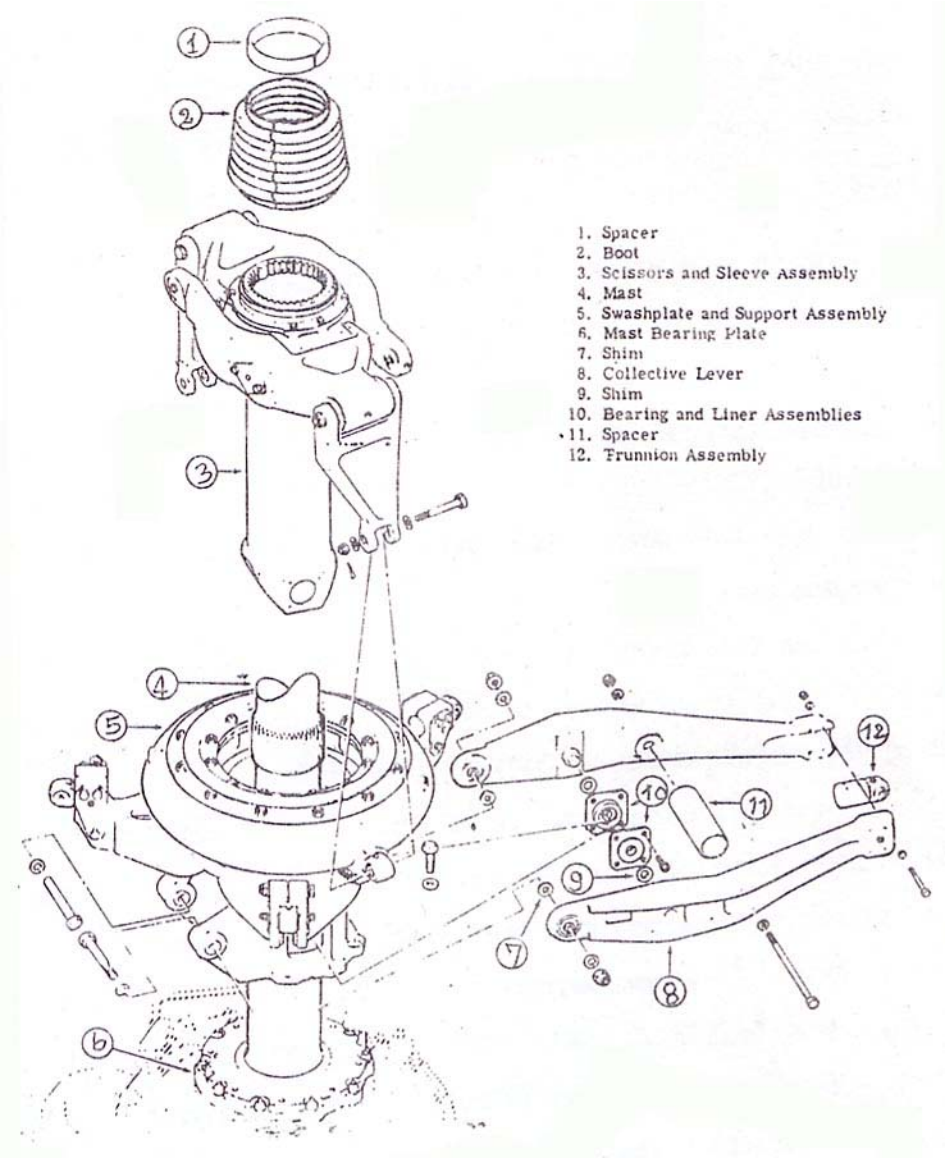
SWASH PLATE ASSEMBLY มี TRUNNION AND BEARING ASSEMBLY โดยมี ๓ อันอยู่ที่ HORN ของ INNER RING SWASH PLATE แต่ละ HORN เพื่อต่อเข้าระบบ CYCLIC CONTROL อีก ๒ อันอยู่ที่ OUTER RING SWASH PLATE เพื่อประกอบกับ DRIVE LINKS และอีก ๑ อันอยู่ที่ COLLECTIVE LEVEL เพื่อต่อเข้ากับระบบ COLLECTIVE PITCH CONTROL

SCISSORS AND COLLECTIVE SLEEVE ASSEMBLY ติดตั้งอยู่ด้านในของชุด SWASH PLATE ASSEMBLY โดยรอบ MAST ด้านล่างยึดโดย BEARING สามารถทำให้เคลื่อนที่ขึ้นลงได้โดยการบังคับ COLLECTIVE LEVEL ด้านบนยึดติดกับ SCISSORS ซึ่งชุด SCISSORS นี้ประกอบอยู่กับ HUB ASSEMBLY ซึ่งประกอบอยู่กับชุด BEARING ASSEMBLY อีกทีหนึ่งและสามารถหมุนได้โดยรอบ SLEEVE ฉะนั้นเมื่อ MAST หมุนโดยการเชื่อม (ENGAGED) ของ MAST DRIVING SPLINE (SPLINE หมายเลข ๑) กับ MAST DRIVING ADAPTER UPPER STAGE PLANETARY GEAR ASSEMBLY ก็จะทำให้ชุด SCISSORS ซึ่งประกอบอยู่กับ HUB หมุนไปด้วย ชุด SCISSORS และ HUB นี้ เชื่อมกับ MAST ที่ SPLINE หมายเลข ๒ ชุด SCISSORS นี้มี DRIVE LINKS ASSEMBLY ต่อไปยัง OUTER RING ASSEMBLY ก็จะทำให้ OUTER RING ASSEMBLY หมุนไปด้วย

COLLECTIVE LEVEL HALVES ที่อยู่ ๒ อัน ประกอบเป็นชุดอยู่ด้วยกันโดยปลายข้างหนึ่งของแต่ละอัน ยึดติดกับ SUPPORT ASSEMBLY และปลายอีกข้างหนึ่งของแต่ละอันยึดติดกับ TRUNNION AND BEARING ซึ่งมีไว้ประกอบกับ COLLECTIVE SERVO CYLINDER CONTROL TUBE

COLLECTIVE HUB ประกอบอยู่ตอนบนของ COLLECTIVE SLEEVE สามารถหมุนได้โดยรอบ COLLECTIVE SLEEVE โดยอาศัย BEARING ทำหน้าที่เปลี่ยนการบังคับจากการไม่หมุนของ COLLECTIVE PITCH CONTROL ไปเป็นการหมุน (CHANGE NON – ROTATING CYCLIC CONTROL TO ROTATING CONTROL)

COLLECTIVE HUB PLATE SET เป็นชิ้นส่วนที่ยึดติดกับ COLLECTIVE HUB ด้วย BOLTS และมี INNER SPLINE เชื่อมติดกับ SPLINE หมายเลข ๒ ของ MAST เป็นตัวหมุนขับ COLLECTIVE HUB ในชุด SCISSORS AND COLLECTIVE SLEEVE ASSEMBLY SCISSORS LEVERS (SCISSORS ASSEMBLY) เป็นตัวผสมหรือรวมการบังคับ (MIXING CONTROL) ของระบบ COLLECTIVE PITCH CONTROL AND CYCLIC CONTROL



รูปที่ ๑๐๖

DRIVE LINKS (LINK ASSEMBLY) ปลายข้างหนึ่งประกอบอยู่กับ TRUNNION AND BEARING ASSEMBLY ของ OUTER RING และ ปลายอีกข้างหนึ่งประกอบติดอยู่กับ SCISSORS

<u>ทำหน้าที่</u>

- หมุนขับ OUTER RING SWASH PLATE ASSEMBLY
- ถ่ายทอดการบังคับจากระบบ CYCLIC CONTROL ไปยัง SCISSORS LEVERS ได้กล่าวไว้แล้วข้างต้น

๗. การจัดแนวกลีบโรเตอร์ใหญ่ (ALIGNMENT OF BLADES – MAIN ROTOR) (ดูรูป)

๑. ถอด MAIN ROTOR โดยที่มี GRIP LINKS หมายเลข T 101402 ประกอบอยู่ด้วย (ตาม TM 55 – 1520 – 210 – 20)

๒. ถอด MAIN ROTOR พร้อมด้วย GRIP LINKS T 101402 ที่ประกอบไว้ ดังแสดงในรูปที่ ๖๑ จัดตำแหน่ง FLAP STOP หมายเลข T 101468 ไว้บนแต่ละข้างของ TRUNNION จัดรูปใน STOP ให้ตรงกับรูล่างของ TRUNNION แล้วใส่สลักยึด

๓. วาง MAIN ROTOR บน LEVEL BUILD UP BENCH หมายเลข T 101356 ซึ่งประกอบด้วย ADAPTER PLATE หมายเลข 101421 ใช้รองรับที่เหมาะสมเพื่อจัดตำแหน่งของ BLADES ให้ได้แนวตรงในระนาบของ PRECONE ANGLE คือทำมุม ๒ ๑/๒ ถึง ๓ องศากับ BLADE GRIP ตลอดความยาวของ

๔. วางเครื่องมือวัดมุม (PROTRACTOR) ตามแนวขวาง (CHRODWISE) บนผิวด้านบนของ YOKE ปรับเครื่องวัดมุมไว้ที่ศูนย์องศา (ZERO PROTRACTOR) วางเครื่องวัดมุมบนพื้นผิวที่เรียบ (MACHINE SURFACE) ของ GRIP ตามแนวขวางที่รูของ BLADE RETAINING BOLT ปรับ GRIP LINKS หมายเลข T 101502 เพื่อให้อ่านเครื่องวัดมุมได้ศูนย์องศา (ZERO READING ON PROTRACTOR) ให้กระทำเช่นเดียวกันนี้กับ GRIP ด้านตรงข้าม

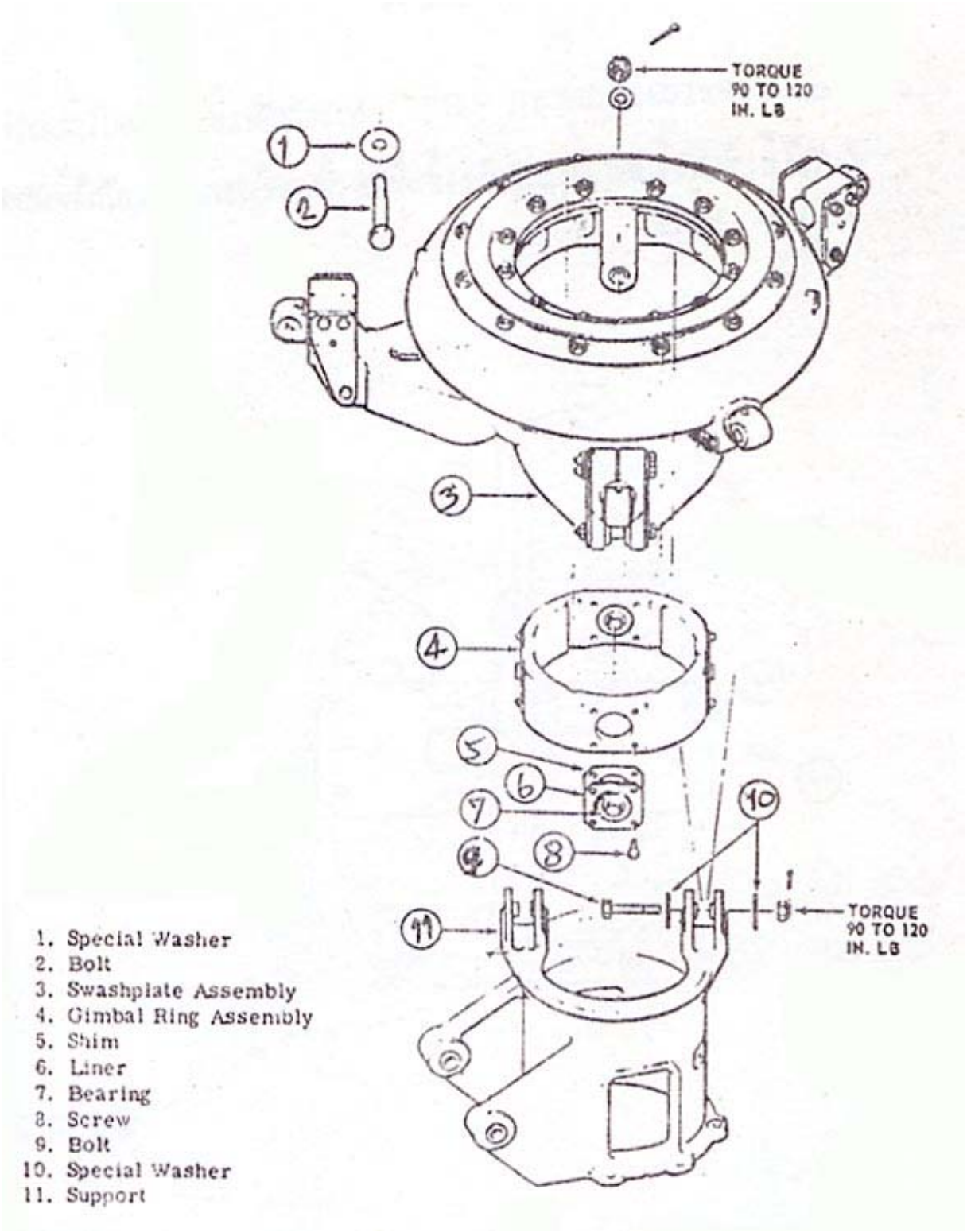
๕. วาง SUPPORT ASSEMBLY หมายเลข T 101400 และ SCOPLE ASSEMBLY หมายเลข T 101401 บน PILLOW BLOCKS เหนือ RESERVOIRS แล้วยึด SUPPORT
เข้ากับ PILLOW BLOCKS ให้แน่น

๖. ตรวจสอบกล้องให้ค่าการปรับเป็นศูนย์ (ZERO ADJUSTMENT) ดังนี้

๖.๑ มองผ่านกล้องไปที่วัตถุอันหนึ่งที่อยู่ห่างออกไปประมาณ ๕๐ ฟุต

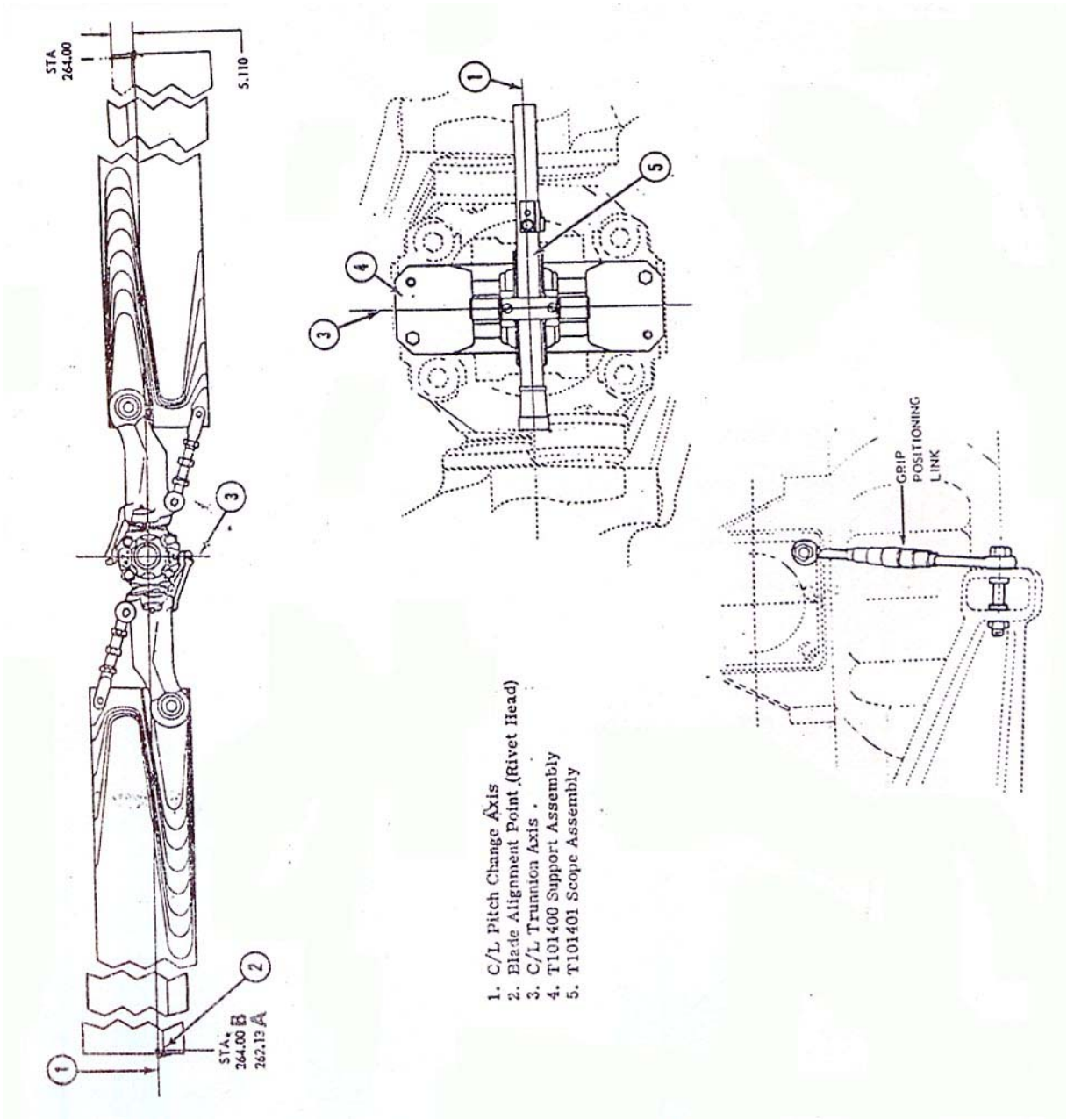
๖.๒ เขียนเส้นตรงในแนวดิ่ง (DRAW A STRAIGHT VERTICAL LINE) บนวัตถุนั้นให้ทับกับ VERTICAL CROSS HAIR ของกล้อง

๖.๓ คลาย CLAMP SCREW บน SUPPORT และหมุนกล้องไป ๑๘๐ องศา โดยหมุนรอบแกนลำกล้อง แล้วขันแน่น CLAMP SCREW


TORQUE
90 TO 120
IN. LB
1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
11
TORQUE
90 TO 120
IN. LB
1. Special Washer
2. Bolt
3. Swashplate Assembly
4. Gimbal Ring Assembly
5. Shim
6. Liner
7. Bearing
8. Screw
9. Bolt
10. Special Washer
11. Support

รูปที่ ๑๐๗

๖.๔ เส้น VERTICAL CROSS HAIR ควรทับเส้นที่เขียนไว้บนวัตถุนั้น ถ้าหากทับกันให้เขียนเส้นตรงในแนวดิ่งเส้นที่สองขึ้นมาใหม่บนวัตถุนั้นให้ทับกัน VERTICAL CROSS HAIR



รูปที่ ๑๐๘

๖.๕ ให้เขียนเส้นตรงในแนวดิ่งเส้นที่สามขึ้นระหว่างกึ่งกลางของเส้นตรงในแนวดิ่งเส้นที่หนึ่งและเส้นที่สองที่เขียนไว้ก่อนแล้วนั้น

๖.๖ ให้ปรับ SCREW ที่มีเครื่องหมาย “L” บนด้านข้างของกล้องให้เส้น VERTICAL CROSS HAIR ทับกับเส้นที่สามที่เขียนไว้

๖.๗ หมุนกล้องไป ๑๘๐ องศา และตรวจสอบดูว่าเส้น VERTICAL CROSS HAIR ทับกับเส้นที่สาม

๖.๘ ถ้าไม่ทับให้ทำตามวิธีการข้างต้นใหม่อีกจนได้ผลเป็นที่น่าพอใจ

๗. ทำการตรวจสอบแนว BLADE (BLADE ALIGNMENT) โดยการมองผ่านกล้องไปยังหัวของ SCREW (รูปที่) ซึ่งอยู่บนผิวด้านบนของปลาย BLADE หลังชายหน้าไปเล็กน้อย ปรับ DRAG BRACE ตามความจำเป็นเพื่อให้หัวของ SCREW ตรงกับเส้น VERTICAL CROSS HAIR ของกล้อง หลังจากทำการขันแน่น LOCK NUTS แล้วให้ตรวจสอบใหม่ ถ้าจำเป็นก็ให้ทำการปรับใหม่อีก เสร็จแล้วให้ขันแน่น LOCK NUTS ด้วยแรงบิด ๑๐๐ ถึง ๖๐๐ นิ้ว/ปอนด์

๘. กลับกล้องบนแท่นยึด แล้วทำการตรวจสอบและปรับ BLADE ใบที่อยู่ตรงกันข้าม

๙. เมื่อทำการตรวจสอบและปรับจนได้แนว BLADES ถูกต้องแล้วให้ถอดกล้องและชุด SUPPORT ASSEMBLY ออก ใช้สีคาดเพื่อเป็นสีอ้างอิง (REFERENCE MARK) ระหว่าง DRAG BRACE BARREL กับ LOCK NUT เพื่อแสดงถึงตำแหน่งในแนวเดิม สำหรับใช้ในการแก้ไขปัญหาเมื่อเกิดการสั่น แล้วติดตั้ง MAIN ROTOR เข้าที่เดิม

๘. การสมดุลชุดโรเตอร์ใหญ่ (BALANCING – MAIN ROTOR)

๑. การสมดุลทางสถิต (STATIC BALANCE)

๒. การสมดุลทางอากาศพลศาสตร์ (DYNAMIC BALANCE)

การสมดุลทางสถิต (STATIC BALANCE)

การสมดุลทางสถิต (STATIC BALANCE) คือการสมดุลหรือการทำให้เกิดสมดุลภาพกับชุด MAIN ROTOR โดยที่ BLADES ไม่มีการหมุนผ่านอากาศ ซึ่งกระทำในที่อากาศนิ่งเช่น ในห้องสมดุลโดยเฉพาะหรือในโรงเก็บที่ปิดประตูอย่างมิดชิดเป็นต้น โดยทั่วๆ ไปแล้วกระทำได้ ๒ วิธีคือ

๑. โดยวิธีใช้ชุดเครื่องมือสมดุล (BALANCING ASSEMBLY)

๒. โดยวิธีใช้เครื่องมือวัดระดับเล็กๆ (SMALL SPIRIT LEVEL)

การสมดุลทางอากาศพลศาสตร์ (DYNAMIC BALANCE)

การสมดุลทางอากาศพลศาสตร์ (DYNAMIC BALANCE) คือการสมดุลหรือ การทำให้เกิดดุลยภาพกับชุด MAIN ROTOR โดยที่ BLADES หมุนผ่านอากาศ

เมื่อทำการสมดุลทางสถิต (STATIC BALANCE) กับ MAIN ROTOR ได้แล้ว เมื่อนำมาประกอบเข้ากับเฮลิคอปเตอร์แล้ว จะต้องทำการตรวจสอบสมดุลทางอากาศพลศาสตร์อีก เมื่อโรเตอร์หมุน

ผ่านอากาศในขณะบินลอยลำ (HOVERING FLIGHT) ซึ่งการตรวจสอบการไม่ได้ดุลยทาง อากาศพลศาสตร์ กระทำได้โดย

๑. ความรู้สึกของนักบิน

๒. ด้วยเครื่อง ELECTRONICS

การสมดุลชุด MAIN ROTOR ทางสถิตย์โดยวิธีใช้มุมเครื่องมือสมดุล (BALANCING ASSEMBLY)

๑. ประกอบ HOIST SUPPORT STRUCTURE (7A050) KIT (ดูรูป) เข้ากับ TUBE ASSEMBLY หมายเลข ๒๗๖๙ และ VERTICAL SPACKER SLEEVER ใน ELBOWS เพื่อเสริมความยาวของ HOIST ARM ประกอบ SPACER อันหนึ่งใน VERTICAL SECTION

๒. ให้ FIXTURE (ดูรูป) อยู่ตรงกึ่งกลางบน WORK STAND (7A 050) KIT

๓. ประกอบ SLEEVE หมายเลข ๒๔๖๗ (๒) ไว้เหนือยอดสุดของ FIXTURE (1) และให้ SLEEVER นั่งเบ้าบนบ่าด้านบนของ FIXTURE

๔. ประกอบ ADAPTER (3) โดยให้ด้านที่หนาอยู่ข้างล่างบน FIXTURE (1) และนั่งเบ้าอยู่ตอนบนของ SLEEVER (2) ห้าม ADAPTER ไว้ในตำแหน่งนี้โดยการขันแน่น ADAPTER SET SCREW (4) โดยการใช้กุญแจ ๖ เหลี่ยม (HEX WRENCH) ขนาด ๑/๘ นิ้ว

๕. ก่อนที่จะวาง HUB ลงบน FIXTURE ให้เหนี่ยว GRIP ลงเพื่อไล่อากาศ (BLEED AIR) ออกจาก GRIP โดยกระทำกับ GRIP ทั้งสองข้างสลับกัน ให้ทำการเติมหล่อลื่นกับ RESERVOIR ต่อเนื่องกันและทำการไล่อากาศออกจนกระทั่ง GRIP มีหล่อลื่นบรรจุจนเต็มด้วยเหตุนี้ หล่อลื่นใน GRIP ทั้งสองข้างจะเท่ากัน ให้ประกอบจุกอุด (FILLER PLUGS) และห้ามลวด (LOCK WIRE)

๖. ค่อยๆ หย่อน ROTOR HUB ASSEMBLY (8) เหนือ FIXTURE (1) โดยความระมัดระวัง โดยการจัดแนวให้เส้นผ่าศูนย์กลางกลางภายใน (INSIDE DIAMATER) ของ SPLINED TRUNNION กับเส้นผ่าศูนย์กลางนำร่อง (PILOTING DIAMETER) ของ ADAPTER (3) และให้แน่ใจว่า CONE SURFACE ของ SPLINED TRUNNION นั่งเบ้าอย่างมั่นคง (FIRMLY) บน CONE SURFACE ของ ADAPTER (3)

๗. ประกอบ PITCH POSITIONING LINKS หมายเลข T 10142 และปรับ BLADE GRIP เพื่อให้ตำแหน่งของมุมทั้งสองข้างเท่ากัน (SYMMETRICAL PITCH POSITIONS) โดยการวางเครื่องวัดมุม (BUBBLE PROTRACTOR) บนพื้นราบผิวด้านบนของ ROTOR HUB ขวางกับ GRIP PITCH AXIS ปรับเครื่องวัดมุม (PROTRACTOR) เพื่อให้ฟองน้ำ (BUBBLE) อยู่กึ่งกลางย้าย (TRANSFER) เครื่องวัดมุมและรักษาให้อยู่ในตำแหน่งขวาง เช่นเดิมสุดผิวด้านในของ BLADE GRIP FORK ทั้งสองข้างและจัดฐานของเครื่องวัดมุม (PROTRACTOR BASE) ให้ได้แนวตรงตามเส้นขวาง (TRANSFERS MILLED LINE) ใน FORK SURFACE ปรับมุม GRIP (GRIP PITCH) เพื่อให้ฟองน้ำ

ของเครื่องวัดอยู่ตำแหน่งกึ่งกลางอีกครั้งเสร็จแล้วย้ายเครื่องวัดมุมไปไว้ในตำแหน่งขวางเช่นเดียวกันกับ GRIP FORK ด้านตรงข้าม และทำการปรับ GRIP PITCH ซ้ำอีก

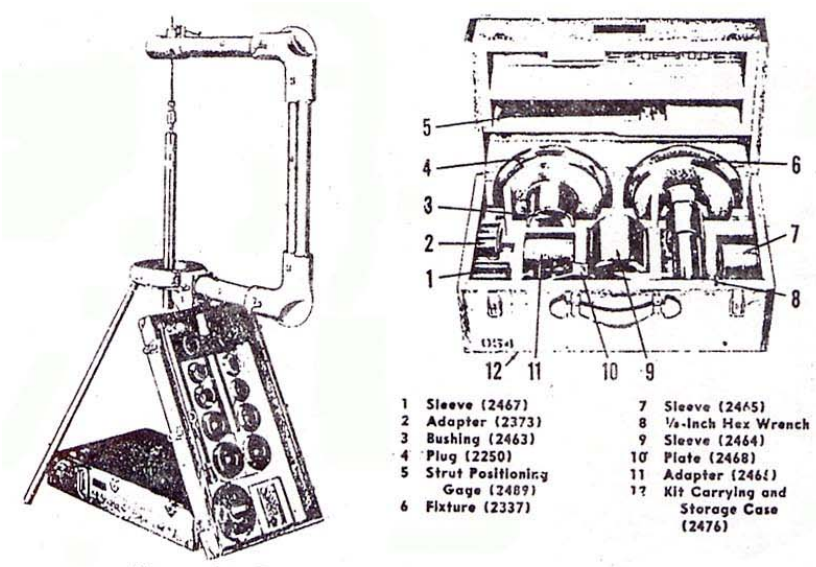


Figure 9. 7A050 basic kit and 7HEL054 subkit.

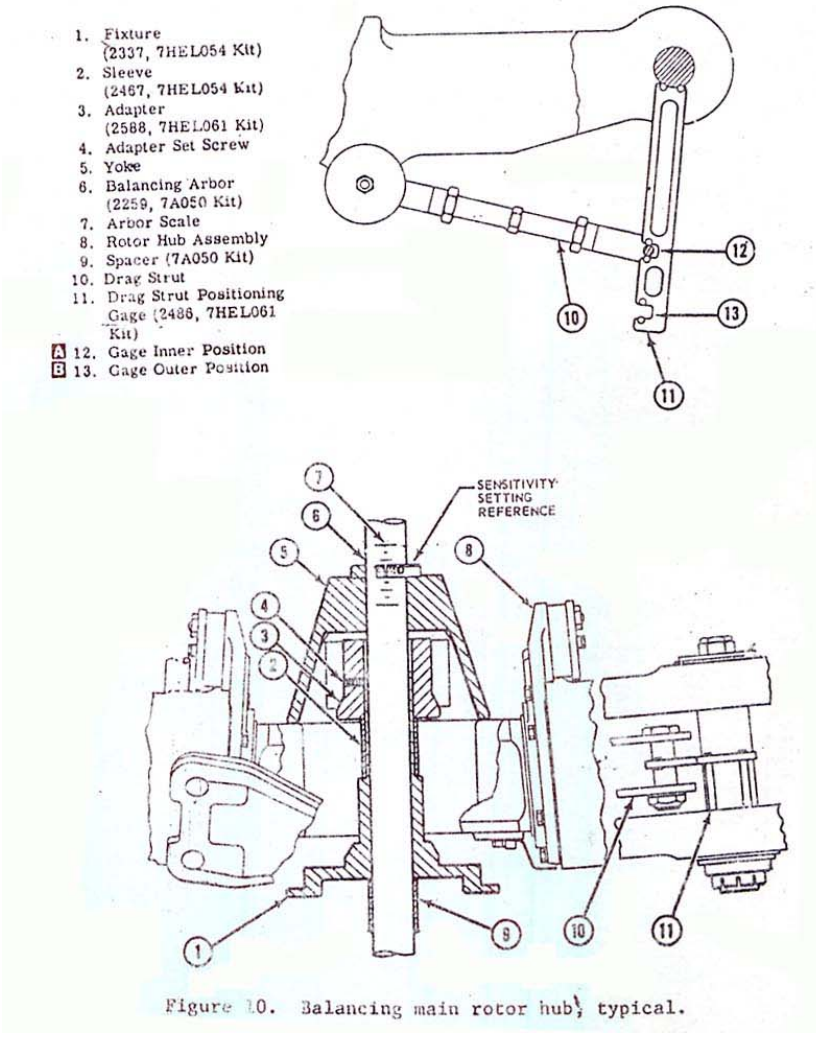


Figure 10. Balancing main rotor hub, typical.

รูปที่ ๑๐๙

๘. วาง BLOCK OF WOOD ให้ชนกับหัวของ ROTOR BLADE RETENTION BOLTS เคาะ BLOCK เพื่อเคลื่อน GRIP ในทางรัศมีไปทางด้านนอก

๙. ประกอบ YOKE (5) โดยเอาด้านขา (LEGS) ลงข้างล่างเหนือตอนบนสุดของและจัดตำแหน่งเพื่อให้ผิวด้านบนของ LOCKING COLLAR (SENSITIVITY SETTING REFERENCE) ตรงกับ ARBOR SCALE (7) ที่ตำแหน่ง ๑๔.๗๕ นิ้ว ห้าม YOKE (5) ให้มั่นคงในตำแหน่งนี้กับ ARBOR ด้วย COLLAR SCREWS โดยใช้กุญแจ ๖ เหลี่ยม (HEX WRENCH) ขนาด ๓/๑๖ นิ้ว (7 HEL 061 KIT)

๑๐. ประกอบ ARBOR (6) ลงไปทางด้านล่างผ่าน ROTOR TRUNNION AND FIXTURE (1) ASSEMBLY โดยให้ขาของ YOKE ทั้งสองนั่งเบ้าอย่างมั่นคงบนพื้นราบผิวด้านบนของ ROTOR HUB ให้ได้แนวกับ BLADE GRIP PITCH AXIS

๑๑. ประกอบ SPACER หมายเลข ๒๒๐๑ (7 A 050 KIT) บนปลายด้านล่างของ ARBOR (6) ประกอบ HAND WHEEL หมายเลข ๒๒๑๕ ปลายสุดของ ROTOR HUB และขันแน่นเพื่อให้ CLAMP YOKE (5) ยึดมั่นคงติดกับ ผิวด้านบนของ ROTOR HUB

๑๒. ใช้ GAGE (11) (ดังแสดงไว้ในรูป) ปรับ ROTOR HUB DRAG BRACE STRUTS เพื่อให้ได้ตำแหน่งของมุมเท่ากันทั้งสองข้าง โดยการใช้ DRAG STRUT FOSIT POSITIONING GAGE จัดให้ DRAG STRUT (10) อยู่ในตำแหน่ง GAGE OUTER POSITION (ดังแสดงในรูป) ให้ถอด GAGE ออกจาก ROTOR ASSEMBLY ในระหว่างการ BALANCE CHECK

๑๓. ประกอบ QUICK-DISCONNECT ASSEMBLY พร้อมด้วยลวดขนาด ๓/๑๖ นิ้วบน ARBOR (6) แขวน ROD-BWD และต่อ CABLE ใน LIFTING PLATE ของ HYDRAULIC PUMP ASSEMBLY (7 A 050) KIT ห้อยชุดทั้งหมดนี้ให้พ้นออกมาจาก WORK STAND ประมาณ ๑/๔ นิ้ว ตรวจให้แน่ใจว่าชุดที่ถูกแขวนไว้นั้นเป็นอิสระจากการรบกวนกับ WORK STAND และวัตถุอื่นๆ และให้สังเกตดูสภาพของการสมดุลที่แสดงให้เห็นได้โดย วงกลมสีดำ BLACK INDICATOR DISE ที่ปลายสุดของ ARBOR (ดูรูป)

ข้อสังเกต

เพื่อที่จะให้แน่ใจว่าส่วนของ HAND WHEEL หมายเลข ๒๒๑๕ แขวนเป็นอิสระจากการรบกวนภายในเส้นผ่าศูนย์กลางด้านในของ STAND TABLE อาจจะต้องทำการปรับระดับของ STAND ASSEMBLY โดยการประกอบ WOOD BLOCKS ที่เหมาะสมใต้ขาของ STAND ASSEMBLY ทั้งสองขา (TWO TUBULAR STAND LEGS)

การสมดุล MAIN ROTOR ทางสถิตโดยวิธีให้เครื่องมือวัดระดับ

การสมดุลโดยวิธีนี้ในขั้นแรก ๑ ถึง ๔ คล้ายคลึงกับการจัดแนว BLADES ของ MAIN ROTOR (ALIGNMENT BLADES-MAIN ROTOR) และเพิ่มเติมขั้นที่ ๕ ถึง ๖ ดังนี้

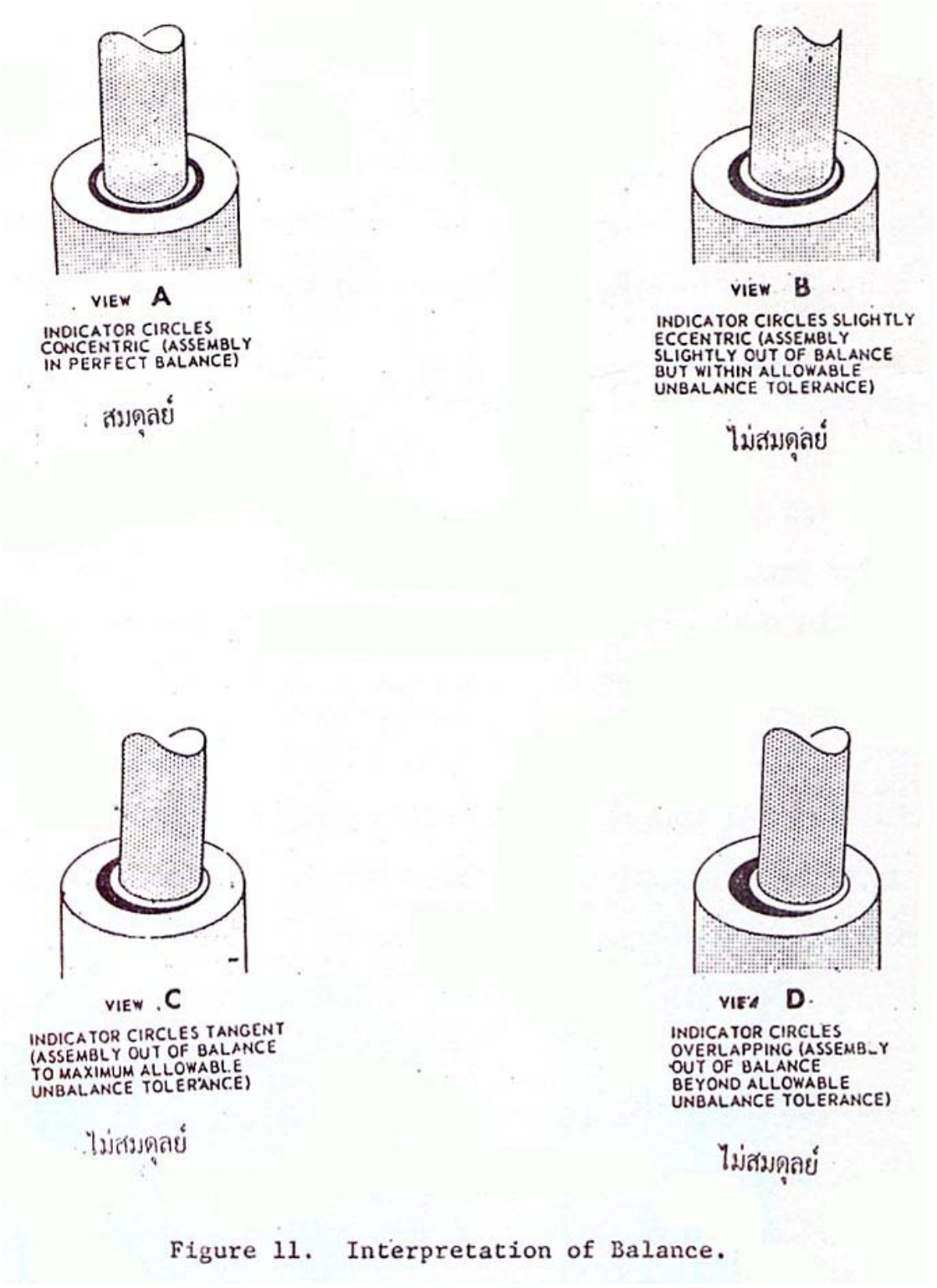


Figure 11. Interpretation of Balance.

รูปที่ ๑๑๐
เครื่องหมายชี้แสดงภาพสมดุลย์ของเครื่องมือที่ใช้ตรวจสอบ

๑. ถอด MAIN ROTOR ออกโดยที่มี GRIP LINK หมายเลข T 101402 ประกอบอยู่ด้วย

๒. จัดตำแหน่งของ FLAP STOPS หมายเลข T 101468 ให้อยู่บน TRUNNION ข้างละอัน จัดแนวรูใน STOP ให้ตรงกับรูด้านล่างของ TRUNNION และประกอบ BOLTS

๓. วาง MAIN ROTOR ไว้บน STAND ที่เหมาะสม (SUITABLE STAND) หรือบน LEVEL หมายเลข BENCH หมายเลข T 101356 ซึ่งประกอบไว้ด้วย ADAPTER PLATE หมายเลข T 101431

ข้อสังเกต ในขั้นนี้ไม่ต้องใช้ที่รองรับปลาย BLADE (SUITABLE SUPPORTS) เพื่อให้ BLADE อยู่ในแนว PRECONE ANGLE ประมาณ ๒ ๑/๒ องศา ถึง ๓ องศา เหมือนกับการจัดแนวกลีบโรเตอร์

๔. วางเครื่องวัดมุม PROTRACTOR ในแนวขวาง (CHORD WISE) บนผิวด้านบนของ YOKE ปรับเครื่องวัดมุมให้เป็น ๐ แล้ว แล้ววางบนผิวเรียบ (MACHINED SURFACE) ของ GRIP LINK ในแนวขวางที่รูของ BLADE RETAINING BOLT ปรับ GRIP LINK หมายเลข 101402 จนกระทั่งอ่านค่าของมุมที่เครื่องวัดเป็น ๐ ให้กระทำเช่นเดียวกันนี้กับ GRIP ตรงข้าม

๕. ตรวจสอบการสมดุลทางด้านยาวของ BLADE (SPAN WISE BALANCE) ด้วยเครื่องมือวัดระดับเล็กๆ (SMALL SPIRIT LEVEL) โดยวางบนผิวด้านบนของ HUB YOKE ให้ใกล้กับ MAST CENTER LINE ที่สุดเท่าที่จะใกล้ได้ค่อยๆ เอียง ROTOR เบาๆ แล้วปล่อย และคอยเฝ้าสังเกตุดูฟองน้ำในเครื่องมือวัดระดับให้อยู่นิ่งกับที่ (RELEASE AND OBSERVE BUBBLE AS IT SETTLES) ถ้าฟองน้ำอยู่ตรงกึ่งกลางของ SCALE แสดงว่า MAIN ROTOR อยู่ในสภาพสมดุลถ้าไม่ได้ให้ทำการปรับแก้

๖. ตรวจสอบการสมดุลทางด้านขวางของ BLADE (CHORD WISE BALANCE) โดยการวางเครื่องวัดระดับ (SPIRIT LEVEL) ตามแนวขวางบน HUB YOKE กระดก HUB (ROCK HUB) เบาๆ แล้วปล่อยคอยเฝ้าสังเกตุดูฟองน้ำในเครื่องวัดจนอยู่นิ่งกับที่ (BUBBLE AS IT SETTLES) ถ้าอยู่ตรงกลางแสดงว่า MAIN ROTOR อยู่ในสภาพสมดุลถ้าไม่ได้ให้ทำการปรับแก้

การแก้การไม่ได้สมดุล (APPLICATION OF BALANCE CORRECTIONS)

๑. การไม่ได้สมดุลทางสถิตย์ (STATIC UNBALANCE) แบ่งออกเป็น ๒ ทาง คือ

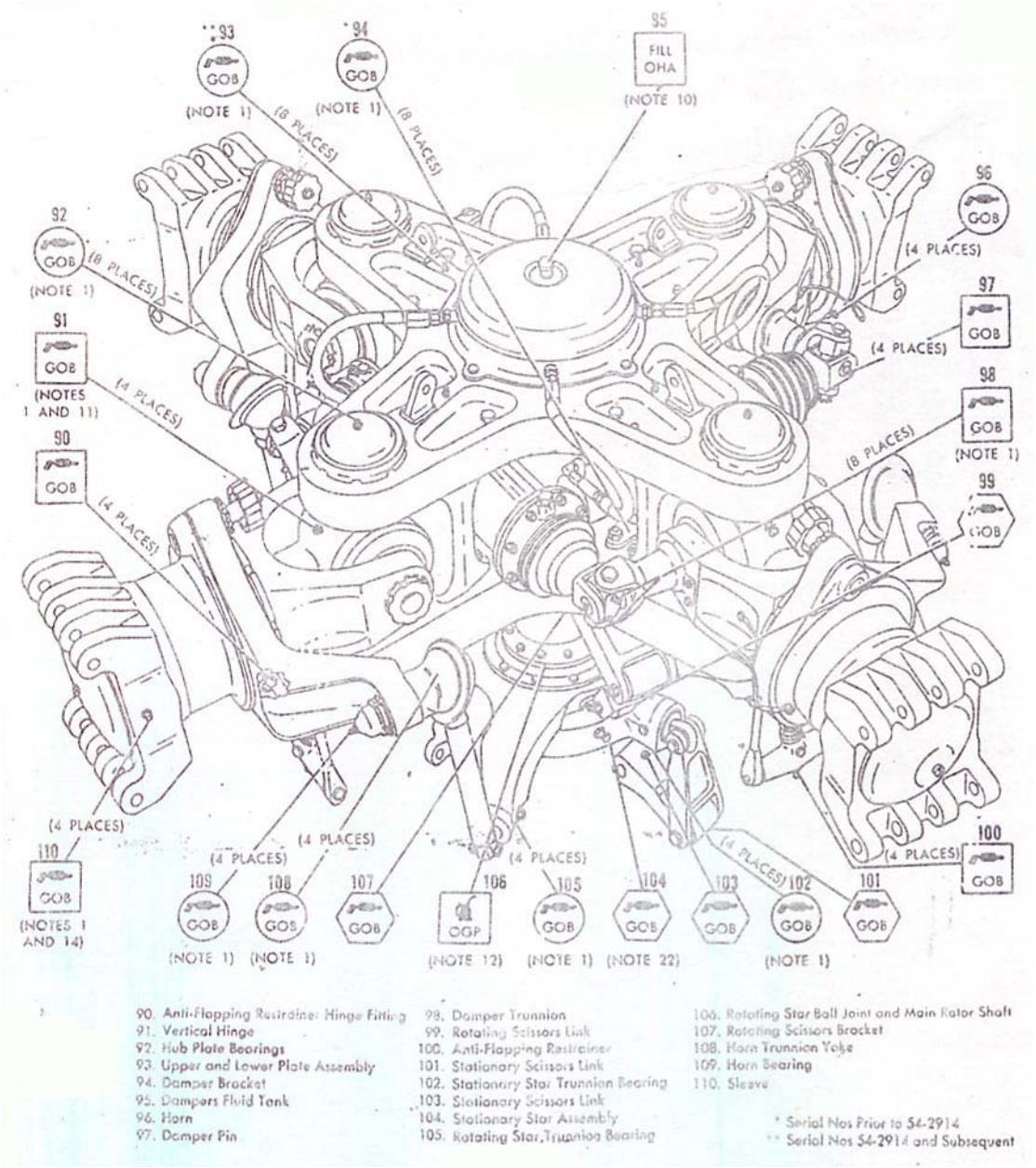
- การไม่ได้สมดุลทางแนวยาว (SPAN WISE UNBALANCE) ให้ทำการแก้โดยใช้ฝอยตะกั่ว (LEAD WOOL) ก้อนตะกั่ว (LEAD LUGS) หรือตะกั่วใดๆ เดิมเข้าไปในโพรง (CAVITY) ของ BLADE RETENTION BOLT

- การไม่ได้สมดุลทางแนวขวาง (CHORD WISE UNBALANCE) กระทำแก้ไขได้โดยนำแผ่นน้ำหนักและ หรือแหวนรองเล็กๆ (WEIGHT AND/OR SMALL WASHERS) มาประกอบเข้ากับ PILLOW BLOCK ตามต้องการโดยยอมให้เกิดติดแผ่นน้ำหนักได้อย่างมากที่สุด ๑๖ แผ่น

๒. การไม่ได้สมดุลทางอากาศพลศาสตร์ (DYNAMIC UNBALANCE) แบ่งออกเป็น ๒ ทาง คือ

๒.๑ การไม่ได้สมดุลทางแนวยาว (SPAN WISE UNBALANCE) ให้ทำการแก้ไขโดยใช้ TAPE กระดาษพันโดยรอบที่ปลาย BLADES จำนวนรอบตามความจำเป็นโดยการบินลอยลำ (HOVERING FLIGHT) สังเกตุดูอาการสั่นของเฮลิคอปเตอร์จนหายไปหรือจนดีที่สุด

๒.๒ การไม่ได้สมดุลทางแนวขวาง (CHORD WISE UNBALANCE) ถ้าหากว่าเมื่อทำการแก้การไม่ได้สมดุลทางแนวยาวแต่ยังไม่หมดไปทีเดียว ที่เป็นเช่นนี้เพราะว่า MAIN ROTOR ยังไม่ได้สมดุลทางแนวขวางให้ทำการแก้โดยปรับที่ DRAG DRACE โดยปรับให้สั้นเข้าคือให้ BLADE เคลื่อนไปทางด้านหลังเรียกว่าการ SWEPT BLADE



รูปที่ ๑๑๑

๓. LOWER PLATE เป็นแผ่นคล้ายรูปดาว ๔ แฉก เช่นเดียวกับ UPPER PLATE แต่ละแฉกก็จะมีรูรองรับชุดรองลื่นเพื่อเป็นที่ประกอบติดตั้งของ VERTICAL HINGE PIN ตอนล่างเช่นเดียวกัน ทั้งยังเป็นโครงสร้างหลักและประกอบยึดติดกับ UPPER PLATE และยังทำหน้าที่เป็นตัวรับแรงฉุดและแรงยกที่เกิดขึ้นบนโรเตอร์ใหญ่ด้วย นอกจากนี้แล้ว LOWER PLATE ยังเป็นโครงสร้างที่รับน้ำหนักของชุดโรเตอร์ใหญ่ทั้งชุดด้วย

๔. SPACER มีลักษณะเป็นโครงสร้างที่เป็นลูกตั้งประกอบอยู่ระหว่าง UPPER PLATE และ LOWER PLATE ในแต่ละแฉก เพื่อเป็นตัวเพิ่มความแข็งแรงและป้องกันการหยุ่นตัวของชุดดุมใบพัด (ROTOR HUB) SPACER สร้างด้วยแมกนีเซียมผสม (MAGNESIUM ALLOY) มีด้วยกัน ๔ ตัว เพื่อรองรับและประกอบอยู่แต่ละแฉกของ UPPER PLATE AND LOWER PLANE

๕. VERTICAL HINGE PIN เป็นสลักยึดพิเศษขนาดใหญ่ ประกอบยึดอยู่ที่ปลายแฉกแต่ละแฉกระหว่าง UPPER PLATE และ LOWER PLATE ในแนวดิ่งที่ปลายของ VERTICAL HINGE PIN ทั้งด้านบนและล่างจะถูกยึดแน่นด้วยแป้นเกลียวพิเศษมีลักษณะเป็นโดมและมีจุกสำหรับอัดไขเพื่อไปหล่อลื่นชุดรองลื่นที่รองรับ VERTICAL HINGE PIN ด้วย VERTICAL HINGE PIN มีทั้งหมด ๔ ตัว แต่ละตัวจะทำหน้าที่ที่สำคัญคือ ยอมให้กลีบใบพัดสามารถส่ายตัวได้อย่างอิสระทางระนาบ ดังได้กล่าวมาแล้วใน ๒ - ๓ จากแนวเดิม

๖. HORIZONTAL HINGE PIN เป็นสลักยึดพิเศษเช่นเดียวกันจะประกอบสอดอยู่ในรองลื่นของชุด VERTICAL HINGE PIN เข้าไปยังชุด SPINDLE ในทางระนาบและปลายอีกด้านหนึ่งจะประกอบอยู่กับชุด TRUNNION DAMPER ของชุดดุมใบพัดใหญ่ หน้าที่หลักที่สำคัญของ HORIZONTAL HINGE PIN ก็คือเป็นตัวยอมให้กลีบใบพัดใหญ่เกิดการกระพือขึ้น – ลง (FLAPPING) ของกลีบใบพัดได้อย่างอิสระแก่กันสำหรับ S – 58 T หรือ H –34 C&D กลีบใบพัดใหญ่สามารถกระพือขึ้นได้สูงสุด ๓๕° และลงได้ ๕° รวมจำนวนองศาของการกระพือ ๔๐°

๗. SPINDLE เป็นแกนของ SLEEVE มีขายึดติดกับ HORIZONAL HINGE PIN ซึ่งตัว SLEEVE จะเป็นที่ติดตั้งของชุดกลีบใบพัดใหญ่และ SLEEVE สามารถหมุนได้รอบตัวเพื่อทำให้กลีบใบพัดสามาถเพิ่มหรือลดมุมปะทะได้ SPINDLE สร้างด้วยเหล็ก มีทั้งหมด ๔ ตัว

๘. SLEEVE ASSY เป็นโครงสร้างที่เป็นดุมสำหรับติดตั้งชุดกลีบใบพัดใหญ่และจะสวมสอดเข้ากับชุด SPINDLE ซึ่งมีชุดรองลื่น (BEARING) เป็นตัวรองรับ BEARING จะมีทั้งหมด ๒ ชุด ที่ด้านนอก ๑ ชุด และด้านในอีก ๑ ชุด เพื่อทำให้ชุด SLEEVE สามาถหมุนได้รอบตัวเพื่อทำหน้าที่ยอมให้กลีบใบพัดสามารถเพิ่มและลดมุมปะทะได้อย่างสะดวก

๙. HORN ASSY เป็นตัวยึดอยู่กับ SLEEVE และปลายอีกด้านหนึ่งจะเป็นที่ประกอบกับคันส่งปรับมุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ โดยการอำนวยการทำงานจากชุด ROTATING STAR ซึ่งจะได้กล่าวต่อไป ที่ชุด HORN นี้จะมีชุด HORN LOCK ซึ่งเป็นสลักเกลียวปลายด้านหนึ่งเป็นปุ่มมือหมุน

(KNOB) สำหรับหมุนให้เดือยของ HORN LOCK สามารถเคลื่อนที่เข้าและออกได้ขณะทำการหมุน เพื่อเป็นการ LOCK และ UNLOCK ระหว่าง SLEEVE และ HORN ตำแหน่ง UNLOCK คือการคลาย KNOB ออก สลักยึดจะคลายตัวออกจาก SLEEVE และ HORN ทำให้ SLEEVE หมุนได้โดยอิสระและสามารถทำการพับกลีบใบพัดได้แต่ตำแหน่ง LOCK จะต้องปรับหมุน KNOB เข้าให้แน่นและทำการห้ามลวดกัน คลายที่ KNOB ด้วย มิฉะนั้นจะเกิดการคลายตัวได้ ขณะทำการบินซึ่งจะทำให้ SLEEVE หลุดออกจาก HORN และไม่สามารถควบคุมการเคลื่อนที่ของกลีบใบพัดได้ ซึ่งเป็นอันตรายที่สุด

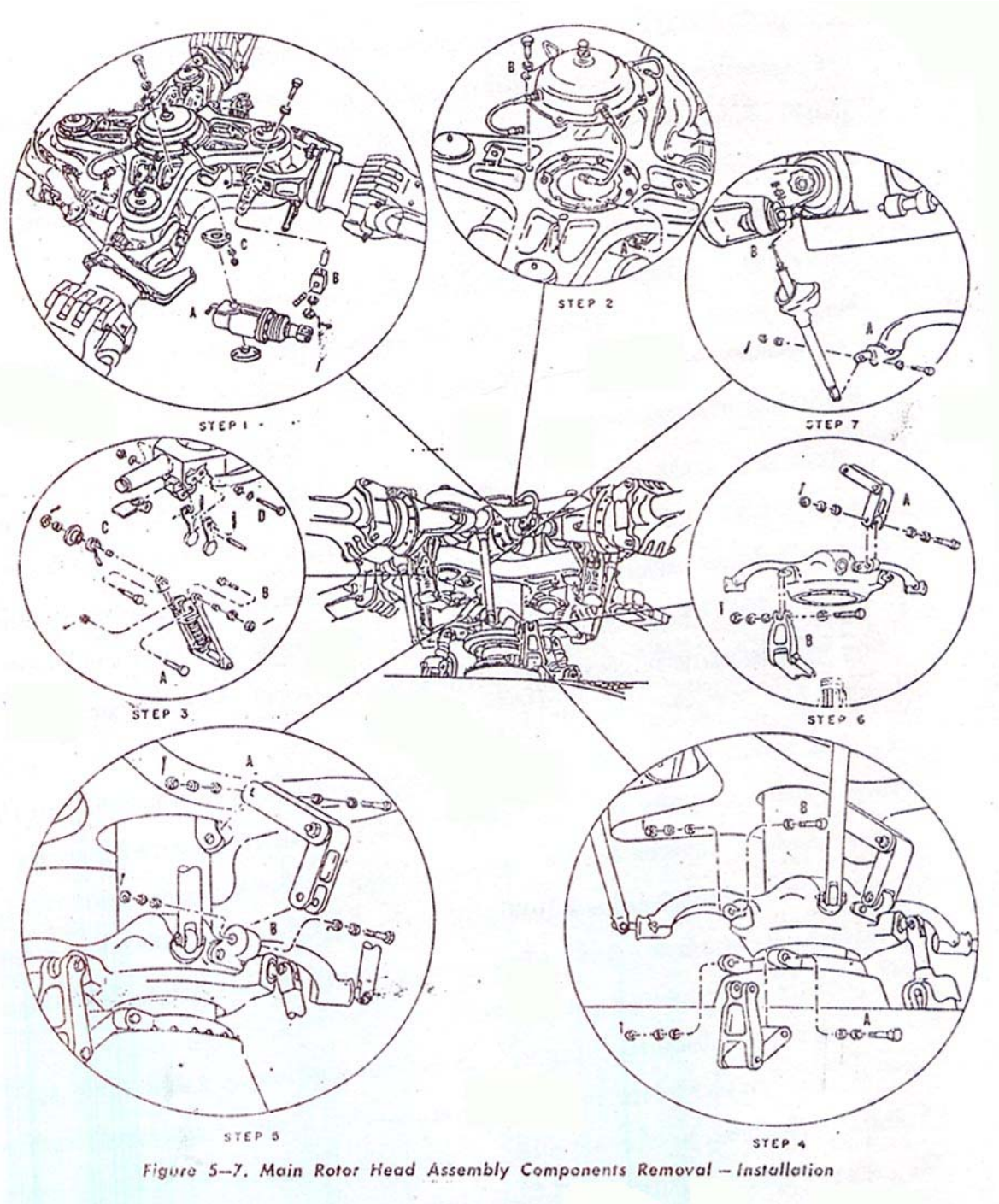


Figure 5–7. Main Rotor Head Assembly Components Removal – Installation

รูปที่ ๑๑๒

๑๐. HYDRAULIC DAMPER HYDRAULIC DAMPER ประกอบอยู่กับชุดดุมใบพัดใหญ่ (MAIN ROTOR HEAD) ด้านในสุดระหว่าง UPPER PLATE และ LOWER PLATE ทั้ง ๔ มุมรวม ๔ ตัว แต่ละตัวยึดติดกับ HORIZONTAL HINGE PIN แต่ละชุด ซึ่งมีหน้าที่สำคัญ ดังนี้

๑. จำกัดการส่ายตัวทางระนาบ (HUNTING) ของกลีบใบพัดใหญ่

๒. เป็นตัวรับแรงกระแทกเมื่อโรเตอร์เริ่มทำการหมุนและหยุดหมุนอย่างกะทันหัน

๓. ช่วยป้องกันการสั่นสะเทือนของโรเตอร์ใหญ่

๑๑. ANTI – FLAPPING ANTI – FLAPPING จะประกอบอยู่ส่วนล่างของ SPINDLE และชุด ด้านในชุด ANTI – FLAPPING จะมีขดลวดสปริงให้ชุด ANTI – FLAPPING หุบเข้าอยู่ในตำแหน่ง LOCK ขณะที่โรเตอร์ไม่หมุนเพื่อป้องกันมิให้กลีบใบพัดเกิดการกระพือ (FLAPPING) หรือหมุนอยู่ในรอบโรเตอร์รอบต่ำถึงแม้ว่าขณะเฮลิคอปเตอร์จอดอยู่ที่พื้นและโรเตอร์ไม่หมุน ถ้าหากมีลมหรือพายุก็จะทำให้กลีบใบพัดถูกลมพัดให้เกิดการกระพือได้ซึ่งอาจทำให้ชุดโรเตอร์ชำรุดได้ ดังนั้น ANTI – FLAPPING จะป้องกันมิให้เกิดการกระพือของกลีบใบพัดขณะเฮลิคอปเตอร์จอดอยู่ที่พื้น ถ้าหากว่าโรเตอร์หมุนที่รอบโรเตอร์ตั้งแต่ ๘๕ รอบต่อนาที (85 RPM. ROTOR) ANTI – FLAPPING จะกางออกจากตำแหน่ง LOCK เนื่องจากแรงสปริงที่ดึงไว้น้อยกว่าแรงเหวี่ยง นั่นคือแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนชนะแรงสปริง ทำให้ ANTI – FLAPPING กางออก และยอมให้กลีบใบพัดเกิดการ กระพือขึ้น – ลงได้อย่างอิสระ แต่ถ้าหากรอบโรเตอร์ลดลงตั้งแต่ ๓๐ - ๓๕ รอบต่อนาที (30 – 35 RPM. ROTOR) แรงสปริงจะชนะแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุนของโรเตอร์ จึงทำให้สปริงสามารถดึง ANTI – FLAPPING ให้เข้าอยู่ในตำแหน่ง LOCK และห้ามมิให้กลีบใบพัดเกิดการกระพือขึ้น – ลงต่อไป

๑๒. DROOP STOP RESTRAINERS DROOP STOP RESTRAINERS จะประกอบอยู่กับ VERTICAL HINGE PIN และอยู่ส่วนล่างของชุด SLEEVE และ SPIDLE ถัดจาก ANTI – FLAPPING เข้าไปจะมีขดลวดสปริงเกี่ยวและยึดขา DROOP STOP เข้ากับส่วนล่างของ SPINDLE เพื่อดึงให้ DROOP STOP เข้าอยู่ในตำแหน่ง LOCK เช่นเดียวกันกับ ANTI – FLAPPING ในขณะที่โรเตอร์ไม่หมุนหรือหมุนที่รอบต่ำๆ เพื่อป้องกันมิให้ชุดกลีบใบพัดตกลงต่ำเกินกว่า ๖° ซึ่งจะทำให้กลีบใบพัดตกลงมาพันกับชุดกรวยหางของเฮลิคอปเตอร์ได้ในขณะที่โรเตอร์หมุนที่รอบต่ำๆ ดังนั้นขณะที่เฮลิคอปเตอร์จอดอยู่ที่พื้นโรเตอร์ไม่หมุนหรือหมุนรอบต่ำๆ DROOP STOP จะเข้าอยู่ในตำแหน่ง LOCK และป้องกันการตกลงของกลีบใบพัดนอกจากนี้ DROOP STOP ยังทำหน้าที่เป็นที่พักของชุด SPINDLE ในตำแหน่ง LOCK นี้ด้วย แต่ถ้าโรเตอร์หมุนรอบสูงตั้งแต่ ๑๒๕ - ๑๕๐ รอบต่อนาที (125 – 150 RPM. ROTOR) DROOP STOP จะกางออกด้วยแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางการหมุน เนื่องจากแรงเหวี่ยงชนะแรงดึงเข้าของแรงสปริงและจะยอมให้ชุดกลีบใบพัดเกิดการกระพือได้สูงสุดและต่ำสุดเกินกว่า ๖° ได้อย่างอิสระ ถ้าหากรอบโรเตอร์ลดลงตั้งแต่ ๗๕ - ๘๕ รอบต่อนาที DROOP STOP จะถูกแรงสปริงดึงเข้าที่อยู่ใน

ตำแหน่ง LOCK เช่นเดียวกันกับ ANTI – FLAPPING เพื่อป้องกันมิให้กลีบใบพัดตกลงต่ำเกินกว่า ๖° จากตำแหน่งของกลีบใบพัดขณะที่เฮลิคอปเตอร์จอดอยู่ที่พื้น

๑๓. STAR ASSEMBLY เป็นส่วนประกอบที่สำคัญของชุดโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR HEAD) แบบ FULLY ARTICULATED TYPE ชุด STAR จะทำหน้าที่ถ่ายทอดการบังคับจากระบบบังคับการบินและถ่ายทอดการบังคับขึ้นไปยังชุดโรเตอร์ใหญ่ ชุด STAR จะประกอบด้วย UPPER STAR และ LOWER STAR

ก. UPPER STAR เป็น STAR ตัวบนเรียกว่า ROTATING เนื่องจาก STAR ชุดนี้หมุนไปพร้อมกับโรเตอร์ใหญ่ เพราะมี ROTATING SCISSORS ยึดติดระหว่าง ชุด STAR นี้กับส่วนกลางของชุดดุมใบพัดใหญ่จึงทำให้ STAR ชุดนี้ หมุนไปพร้อมกับโรเตอร์ใหญ่และสามารถเอียงตัว (TILTING) ได้รอบตัว หรือ ๓๖๐° รอบเพลาขับของชุดดุมใบพัดหรือโรเตอร์ใหญ่ ตามการบังคับจากระบบบังคับการบิน ROTATING STAR ประกอบด้วย ARM 4 ARM หรือเป็น ๔ แฉก แต่ละ ARM แฉกแต่ละ ARM จะประกอบยึดติดกับ HORN ของชุดดุมใบพัดด้วยคันส่งปรับมุมกลีบใบพัดใหญ่ เมื่อชุด STAR นี้ถูกการบังคับจากระบบบังคับการบิน ชุด STAR จะถ่ายทอดการบังคับจากระบบบังคับการบินโดยการเอียงตัว (TILTING) และยกตัวขึ้นตามทิศทางของการบังคับส่งตัวไปยังชุดโรเตอร์ใหญ่ให้เอียงและปรับมุมของกลีบใบพัดใหญ่นั้นๆ ตามการบังคับจากระบบบังคับการบิน การบินไปในทิศทางใดๆ นั้นขึ้นอยู่กับการบังคับให้โรเตอร์ใหญ่เกิดการเอียงไปในทิศทางของการบังคับเพราะโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์เป็นอุปกรณ์ที่จัดหาแรงยก (LIFT) และแรงฉุด (THRUST) ให้กับเฮลิคอปเตอร์ ดังนั้นการบังคับจากระบบการบังคับจึงถูกส่งไปยังโรเตอร์ใหญ่เพื่อเป็นการบังคับทิศทางของแรงฉุดและแรงยกของเฮลิคอปเตอร์นั่นเอง

ข. LOWER STAR เป็นชุด STAR ตัวล่างเรียกว่า STATIONARY STAR ชุด STAR นี้จะอยู่กับที่ไม่หมุนไปกับโรเตอร์ใหญ่ เช่นเดียวกับ ROTATING STAR เพราะ STATIONARY STAR จะประกอบยึดติดต่อกับ ROTATING STAR ด้วย DUPLEX BALL BEARING ซึ่งสวมติดอยู่กับเพลาขับของโรเตอร์ใหญ่ชุด STATIONARY STAR นี้จะมี ARM 4 ARM เช่นเดียวกันแต่ละ ARM ทั้ง ๓ จะประกอบติดตั้งกับระบบบังคับการบินที่ SERVO UNIT ๓ ตัว และอีก 1 ARM จะประกอบติดกับตอนบนของหีบเฟืองทดใหญ่ (MAIN GEAR BOX) ด้วย STATIONARY SCISSORS เพื่อมิให้ชุด STAR นี้หมุนไปตาม ROTATING STAR และโรเตอร์ใหญ่ ทั้งนี้เพราะชุด STATIONARY STAR นี้ประกอบติดกับ SERVO UNIT ของระบบบังคับการบินจึงให้เคลื่อนที่ไม่ได้ การทำงานของ STAR ASSEMBLY

ดังได้กล่าวมาแล้วว่า ROTATING STAR สามารถเคลื่อนที่ขึ้น – ลง และเอียงไปรอบๆ เพลาขับโรเตอร์ของ MAIN GEAR BOX พร้อมกับหมุนไปด้วยกับโรเตอร์ใหญ่ แต่ชุด STATIONARY STAR นั้นจะอยู่กับที่แต่ก็สามารถเคลื่อนที่ขึ้น – ลงได้ และเอียงไปรอบๆ เพลาขับโรเตอร์ของ MAIN GEAR

BOX ไปพร้อมกับ ROTATING STAR ดังนั้นเมื่อโรเตอร์ใหญ่หมุน ROTATING STAR จะหมุนไปด้วย แต่ STATIONARY STAR อยู่กับที่ เมื่อเรายกคันบังคับ COLLECTIVE PITCH CONTROL ขึ้นชุด STAR ทั้งสองคือ STATIONARY STAR และ ROTATING STAR จะยกตัวหรือเคลื่อนตัวขึ้นพร้อมกัน ทั้งสองชุด จึงดันให้คันส่งปรับมุมปะทะของกลีบใบพัดขึ้นไปเพิ่มมุมปะทะของกลีบใบพัดใหญ่ทุกๆ ใบพร้อมกันและเพิ่มมุมปะทะเท่าๆ กันด้วย ดังนั้นจึงทำให้เฮลิคอปเตอร์ทำการบินลอยตัวขึ้นในทางดิ่ง (VERTICAL FLIGHT) ได้

แต่เมื่อนักบินดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปข้างหน้าชุด STAR ทั้งสองชุดจะเอียงไปข้างหน้าพร้อมๆ กัน ดังได้กล่าวมาแล้วว่า STAR ตัวบนซึ่งเรียกว่า ROTATING STAR จะหมุนไปกับโรเตอร์ใหญ่ แต่ชุด STAR ตัวล่างซึ่งเรียกว่า STATIONARY STAR จะอยู่กับที่ ดังนั้นเมื่อนักบินดันคันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK ไปหน้าจะทำให้ STAR ทั้งสองเอียงไปหน้าพร้อมกันนั้นคือจะทำให้ชุด STAR ที่อยู่ด้านหน้าทั้งตัวอยู่กับที่และตัวหมุนจะเอียงต่ำลงด้านหน้าและจะยกตัวสูงขึ้นที่ด้านหลัง จึงทำให้กลีบใบพัดของโรเตอร์ใหญ่ใบที่หมุนผ่าน STAR ตรงตำบลด้านหลังที่ยกตัวขึ้นจะเพิ่มมุมปะทะขึ้นในขณะที่กลีบใบพัดอีกใบหนึ่งที่หมุนผ่าน STAR ที่ตำบลด้านหน้าซึ่งเอียงต่ำลง ก็จะลดมุมปะทะของกลีบใบพัดนั้นๆ ลง ซึ่งในขณะเดียวกันนั้นเอง ชุดโรเตอร์ใหญ่ทั้งชุดจะเอียงไปข้างหน้าด้วยเช่นกัน การที่โรเตอร์เอียงไปข้างหน้าก็จะทำให้ทิศทางของแรงฉุด (THRUST) ซึ่งเกิดจากโรเตอร์ใหญ่นั้นมีทิศทางไปข้างหน้าด้วย จึงทำให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้า

ในกรณีที่นักบินบังคับที่คันบังคับ CYCLIC CONTROL STICK มุมปะทะของกลีบใบพัดแต่ละใบจะเปลี่ยนแปลงไปไม่พร้อมกันและไม่เท่ากันด้วย ในขณะเดียวกันนั้นกลีบใบพัดก็จะเกิดการกระพือขึ้น – ลง (FLAPPING) ไม่เท่ากันขึ้นอยู่กลีบใบพัดใดหมุนผ่านตำบลที่ชุด SAR เอียงสูงขึ้น และลงต่ำ ดังนั้นจึงทำให้เกิดการเปลี่ยนมุมปะทะไม่พร้อมกันและเท่ากัน แต่อย่างไรก็ตามในขณะที่นักบินดัน CYCLIC CONTROL STICK ไปหน้านั้น มุมปะทะของกลีบใบพัดที่หมุนอยู่ด้านหน้าและหลังจะเป็นมุมคงที่ส่วนการกระพือต่ำสุดหรือใบพัดเอียงลงต่ำสุดที่ด้านหน้า แต่จะเอียงขึ้นสูงสุดหรือกระพือสูงสุดที่ด้านหลัง ส่วนมุมปะทะของกลีบใบพัดที่หมุนอยู่ด้านขวาจะมีค่าต่ำสุด และมุมปะทะของกลีบใบพัดที่หมุนอยู่ทางด้านซ้ายจะมีค่าสูงสุด ที่เป็นเช่นนี้เพราะเป็นไปตามหลักการหรือกฎแห่ง GYRO SCOOPIC PRECESSION นั่นเอง ดังได้กล่าวมาแล้ว

กลีบใบพัดใหญ่ (MAIN ROTOR BLADE)

กลีบใบพัดใหญ่เป็นแพนอากาศ (AIRFOIL) ชนิดหนึ่งของเฮลิคอปเตอร์ซึ่งทำหน้าที่เป็นปีก (WING) มองเฮลิคอปเตอร์โดยทั่วไปส่วนมากที่นิยมใช้กับเฮลิคอปเตอร์มักจะเป็นแบบสมมาตร (SYMMETRICAL AIRFOIL OR DOUBLE CONVEX OR CONVEX - CONVEX) ซึ่งมีรูปร่างลักษณะส่วนบนและส่วนล่างมีส่วนโค้งทั่วกัน หรือจะกล่าวอีกนัยหนึ่งว่ามีส่วนโค้งที่เป็นอุ้งโค้ง (CAMBER) ทั้ง

ด้านบนและล่างเท่ากัน แพนอากาศแบบนี้ที่เป็นมาตรฐานได้แก่แพนอากาศ NACA 0012 ดังได้กล่าวมาแล้วในตอนต้น สำหรับเฮลิคอปเตอร์แบบ S – 58T หรือ H – 34 C&D มีด้วยกัน ๔ ใบ

ส่วนประกอบต่างๆ ของกลีบใบพัดใหญ่มีดังต่อไปนี้

๑. SPAR (แกนกลีบใบพัด) ซึ่งถือว่าเป็นโครงสร้างหลักและมีความแข็งแรงที่สุดของกลีบใบพัดสร้างด้วยอลูมินั่มอัลลอย (AL.ALLOY) ภายในกลวง ทำหน้าที่เป็นชายหน้า (LEADING EDGE) ของกลีบใบพัด

๒. HONEY COMB CORE เป็นโครงสร้างคล้ายรังผึ้งซึ่งประกอบอยู่ภายในของกลีบใบพัดสร้างด้วยอลูมินั่มอัลลอยแผ่นบางๆ คล้ายรังผึ้งทำหน้าที่รับแรงในแนวดิ่งของผิวบุกลีบใบพัดเพื่อมิให้ผิวบุเกิดการยุบตัว HONEY COMB CORE จะประกอบอยู่ภายในของกลีบใบพัดตั้งแต่โคนกลีบถึงปลายกลีบใบพัดถัดจากแกนกลีบใบพัดออกมาชายหลังของกลีบใบพัดจะยึดติดกับแกนกลีบใบพัดและผิวบุ (SKIN) ด้วยวิธี IONDING

๓. POCKET เป็นส่วนประกอบแต่ละช่องของกลีบใบพัดซึ่งมีผิวบุ (SKIN) หุ้มห่อชุด HONEY COMB CORE แต่ละช่องสำหรับกลีบใบพัดใหญ่ของ S – 58T หรือ H – 34 C&D เดิมนั้นมี 23 POCKET แต่ละ POCKET จะยึดติดกันและกันตลอดจนถึงชายหน้าและหลังของกลีบใบพัดด้วยวิธี IONDING เช่นเดียวกัน การนับ POCKET ให้นับ POCKET ที่ ๑ จากปลายกลีบใบพัดผิวบุของกลีบใบพัดสร้างด้วยแผ่นอลูมินั่มอัลลอยบางๆ คลุมตั้งแต่ชายหน้าถึงชายหลังของกลีบใบพัดโดยเฉพาะชายหลังของกลีบใบพัดมีลักษณะเป็นมุมยกขึ้นเล็กน้อยเพื่อให้เกิดผลทางด้านอากาศพลศาสตร์ ดังนั้นการยกกลีบใบพัดต้องระมัดระวังมิให้กระทบกับชายหลังซึ่งอาจทำให้เกิดการเสียรูปไป หรือบิดเบี้ยว ถ้าชายหลังกลีบใบพัดบิดเบี้ยวเสียรูปไปมาก อาจเป็นเหตุให้จำหน่ายกลีบใบพัดได้

๔. CUFF เป็นโครงสร้างของกลีบใบพัดที่เป็นส่วนโคนกลีบใบพัด มีรูปร่างลักษณะเป็นรูปคล้ายถ้วย และยึดติดกับกลีบใบพัดด้วยสลักยึด CUFF จะเป็นส่วนโครงสร้างของกลีบใบพัดที่จะยึดติดกับ SLEEVE ของชุดดุมใบพัด (ROTOR HEAD) ด้วยสลักยึด TAPPER PIN ๒ ตัว

การทำความสะอาดกลีบใบพัด

๑. ใช้น้ำจืดที่สะอาด ผสมกับน้ำสบู่อย่างอ่อน

๒. ห้ามใช้น้ำมันเชื้อเพลิงชนิดต่างๆ หรือน้ำยาที่เป็น SOLVENT ทำความสะอาด

๓. ถ้าไม่จำเป็นห้ามทำการขัดถูด้วยวิธีเชิงกล

๔. การขนย้ายกลีบใบพัดให้จับบริเวณชายหน้าเท่านั้น

๕. การเก็บให้วางชายหน้าลงกับที่เก็บที่มีช่องรองรับที่เหมาะสม เมื่อวางตามแนวราบให้ใช้เบาะหรือผ้ารองรับเป็นระยะๆ

<u>หมายเหตุ</u> ถ้าเกิดการชำรุดบริเวณที่เป็นแกนกลีบใบพัด (SPAR) ที่เกินเกณฑ์ตามคู่มือ ห้ามทำการซ่อมและให้รายงานขอจำหน่าย เพราะ แกนกลีบใบพัดถือว่าเป็นโครงสร้างหลักของกลีบใบพัดและแข็งแรงที่สุด ถ้ารุดอาจทำให้เป็นอันตรายต่อการบินได้

เฮลิคอปเตอร์บางรุ่นซึ่งเป็นรุ่นใหม่ H – 34 หรือ S – 58T ซึ่งดัดแปลงจาก H – 34 C&D ได้ใช้กลีบใบพัดแบบ PRESSURIZED SPARTYPE หรือเรียกว่า BIM BLAD (BLADE INDICATOR MET HOD) ซึ่งภายในแกนกลีบใบพัด (SPAR) จะเติมแก๊สไนโตรเจน (NITROGEN GAS) เข้าไปภายในซึ่งมีจุกเติมเรียกว่า AIR VALVE อยู่ที่โคนกลีบใบพัด การเติมแก๊สไนโตรเจนนี้จะต้องเติมให้ได้ความดันตามตารางและอุณหภูมิที่บ่งไว้ตามคู่มือการซ่อมบำรุงโดยปกติแล้วในอุณหภูมิประเทศไทยจะเติมแก๊สไนโตรเจนเข้าไปในแกนกลีบใบพัดด้วยความดันประมาณ 10 – 12 PSI และที่โคนกลีบใบพัดใกล้ๆ กับ AIR VALVE จะมีเครื่องวัด (INDICATOR) ประกอบติดอยู่โดยตัวเครื่องวัดนี้จะมองผ่านพลาสติกหุ้มเครื่องวัดนี้ได้ชัดเจน ถ้าหากความดันของแก๊สไนโตรเจนภายในแทนกลีบใบพัดลดลงเหลือน้อยกว่าความดันปกติเติมไว้ เครื่องวัดนี้จะเด้ง (POP OUT) ออกมาให้มองเห็นสีภายในของเครื่องวัดอาจเป็นสีดำ , แดง หรือเหลือง แล้วแต่ชนิดสีของเครื่องวัดนั้นๆ จะแสดงออกให้เห็นอย่างชัดเจนซึ่งแสดงว่าแกนกลีบใบพัดมีการแตกร้าวซึ่งทำให้แก๊สไนโตรเจนรั่วไหลออกมาได้ จึงทำให้ความดันของแก๊สไนโตรเจนภายในแกนกลีบใบพัดลดลง ซึ่งแสดงให้เห็นถึงการชำรุดของแกนกลีบใบพัดเกิดขึ้น ในบางครั้งการตรวจสอบหาข้อขัดข้องว่าแกนกลีบใบพัดแตกร้าวจริงหรือไม่นั้นจะต้องตรวจดู AIR VALVE เสียก่อนว่ามีการรั่วไหลหรือไม่อาจใช้ฟองสบู่ตรวจดูการรั่วไหลนี้ได้แต่ถ้าหากแน่ใจแล้วว่า AIR VALVE ไม่รั่วไหลก็อาจเป็นเหตุผลให้ต้องจำหน่ายกลีบใบพัดนั้นได้ซึ่งอาจวินิจฉัยว่าแกนกลีบใบพัด (SPAR) เกิดการแตกร้าวภายในจริงซึ่งจะเป็นอันตรายต่อการบินอย่างยิ่ง

กลีบใบพัดโรเตอร์ใหญ่

(MAIN ROTOR BLADE)

กลีบใบพัดโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์ส่วนมากนิยมใช้แพนอากาศแบบสมมาตร ซึ่งมีชื่อเรียกได้หลายชื่อ คือ SYMMETRICAL AIRFOIL , DOUBLE CONVEX AIRFOIL , CONVEX - CONVEX AIRFOIL HIGH SPEED AIRFOIL แพนอากาศแบบนี้ได้แผนแบบในการสร้างจากแพนอากาศมาตรฐาน คือ AIRFOIL NACA 0012

เหตุผลที่สำคัญในการเลือกแพนอากาศแบบ NACA 0012 มาใช้เป็นกลีบใบพัดของเฮลิคอปเตอร์นั้นมี ๓ ประการ

๑. จุดศูนย์รวมแรงยก (CENTER OF PRESSURE OR C.P.) ไม่เคลื่อนที่เมื่อเปลี่ยนแปลงมุมปะทะ จึงทำให้มีเสถียรภาพในการบินมากยิ่งขึ้น

๒. ให้อัตราส่วนระหว่างแรงยกต่อแรงต้าน (LIFY DRAG RATIO) ดีที่สุดตั้งแต่โคนกลีบใบพัดจนถึงปลายกลีบใบพัด

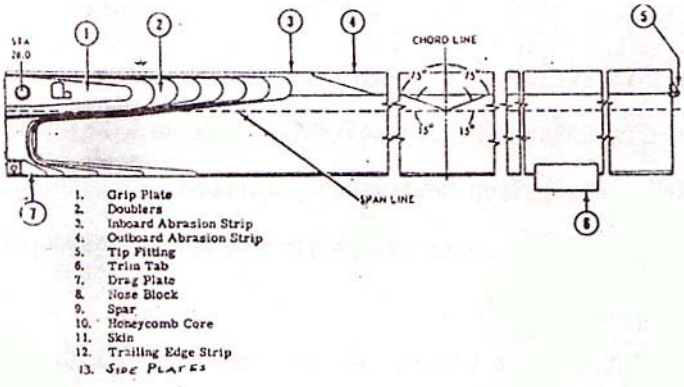
๓. เป็นแพนอากาศที่มีรูปร่างทั้งด้านบนและล่างเหมือนกัน จึงทำให้การแผนแบบในการสร้างได้ง่ายและราคาถูก

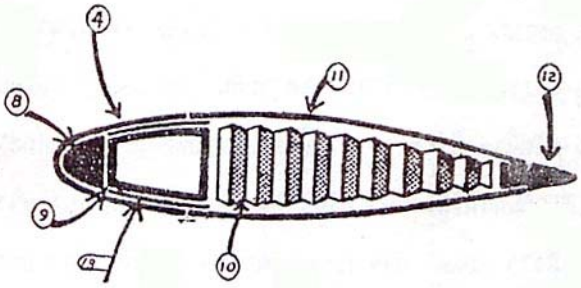
ส่วนประกอบที่สำคัญของแพนอากาศที่ใช้เป็นกลีบใบพัดของเฮลิคอปเตอร์ มี ๔ ส่วน ดังนี้

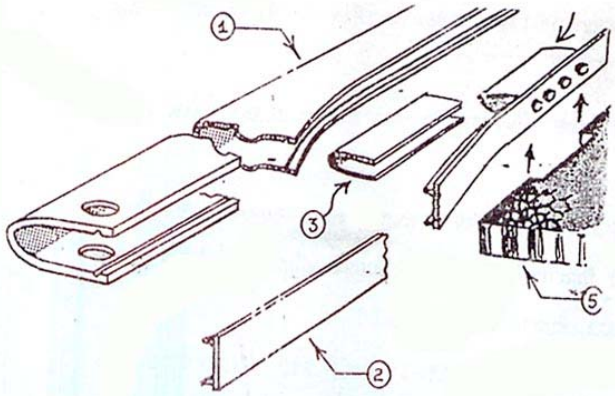
๑. แกนกลีบใบพัด (SPAR) ซึ่งเป็นชิ้นส่วนที่รับภาระกรรม หรือ LOAD ของเฮลิคอปเตอร์ทั้งหมดขณะทำการบิน ดังนั้น SPAR จึงเป็นชิ้นส่วนที่ทำด้วย AL. ที่มีความแข็งแรงและเหนียวต่อการที่จะรับภาระกรรมต่างๆ เช่น FATIQUE LOAD เป็นต้น SPAR มักจะมีรูปร่างเป็นแบบ D SHAPE

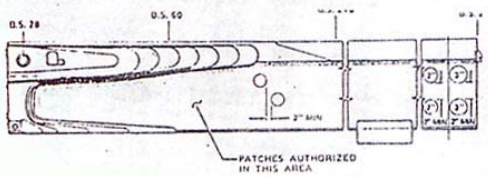
๒. โครงสร้างชายหน้า (LEADING EDGE OF NOSE BLOCK EXTRUSION) เป็นโครงสร้างของชายหน้า ซึ่งประกอบด้วยแผ่น AL. บางๆ คลุม SPAR ทางด้านหน้าตามรูปร่าง D SHAPE โดยด้านชายหน้าจะเป็นรูป D SHAPE กลับทางหน้า – หลัง เพื่อให้เกิดเป็นลักษณะลดพื้นที่หน้าตัด ซึ่งเรียกว่า STREAMLINE ทางชายหน้า เพื่อให้อากาศไหลปะทะแล้วไหลผ่านไปด้านผิวบนและล่างเป็นไปด้วยความราบเรียบ (LAMINAR FLOW) เพื่อให้เกิดแรงต้านน้อยที่สุด กลีบใบพัดของ ฮ. บางแบบตรงบริเวณปลายกลีบใบพัดเข้าไปทางโคนกลีบใบพัดในระยะความยาวประมาณ ๔ ฟุต ขึ้นไปจะต้องหุ้มด้วยแผ่น STAINLESS STEEL บางๆ เพื่อป้องกันการสึกกร่อน ซึ่งเรียกว่า ABRASION STRIP เพราะบริเวณปลายกลีบใบพัดจะมีความเร็วในการหมุนสูง จึงเกิดการสึกกร่อนได้เร็วกว่าบริเวณโคนกลีบใบพัด จึงจำเป็นต้องมี ABRASION STRIP ที่บริเวณนี้ด้วย

๓. โครงสร้างส่วนที่เป็นรังผึ้ง (HONEY COMB CORE) จะเป็นโครงสร้างส่วนกลางต่อจาก SPAR มาทางชายหลังของกลีบใบพัดโครงสร้างที่เป็น HONEY COMB CORE มีลักษณะเป็นรังผึ้งติดต่อกัน ซึ่งสร้างด้วยแผ่น AL. บางๆ และจะประกอบกันอยู่ในทางตั้งกับผิวบุของกลีบใบพัดทั้งด้านบนและล่าง เพื่อให้สามารถรับแรงกดได้ดีและโครงสร้าง HONEY COMB CORE และผิวบุจะอัดติดแน่นเข้าด้วยกันด้วยวิธี BONDING ส่วนโครงสร้างรังผึ้ง หรือ HONEY COMB CORE ของกลีบใบพัด ฮ.รุ่นใหม่ เช่น BELL 412 จะใช้โครงสร้างที่เป็น FIBER HONEY COMB CORE เพื่อให้มีความแข็งแรงและรับแรงกดได้มากยิ่งขึ้น และไม่เป็นสนิม หรือ การผุกร่อนได้ยากด้วย



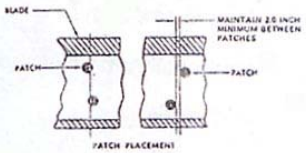






NOTE: No patches authorized within one inch of the doublers, spar, trailing edge strip or tip of blade. This is the shaded area shown above. The spar extends 5.400 inches aft of the leading edge. The trailing edge strip extends 2.800 inches forward of the trailing edge from the butt end to B.S. 60 and tapers uniformly to 0.750 inch at B.S. 210 and remains constant to the tip.

1. SPAR
2. ALUMINUM CHANNEL
3. INERTIA WT LEAD 20 LBS
4. INERTIA WT BRASS 35 LBS
5. ALUMINUM HONEYCOMB FOIL
6. ABRASION STRIP
7. T.E. EXTRUSION
8. ALUMINUM SKIN



NOTE: More than one patch on the same chord line on the same side of the blade is not permitted except in outboard 40 inches of blade.

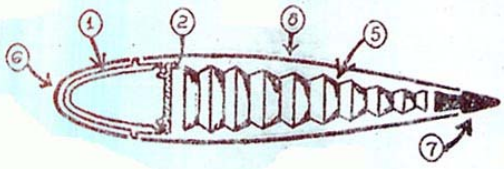


Figure 5-27. Main rotor blade — areas of repair

๔. โครงสร้างส่วนที่เป็นชายหลัง (TAILING EDGE EXTRUSION) จะใช้โลหะที่เป็น AL. และมีลักษณะเป็นแผ่นบางๆ มีมุมยกขึ้นจากแนวระนาบของเส้นชะยา (CHORD LINE) เล็กน้อย เพื่อให้มีผลทางอากาศพลศาสตร์ ดังนั้นในการจับหรือยก กลีบใบพัดจึงห้ามจับและยกส่วนชายหลังของกลีบใบพัด ซึ่งอาจทำให้มุมชายหลังกลีบใบพัดบิดหรือเสียรูปไป อาจทำให้เกิดผลเสียทางอากาศพลศาสตร์ต่อกลีบใบพัดด้วย และอาจทำให้เกิดการสั่นขึ้น ถ้านำไปติดตั้งกับ ฮ.

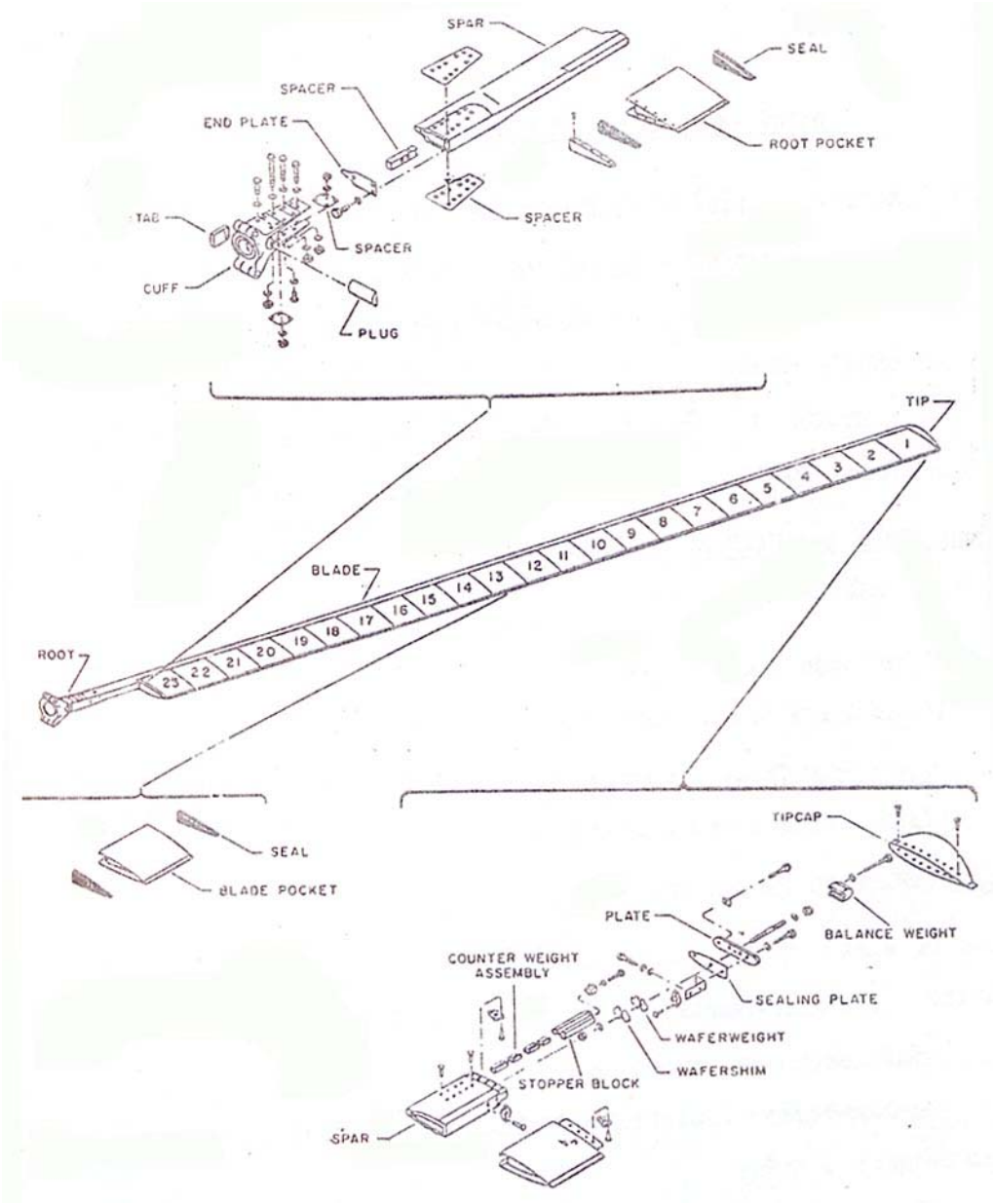
<u>หมายเหตุ</u> กลีบใบพัดของ ฮ.บางแบบ เช่น ฮ.๔ ก หรือ S – 58T จะเป็นกลีบใบพัดแบบ BIM BLADE (BLADE INDICATOR METHOD) หรือ PRESSURIZED BLADE เพราะภายในแกนกลีบใบพัด (SPAR) จะเติมแก๊สไนโตรเจน (NITROGEN) เข้าไปด้วยความดัน (PRESSURE) ประมาณ 10 – 12 PSI. ทั้งนี้ ขึ้นอยู่กับอุณหภูมิและความดันที่จะเติมเข้าไป ส่วนที่โคนกลีบใบพัดจะมีจุกเติมแก๊สไนโตรเจนและเครื่องวัดแสดงโดยการ PROP OUT สีออกมาให้เห็นบนตัวเครื่องวัดนั้นเพื่อแสดงให้ทราบว่าความดันแก๊สไนโตรเจนภายใน SPAR ลดลง ซึ่งหมายถึงว่า SPAR อาจเกิดการแตกร้าว แก๊สจึงรั่วออกไปและความดันลดลง ดังนั้นเครื่องวัดที่โคนกลีบใบพัดจะเป็นตัวแสดงให้ทราบเพื่อเป็นข้อบ่งชี้ถึงการแตกร้าวของ SPAR เมื่อความดันแก๊สไนโตรเจนลดลง เพื่อให้นำกลีบใบพัดไปตรวจสอบการแตกร้าวอีกต่อไป ถ้า SPAR แตกร้าว หรือถูกยิงเป็นรูทะลุ ให้ถอดลงจาก ฮ.ทันทีห้ามทำการบินการซ่อมโดยเด็ดขาด ให้จำหน่ายกลีบใบพัดนั้นได้เลย

** โครงสร้างของกลีบใบพัด ฮ.รุ่นใหม่ บางแบบ เป็นโครงสร้างของ FIBER GLASS ทั้งชุด เช่น BELL 412

** กลีบใบพัดโดยทั่วๆ ไป จะมีมุม (PITCH ANGLE) สูงจากโคนกลีบและจะค่อยลดลงโดนเฉลี่ยไปยังปลายปีก และเป็นมุมบิดลบ (NEGATIVE TWIST) ที่ปลายกลีบใบพัด เพื่อเป็นการเฉลี่ยแรงยกแต่ละตำบลให้เท่ากัน และเป็นการป้องกันการเกิด BLADE STALL ที่ปลายกลีบใบพัดด้วย

** กลีบใบพัด (BLADE) ของเฮลิคอปเตอร์บางแบบ เช่น UH – 1 , BELL 212 , 412 ที่ชายหลังประมาณ STA. 225 ถึง STA. 250 จะติดตั้งแผ่นรับ (TRIM TAB) เข้าไปเพื่อใช้ในการปรับแก้แนวทางเดินของปลายกลีบใบพัดและการปรับแก้การสั่นของ ฮ.ด้วย สำหรับ ฮ.

BELL 412 มี TRIM TAB 3 แผ่น แต่ละกลีบใบพัด


SPAR
SEAL
SPACER
END PLATE
ROOT POCKET
SPACER
TAB
SPACER
CUFF
PLUG
TIP
BLADE
ROOT
SEAL
BLADE POCKET
TIPCAP
PLATE
BALANCE WEIGHT
COUNTER WEIGHT ASSEMBLY
SEALING PLATE
WAFERWEIGHT
WAFERSHIM
STOPPER BLOCK
SPAR

บทที่ ๗

การตรวจสอบ TRACK (TRACKING)

การ TRACKING หรือที่เราเรียกกันทั่วๆ ไปว่าการ CHECK TRACK ความมุ่งหมายของการ TRACKING ก็เพื่อจะตรวจสอบแนวกวาดของ MAIN ROTOR BLADES และ TAIL ROTOR BLADES ภายใต้สภาพการปฏิบัติงานที่แท้จริงเพื่อให้แน่ใจว่า BLADE ทั้งหมดหมุนอยู่ในแนวพื้นราบเดียวกันหรือ TRACK เดียวกัน (IN THE SAME HORIZONTAL PLANE OF TRACK) การ TRACKING นี้กระทำเมื่อเฮลิคอปเตอร์ได้ทำการปรับระบบบังคับการบินเรียบร้อยแล้วหรือเมื่อมีการเปลี่ยน BLADE ใหม่หรือเมื่อได้ทำการเปลี่ยน MAIN ROTOR HUB

การตรวจสอบ TRACK ของ MAIN ROTOR BLADES

(TRACKING OF MAIN ROTOR BLADES)

๑.๑ การตรวจสอบ TRACK ที่รอบต่ำ

(TAKE A LOW SPEED BLADES TRACK CHECK)

๒.๒ การตรวจสอบ TRACK ที่รอบสูง

(TAKE A HIGH SPEED BLADES TRACK CHECK)

๑. วิธีปฏิบัติ (TRACKING PROCEDURE) (ดูรูป)

๑.๑ ให้ MARK ที่ปลาย BLADE แต่ละใบที่เรียกว่า TRACKING TIP หรือ TIP FITTING ด้วยดินสอไขให้แต่ละ BLADE ใช้สีที่แตกต่างกัน

๑.๒ ให้หันหัวเฮลิคอปเตอร์ ทวนทิศทางลม

๑.๓ ตำแหน่งของคนถือของ (POSITION OF FLAG MAN) ด้านขวาของเฮลิอปเตอร์ที่ๆ นั่งนักบินประมาณตำแหน่ง ๒ นาฬิกา

๑.๔ เตรียมธง CHECK TRACK และปรับให้กลางธงได้ระดับกับปลาย BLADES

๑.๕ ตั้ง (SET) TRIM TABS ของ BLADE ทั้งสองที่ ๐ องศา

ข้อควรจำ

การเดินเครื่องยนต์ (RUN - UP) ของเฮลิคอปเตอร์จะกระทำได้เพียงแต่ละบุคคลที่ได้รับอนุญาตหรือมอบหมายให้เท่านั้น

๒. การตรวจสอบ TRACK ที่รอบต่ำ (TAKE A LOW SPEED BLADES TRACK CHECK)

๒.๑ ให้เร่งรอบเครื่องยนต์ไปที่รอบ 6000 RPM แล้วทำการ TRACKING โดยการใช้ TRACKING FLAG

๒.๒ การแก้ไขสภาพการไม่ได้ TRACK ที่รอบต่ำ

๒.๓ ให้หมุน PITCH CHANGE LINK BARREL ให้สั้นเว้า

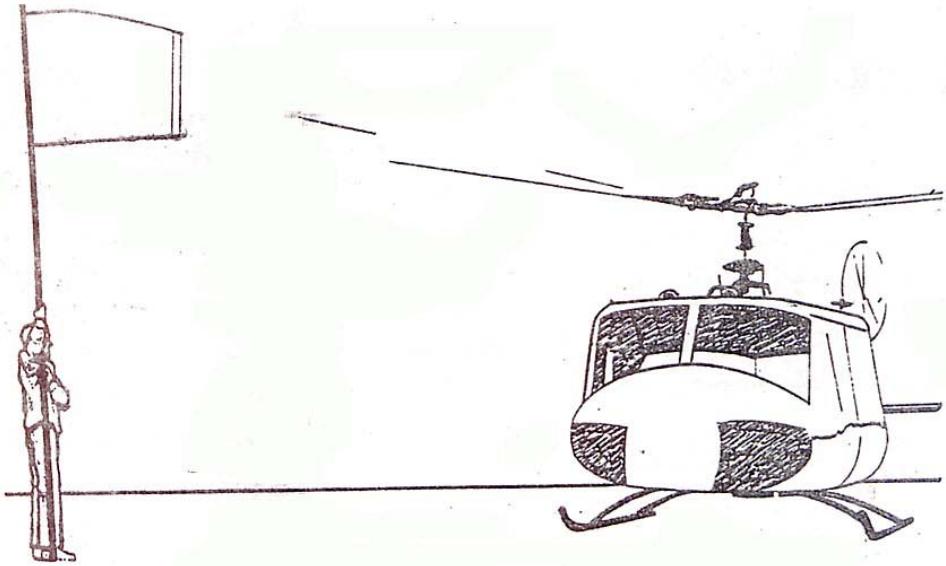
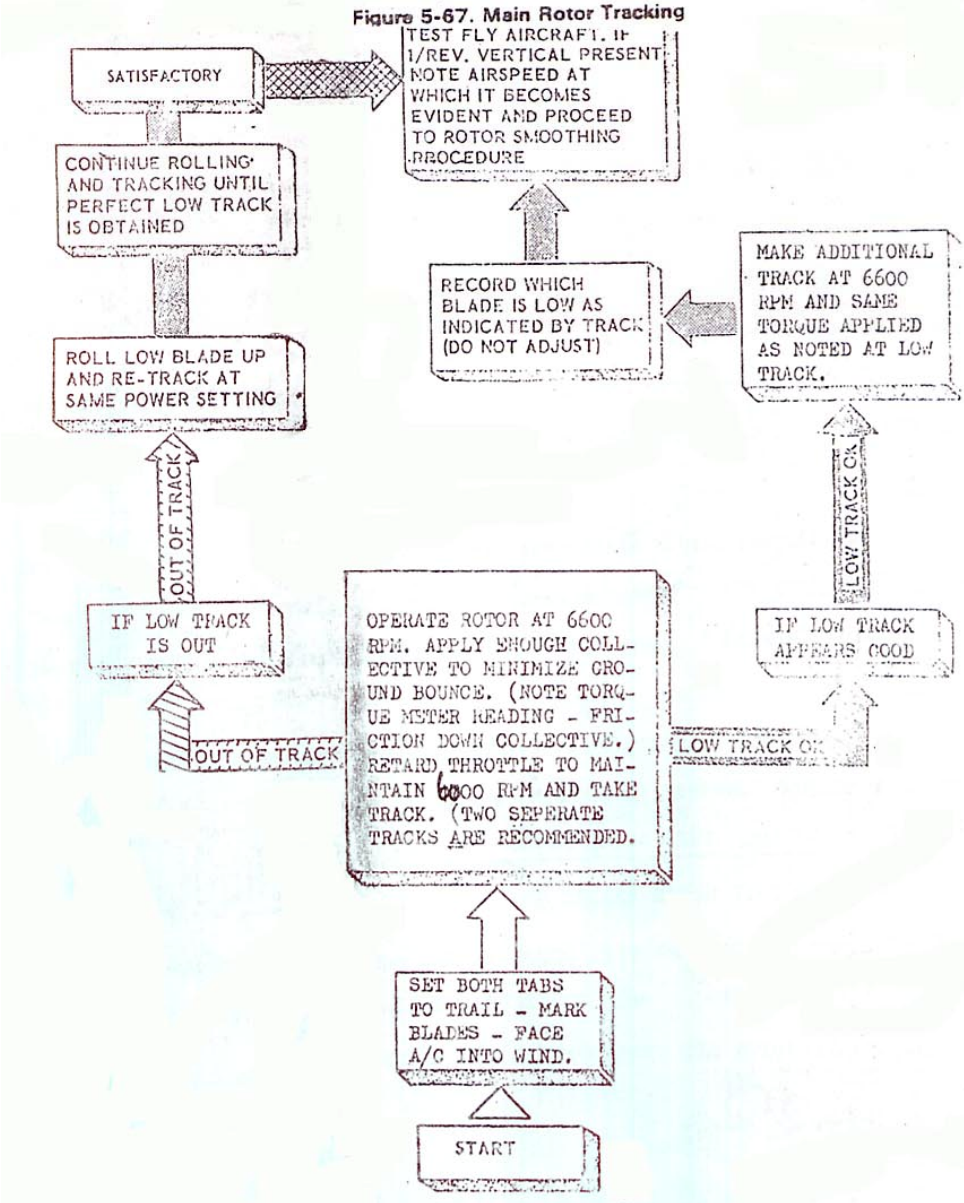


Figure 5-67. Main Rotor Tracking



Ground Tracking Procedure

ข้อควรจำ

การหมุน BARREL ถ้าหมุนไป 1 FLAT จะมีผลทำให้ BLADE TRACK เปลี่ยนไปประมาณ ๓/๘ นิ้ว ทุกครั้งในการปรับ PITCH LINK

๓. ขันแน่น BARREL NUT และห้ามลวด PITCH CHANGE LINK BARREL BARREL NUT

๔. ตรวจสอบ TRACK อีกครั้ง (RE-CHECK TRACK) ด้วย TRACKING ถ้าหากยังไม่ได้ทำการปรับและ CHECK TRACK อีกจนกระทั่ง BLADES ได้ TRACK

๓. การตรวจสอบ TRACK ที่รอบสูง (TAKE A HIGH SPEED BLADES TRACK CHECK)

๓.๑ ให้เร่งรอบเครื่องยนต์ไปที่รอบ 6600 RPM. แล้วกระทำการ CHECK TRACK โดยการใช้ TRACKING FLAG

๓.๒ ถ้า BLADES ไม่ได้ TRACK ในการตรวจสอบที่รอบสูงนี้เราไม่ทำการปรับที่ PITCH CHANGE LINK เหมือนกับการที่เราตรวจสอบที่รอบต่ำ แต่ให้เราบันทึกลงไปว่า BLADE ใบไหนไม่ได้ TRACK (ถือเอาใบที่ต่ำ) เสร็จแล้วให้กระทำดังนี้

๔. การตรวจสอบในขณะบินและแก้ไขข้อขัดข้อง MAIN ROTOR

(IN FLIGHT CHECK AND TROUBLE SHOOTING – MAIN ROTOR)

๔.๑ เมื่อตรวจสอบ TRACK ที่รอบต่ำได้แล้ว และตรวจสอบ TRACK ที่รอบสูงแล้วให้ปล่อยเฮลิคอปเตอร์บินทดสอบดูอาการสั่น

๔.๒ ถ้าเฮลิคอปเตอร์มีอาการสั่นแบบ VERTICAL VIBRATION ก็ให้ทำการปรับตาม TROUBLE SHOOTING CHART ถ้าหากไม่สั่นก็ไม่ต้องทำการปรับ

ข้อควรจำ

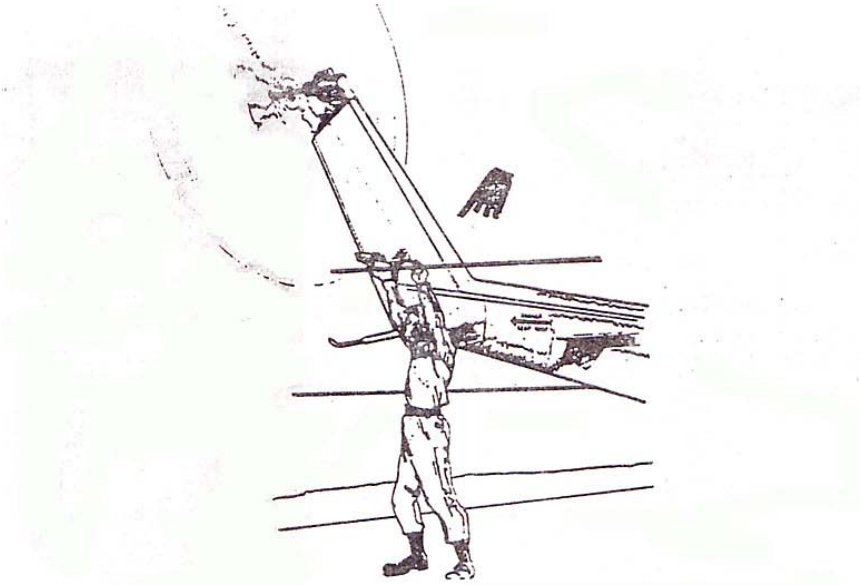
ถ้าหากจำเป็นต้องทำการปรับ ก็ให้กำหนดลงไปว่า BLADE ใบหนึ่งเป็น BLADE “A” และอีกใบหนึ่งเป็น BLADE “B” ใช้การกำหนดเช่นนี้ เพื่อเป็นประโยชน์ในการปรับ การปรับกระทำโดยการดัด (BEND) TRIM TAB ตาม TAB TABLE การดัดมุมสูงที่สุดไม่เกิน ๘ องศา เครื่องมือที่ใช้เรียกว่า TRIM TAB BENDER (ดูรูป)

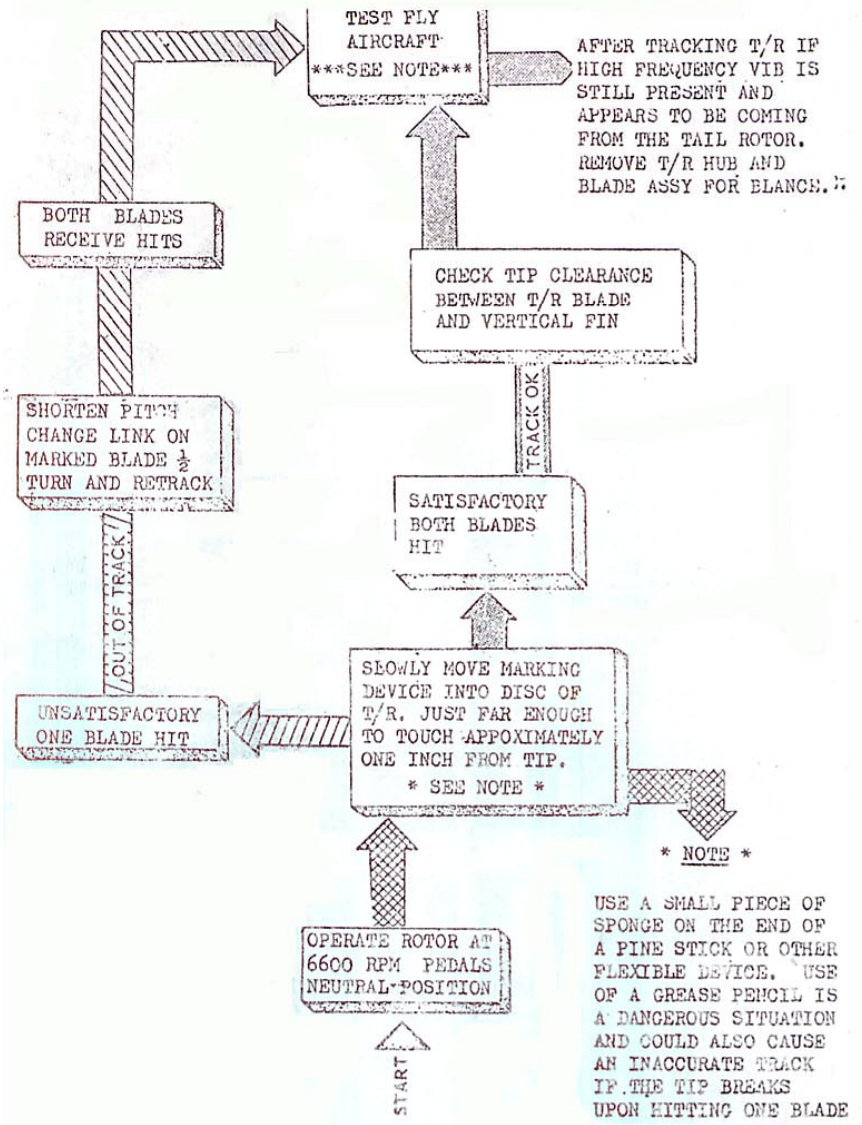
๔.๓ ให้ทดลองบิน (TEST FLIGHT) เฮลิคอปเตอร์อีกหลังจากที่ได้ทำการปรับแต่ละครั้งและปรับจนกระทั่ง การสั่นแบบ VERTICAL VIBRATION หายไป

การตรวจสอบ TRACK ของ TAIL ROTOR BLADES

(TRACKING OF TAIL ROTOR BLADES)

การตรวจสอบ TRACK ของ TAIL ROTOR BLADES ให้กระทำเมื่อมีการเปลี่ยนหรือประกอบ TAIL ROTOR HUB , BLADES หรือ PITCH CHANGE LINK ตรวจสอบการปรับ (RIGGING) TAIL ROTOR AND TRACK TAIL ROTOR BLADES





Tail Rotor Tracking Procedures

วิธีปฏิบัติ (TRACKING PROCEDURE) (ดูรูป)

๑. เตรียมไม้สำหรับตรวจสอบ (TRACK) ซึ่งทางปลายมียางพร้อมด้วยดินสอไข (RUBBER TIPPED STICK WITH GREASE PENCIL) หรืออุปกรณ์ตรวจสอบ TRACK (TRACKING DEVICE) อย่างอื่นที่อ่อนตัวได้

๒. ติดเครื่องยนต์ อุ่นเครื่องยนต์ และเดินเครื่องยนต์ พร้อมทั้งเชื่อมระบบ ROTOR เดินเครื่องยนต์ที่รอบที่กำหนดไว้ของ ฮ.แต่ละแบบ

๓. พักไม้สำหรับตรวจสอบ TRACK ไว้ด้านใต้ TAIL BOOM ASSEMBLY ทางด้านหลังของ VERTICAL FIN

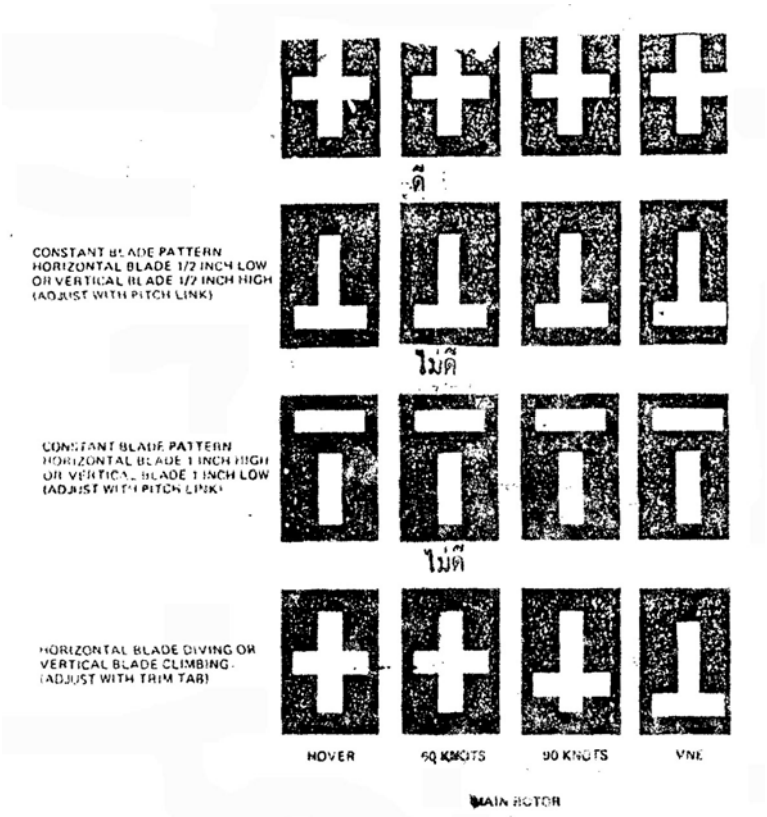
๔. ค่อยๆ เลื่อนไม้สำหรับตรวจสอบ TRACK เข้าไปให้ปลายที่ดินสอไขสัมผัสกับ BLADE ใบใกล้ห่างจากปลาย BLADE ประมาณ ๑ นิ้ว

๕. เมื่อดินสอไขสัมผัสบน BLADE ใบใกล้ แล้วให้ดับเครื่องยนต์และปล่อยให้ TAIL ROTOR BLADE หยุดหมุนแล้วทำการปรับ PITCH CHANGE LINK การปรับให้ปรับ PITCH CHANGE LINK ของ BLADE ใบที่มีดินสอไขติดอยู่โดยปรับให้สั้นเข้า

๖. ให้ทำการตรวจสอบ TRACK ใหม่และปรับจนใช้ได้

ข้อควรจำ

การปรับ TAIL ROTOR PITCH CHANGE LINK ให้หมุนไปครั้งละ ๑/๒ รอบเท่านั้น



บทที่ ๘

การสั่น (VIBRATION)

ก่อนอื่นช่างเฮลิคอปเตอร์ควรจะได้เข้าใจถึงการสั่นที่เกิดขึ้นกับเฮลิคอปเตอร์ ในขณะที่ทำการบินอยู่ในอากาศหรือปฏิบัติที่พื้น ซึ่งการสั่นนี้จะสังเกตได้ในขณะที่ช่างหรือนักบินนั่งอยู่ที่ ที่นั่งนักบิน ตามปกติแล้วการสั่นนี้จะเกิดขึ้นกับเฮลิคอปเตอร์ในขนาดที่ต่ำๆ เสมอ แต่เมื่อขนาดของการสั่นใดๆ เพิ่มขึ้นมาจนถึงระดับเกินเกณฑ์หรือผิดปกติแล้ว นั่นก็หมายความว่าเฮลิคอปเตอร์นั้น มีข้อขัดข้องหรือเกิดปัญหาขึ้นแล้ว จำเป็นจะต้องค้นหาสาเหตุและทำการแก้ไขต่อไป

ต้นเหตุของการสั่นที่ความถี่ใดๆ ก็ตามย่อมเกิดขึ้นจากการหมุน การเคลื่อนที่, การหลวมคลอน, การชำรุด และการเสื่อมคุณภาพของชิ้นส่วนบนเฮลิคอปเตอร์ เพื่อที่จะค้นหาสาเหตุหรือคาดคะเนต้นเหตุของการสั่นก็จำเป็นต้องอาศัยนักบินหรือช่างที่มีความชำนาญเท่านั้นจึงจะแก้ไขได้โดยถูกต้องต่อไป

การสั่นที่เกิดขึ้นกับเฮลิคอปเตอร์นั้นมี ๒ ชนิด คือ

๑. การสั่นตามปกติ (NORMAL)

๒. การสั่นผิดปกติ (ABNORMAL)

การสั่นตามปกติ (NORMAL) หมายถึง การสั่นเนื่องมาจากการทำงานของเครื่องยนต์ MAIN ROTOR , TAIL ROTOR ระบบถ่ายทอดกำลัง , อุปกรณ์และชิ้นส่วนต่างๆ ในขณะทำงานเป็นไปตามปกติ

การสั่นผิดปกติ (ABNORMAL) หมายถึง การสั่นเนื่องมาจากการทำงานของเครื่องยนต์ MAIN ROTOR , TAIL ROTOR ระบบถ่ายทอดกำลัง , อุปกรณ์และชิ้นส่วนต่างๆ ในขณะทำงานเป็นไปด้วยการผิดปกติ

การสั่นผิดปกติ (ABNORMAL) ที่เกิดขึ้นกับ ฮ.UH – 1H สามารถแบ่งออกได้ตามลักษณะของความถี่ (FREQUENCY) ดังนี้

๑. EXTREME LOW FREQUENCY VIBRATION

๒. LOW FREQUENCY VIBRATION

๓. MEDIUM FREQUENCY VIBRATION

๔. HIGH FREQUENCY VIBRATION

<u>EXTREME LOW FREQUENCY VIBRATION</u> (PYLON ROCK)

การสั่นแบบนี้เป็นการสั่นที่ความถี่ต่ำมากที่สุด การสั่นแบบนี้จะดีพอใช้ได้หรือไม่นั้น ถูกกำหนดขอบเขตไว้ด้วยการตรวจ PYLON ROCK , PYLON ROCK นี้เป็นการสั่นประจำตัวของ

ROTOR , MAST และ TRANSMISSION SYSTEM ฮ.แบบ UH – 1H จะมี ๒ - ๓ CYCLES ต่อวินาที หรือน้อยกว่าถ้าเกิด PYLON ROCK เกินกว่านี้ก็ถือว่าผิดปกติจำเป็นจะต้องหาสาเหตุและแก้ไขต่อไป

CHECK PYLON ROCK นักบินควรทำได้ในขณะ HOVER โดการเคลื่อน CYCLIC ไปข้างหน้าและหลังโดยเร็วประมาณว่าการเคลื่อนที่ ๑ ครั้งต่อ ๑ วินาที (ONE MOVEMENT PER SECOND) จะเริ่มอาการ PYLON ROCK ช่วงระยะเวลาต่อมา PYLON ROCK จะหายไปหลังจากการเคลื่อนที่ของ CYCLIC ได้สิ้นสุดลง แต่ถ้าการ PYLON ROCK ต่อเนื่องกันผิดปกติในระหว่างการ CHECK ในขณะ HOVER หรือเกิดขึ้นในขณะบินตามปกติ (NORMAL FLIGHT) จะแสดงถึงบางสิ่งบางอย่างไม่ถูกต้องหรือผิดพลาด เช่น TRANSMISSION MOUNT หรือ DAMPER ซึ่งอาจจะสึกหรอเกินไป เกิดการหลวมคลอน , แตก , ฉีกขาด , การประกอบไม่ถูกต้อง , ผิดแบบ , เสื่อมคุณภาพ ซึ่งสิ่งเหล่านี้จะทำให้ขาดคุณสมบัติที่จะต้านทานหรือหน่วงเหนี่ยว (DAMPENING) อาการของ ABSORB ให้หายไปหรือน้อยลง

<u>LOW FREQUENCY VIBRATION</u>

การสั่นแบบนี้เป็นการสั่นแบบความถี่ต่ำ ต้นเหตุของการสั่นแบบนี้เนื่องมาจาก MAIN ROTOR ซึ่งสามารถแบ่งออกเป็น ๒ อย่าง คือ

๑. 1/REV. VIBRATION

๒. 2/REV. VIBRATION

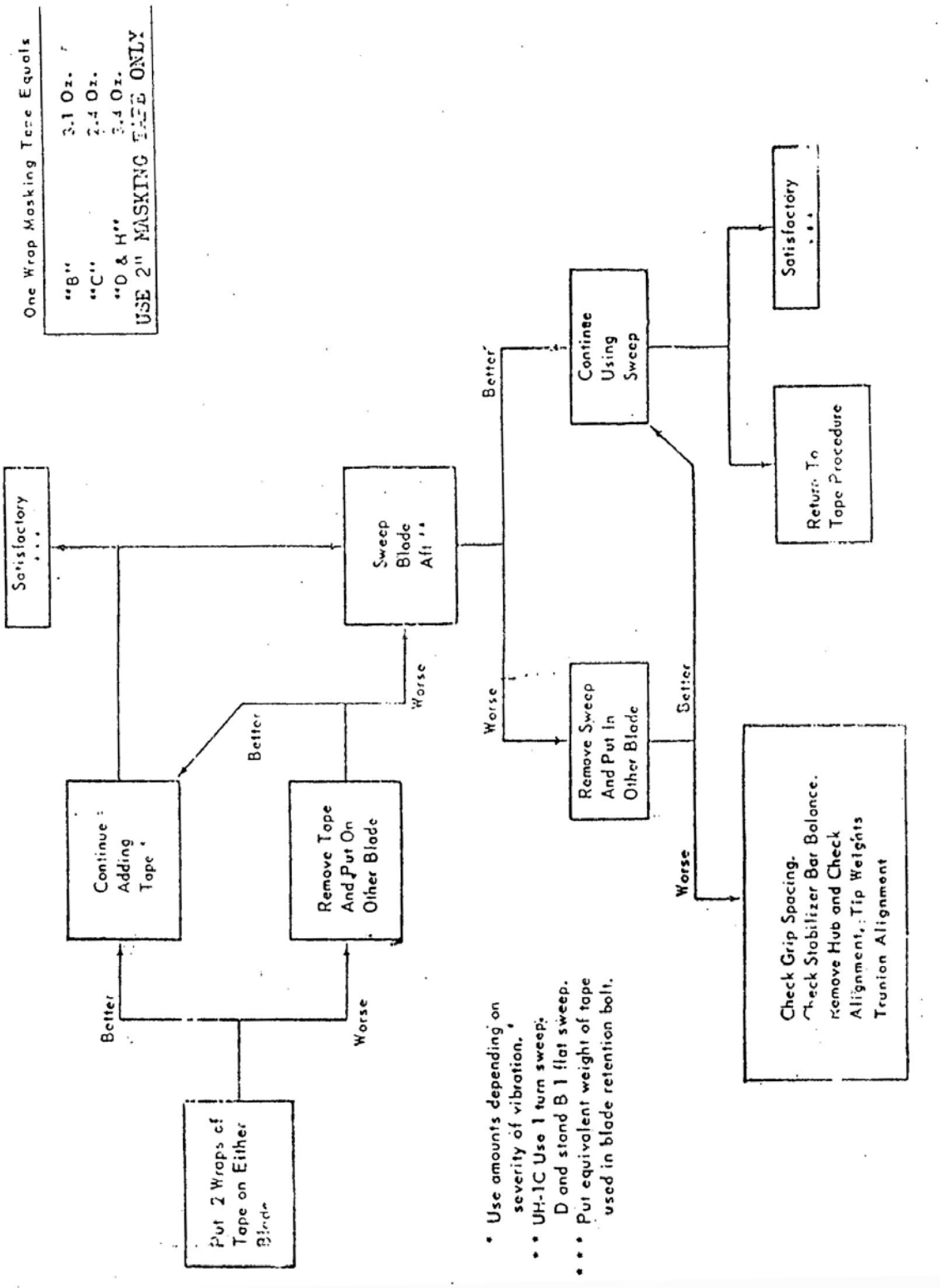
การสั่นแบบ 1/REV. VIBRATION คือการสั่นซึ่งจะมีความรู้สึก ๑ ครั้งต่อ ๑ รอบ ROTOR ซึ่งการสั่นแบบนี้สามารถแบ่งขั้นมูลฐานออกเป็น ๒ ชนิด (TWO BASIC TYPES) คือ

๑. 1/REV. VERTICAL VIBRATION

๒. 1/REV. LATERAL VIBRATION

1/REV. VERTICAL VIBRATION

สาเหตุเนื่องมาจากการผลิตแรงยกของ BLADE ใบหนึ่งมากกว่าอีกใบหนึ่ง ณ จุด ที่กำหนดให้อันเดียวกัน การสั่นแบบนี้ให้เรียบลงได้โดยการแก้ตามหลักที่ว่าผิดเป็นครู คือทำไปแก้ไป ถ้าไม่ได้ก็แก้ไขใหม่อีก การปรับนี้อาจจะมีผลออกมาไม่แน่นอนต้องทำการบินทดสอบและวิเคราะห์ผลเพื่อที่จะได้ทำการแก้ไขอีกต่อไปจนกว่าจะได้ วิธีการที่ทำให้ 1/REV. VIBRATION ให้เรียบหรือหายไปนี้เรียกว่า ROTOR SMOOTHING PROCEDURE ซึ่ง 1/REV. VERTICAL VIBRATION นี้กระทำโดยการปรับ TRIM TAB (ดูรูป) หรือการ ROLL BLADE โดยการปรับที่ PITCH CHANGE LINK


One Wrap Masking Tape Equals
"B" 3.1 Oz.
"C" 2.4 Oz.
"D & H" 3.4 Oz.
USE 2" MASKING TAPE ONLY
Put 2 Wraps of Tape on Either Blade
Better
Worse
Continue Adding Tape *
Remove Tape And Put On Other Blade
Better
Worse
Satisfactory
Sweep Blade Aft **
Better
Worse
Continue Using Sweep
Remove Sweep And Put In Other Blade
Better
Worse
Satisfactory
Return To Tape Procedure
Check Grip Spacing.
Check Stabilizer Bar Balance.
Remove Hub and Check Alignment, Tip Weights
Trunion Alignment
* Use amounts depending on severity of vibration.
** UH-1C Use 1 turn sweep; D and stand B 1 flat sweep.
*** Put equivalent weight of tape used in blade retention bolt.

โดยทั่วๆ ไปแล้ว VERTICAL VIBRATION จะรู้สึกว่าเกิดขึ้นเมื่อลดกำลังลงมา (LOW POWER DESCENT) และที่ความเร็วพอสมควร (MODERATE AIR SPEED) อาจจะรู้สึกอาการสั่นเด่นชัด ที่ก่อนความเร็วประมาณ ๖๐ - ๗๐ จะทำการแก้ไขได้โดยการ ROLL BLADE ขึ้นไปเล็กน้อย ตามปกติแล้วจะ ROLL BLADE ในที่ต่ำกว่าโดยขัน PITCH CHANGE LINK เข้าไป 1 FLAT หรือ ๑/๖ รอบ ตามปกติแล้วการแก้การสั่นแบบ 1/REV. VIBRATION นี้ ทั้งการ ROLL BLADE และการปรับ TRIM TAB ให้ทำการปรับที่ BLADE ใบต่ำก่อนเสมอ

อย่างไรก็ดีสาเหตุแปลกๆ หรือวิกล (IDIOSYNCRASY) ของ BLADE แต่ละใบอาจทำให้วิธีการปรับไม่ได้ผลตามปกติ เช่น BLADES ทั่วๆ ไป เช่นใช้ปรับตามวิธีการแก้ LATERAL สำหรับการสั่น VERTICAL ใช้วิธี ROLL BLADE ซึ่งตามปกติแล้วใช้ดัด (BEND) TAB หรือเปลี่ยน TABS CAL ไปจำนวนเท่าๆ กัน บางทีอาจพบว่าเมื่อเอา BLADES สองใบมาประกอบกันเข้าแล้วและทำการทดสอบแต่จะปรับ BLADES ชุดนี้อย่างไรก็ตามก็ไม่ได้ผลเป็นที่น่าพอใจได้เลย และเมื่อทำการถอดและเปลี่ยน BLADE ใบหนึ่งทำการบินทดสอบและปรับก็ได้ผลตามต้องการ

การสั่น 1/REV. VERTICAL ซึ่งเกิดขึ้นเป็นพักๆ (INTERMITTENT) นี้เป็นการสั่นที่ทำให้เกิดขึ้นโดยลมเป็นพักๆ ซึ่งจะทำให้เพิ่มแรงยกใน BLADE ใบหนึ่งชั่วขณะหนึ่ง การสั่นชั่วขณะนี้เป็นปกติ แต่ถ้าเกิดขึ้นในขณะที่บังคับ COLLECTIVE CONTROL และป้อนกลับ (FEED BACK) ไปยัง ROTOR ทำให้เกิดการสั่นหลายๆ CYCLE ซึ่งนี้เป็นสิ่งที่ไม่ต้องการ บางทีในระหว่างที่หมุนนี้ BLADE ใบใดใบหนึ่งจะมีมุมสูงชันขึ้น และเด้งออกมานอก TRACK เป็นสาเหตุของการสั่นแบบ HARD 1/REV. VERTICAL สภาพเช่นนี้สาเหตุโดยปกติแล้วเป็นเพราะ TAB ทั้งสองมีความแตกต่างกันมาก การปรับแก้จะกระทำได้โดยการ ROLL BLADE โดยปรับที่ PITCH CHANGE LINK

1/REV. LATERAL VIBRATION

การสั่นแบบนี้จะรู้สึกได้เมื่อนั่งในที่นักบิน (PILOTS SEATS) ที่นั่งนักบินจะกระโดดขึ้นและลง (BOUNCE UP AND DOWN) โดยที่ ที่นั่งนักบิน (PILOTS'S SEAT) จะเคลื่อนที่ขึ้นและที่นั่งนักบินผู้ช่วย (CO - PILOTS'S SEAT) จะเคลื่อนที่ลง

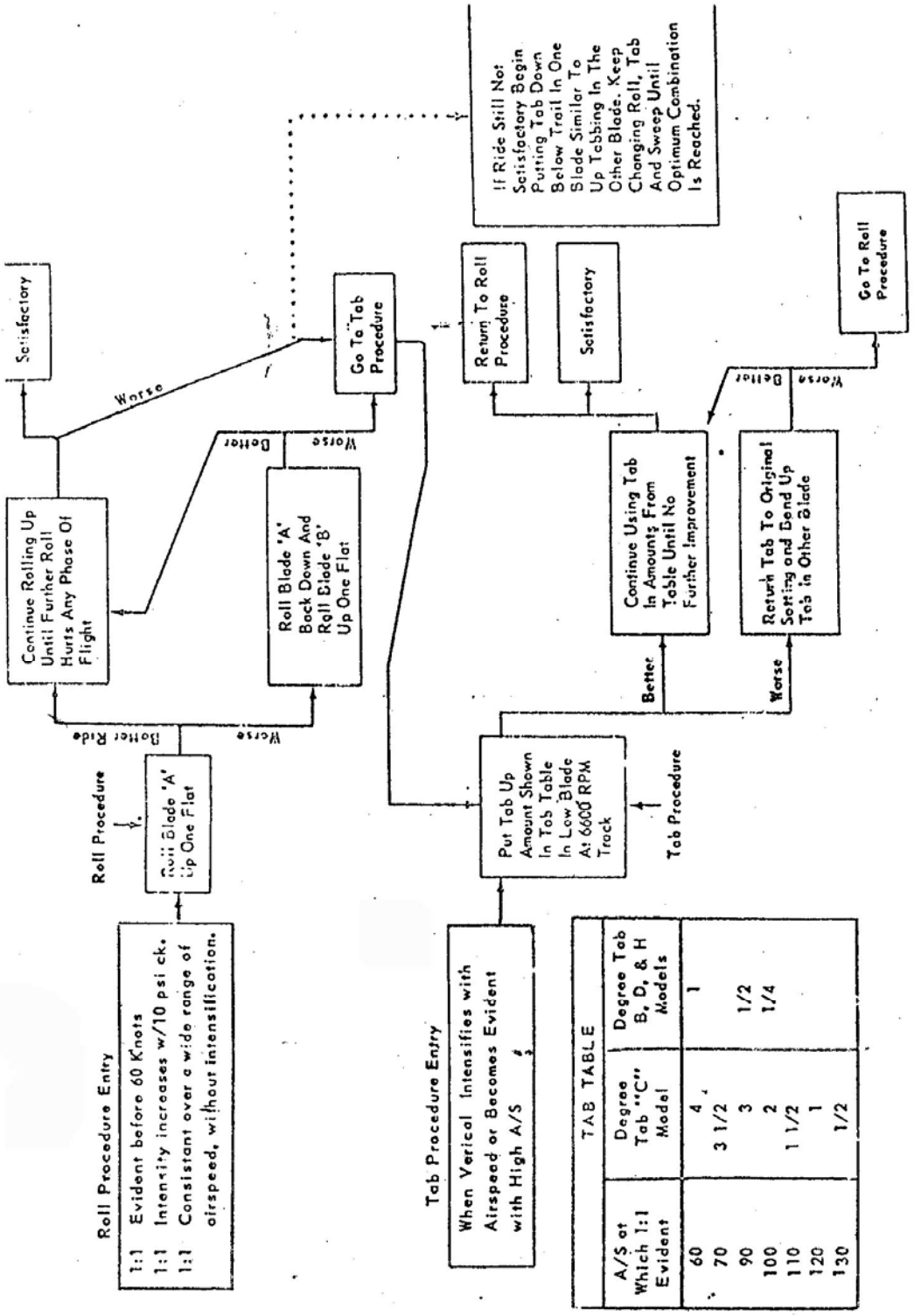
LATERAL เกิดขึ้นเนื่องจากการไม่ได้ดุลย์ของ ROTOR ๒ ชนิด คือ

๑. SPAN WISE UNBALANCE

๒. CHORD WISE UNBALANCE

SPAN WISE UNBALANCE คือการไม่ได้ดุลย์ในทางยาวของ ROTOR เนื่องมาจาก BLADE และ HUB ข้างหนึ่งมีน้ำหนักมากกว่าอีกข้างหนึ่ง

CHORD WISE UNBALANCE คือการไม่ได้ดุลย์ในทางขวางของ ROTOR เนื่องมาจากน้ำหนักทางด้านซ้ายหลังของ BLADE ใบหนึ่งมากกว่าอีกใบหนึ่ง


Roll Procedure Entry
1:1 Evident before 60 Knots
1:1 Intensity increases w/10 psi ck.
1:1 Consistant over a wide range of airspeed, without intensification.
Roll Procedure
Roll Blade 'A' Up One Flat
Better Ride
Worse
Continue Rolling Up Until Further Roll Hurts Any Phase Of Flight
Roll Blade 'A' Back Down And Roll Blade 'B' Up One Flat
Better
Worse
Satisfactory
Worse
Go To Tab Procedure
Tab Procedure Entry
When Vertical Intensifies with Airspeed or Becomes Evident with High A/S
Put Tab Up Amount Shown In Tab Table In Low Blade At 6600 RPM Track
Tab Procedure
Return To Roll Procedure
Satisfactory
Better
Worse
Continue Using Tab In Amounts From Table Until No Further Improvement
Return Tab To Original Setting and Bend Up Tab in Other Blade
Better
Worse
Go To Roll Procedure
If Ride Still Not Satisfactory Begin Putting Tab Down Below Trail In One Blade Similar To Up Tabbing In The Other Blade. Keep Changing Roll, Tab And Sweep Until Optimum Combination Is Reached.
TAB TABLE
A/S at Which 1:1 Evident
Degree Tab "C" Model
Degree Tab B, D, & H Models
60 — 4 — 1
70 — 3 1/2 — 1/2
90 — 3 — 1/2
100 — 2 — 1/4
110 — 1 1/2
120 — 1
130 — 1/2

ในการทำ BALANCE ROTOR นั้นก่อนอื่นจะต้องทำการจัดแนว BLADE (ALIGNMENT BLADE) ตามแนวยาว (SPAN WISE AXIS) ให้ได้เสียก่อน ถ้าการจัดแนว BLADE ตามแนวทางยาว (ALIGNMENT AXIS) ไม่ได้ก็จะมีผลกระทบกระเทือนไปถึงทาง CHORD WISE UNBALANCE ด้วย

LATERAL VIBRATION นี้นอกจากจะเกิดจาก BLADES แล้ว ยังเกิดขึ้นได้จากการไม่ได้ดุลย์ของ HUB และ STABILIZER BAR อีกด้วย

LATERAL VIBRATION ปกติจะรู้สึกได้โดยขณะที่ทำการ HOVER โดยลดกำลังลงมาให้รอบเครื่องยนต์ 6000 RPM. และให้ทำการ HOVER นอกเหนือหรือพ้นไปจากผลทางปฏิกิริยาของ GROUND EFFECT ซึ่งจะเป็นที่ที่ดีที่สุดจะได้รับความรู้สึกการสั่นแบบ LATERAL

การแก้ 1/REV. LATERAL VIBRATION เริ่มโดยการตัดสินใจลงไปว่า BLADE ใบไหนหนักกว่าอีกใบหนึ่งแล้วทำการพัน TAPE ขนาด ๒ นิ้วลงไป ๑ หรือ ๒ รอบ รอบๆ ปลาย BLADE ใบหนึ่ง ตามปกติแล้วจะเลือกพัน BLADE ใบสูงก่อน และพันให้หางจากปลาย BLADE ๒ - ๓ นิ้ว เพื่อไม่ให้ฉีกขาดได้ง่าย เนื่องจากผลที่ปะทะปลาย BLADE เมื่อพันแล้วก็ให้ทำการ HOVER ดูอีกทีในหรือนอก GROUND EFFECT ที่เห็นว่ารู้สึกอาการสั่น LATERAL ได้ชัดเจนที่สุด และสังเกตผลเมื่อได้พัน TAPE ไปแล้วถ้าเลวลงแสดงว่าพันผิดไปให้พันใบที่ถูกต้องอีกใบหนึ่ง การพัน TAPE ถึงแม้ว่าจะพัน BLADE ใบที่ถูกต้องแล้วแต่จำนวนรอบของ TAPE ที่พันไปก็ขึ้นอยู่กับความรุนแรงในการสั่น บางทีเมื่อพันไปแล้ว ๑ หรือ ๒ รอบ ไม่ได้ผลดีขึ้น แต่เมื่อลดลงมาเหลือ ๑/๒ รอบ เมื่อทำการบินทดสอบอาการสั่นจึงหายไปก็มี ถ้าอาการสั่นยังมีอยู่ การพัน TAPE ไม่ช่วยให้การสั่นหายไปได้แสดงว่ายังไม่ได้ดุลย์ทางขวางของ ROTOR (CHORD WISE UNBALANCE) จำเป็นจะต้อง SWEEP BLADE การที่จะเลือก SWEEP BLADE ใบหนึ่งใบใดนั้นไม่มีกฎเกณฑ์และให้ทำการ SWEEP ไปข้างหลังโดยการขัน DRAG BRACE ให้สั้นเข้า การขันให้หมุนไป 1 FLAT หรือ ๑/๖ รอบ เป็นการหมุนขั้นแรกแล้วให้ทำการ HOVER ดูผลที่เกิดขึ้น ถ้าหากว่า SWEEP BLADE ถูกต้องแล้วและการสั่นดีขึ้นก็ให้ทำการ SWEEP BLADE ต่อไปทีละ FLAT ซึ่งจะปรับไปอีกเท่าใดนั้นขึ้นอยู่กับความรุนแรงของการสั่นจนกระทั่งการสั่น LATERAL หายไป

การสั่นแบบ 2/REV. VIBRATION คือการสั่นเป็นลักษณะประจำของระบบ ROTOR ที่มี BLADE ๒ ใบ ซึ่งจะมีการสั่นในระดับต่ำๆ เกิดขึ้นเสมอ การสั่นแบบ 2/REV. ที่เพิ่มเหนือจากระดับการสั่นปกติ มีสาเหตุองค์ประกอบขั้นมูลฐาน ๒ ประการ คือ

๑. ระบบการต่อต้านหรือความสามารถในการดูดกลืน การสั่นใช้ไม่ได้

๒. เกิดการเพิ่มระดับการสั่นเนื่องจากตัว ROTOR เอง

ระบบการต่อต้านหรือความสามารถในการดูดกลืนการสั่นใช้ไม่ได้ เนื่องมาจากสาเหตุเช่น TRANSMISSION MOUNTS เสื่อมคุณภาพ LIT LINK BUSHING สึกหรอ หรือส่วนประกอบโครงสร้างหลวมร่วมด้วยการสั่นประจำตัวแบบ 2/REV. ธรรมดา

การเกิดการเพิ่มระดับการสั่นเนื่องจากตัว ROTOR เองนั้นเกิดขึ้นจากการสึกหรอหรือหลวมคลอนของชิ้นส่วนต่างๆ ใน ROTOR HUB หรือการหลวมคลอนที่เกิดจากชุดบังคับที่หมุนได้ (ROTATING CONTROL) เช่น ชุด SWASH PLATE หลวมคลอนมากเกินไป ROD END BEARING ของ CONTROL TUBE สึกหรอเป็นต้น

การแก้การสั่นแบบ 2/REV. ที่มีระดับการสั่นมากกว่าปกติ (EXCESSIVE 2/REV. VIBRATION) นั้น ก่อนอื่นขึ้นอยู่กับช่าง โดยทั่วๆ ไปแล้วนักบินไม่สามารถที่จะกำหนดสาเหตุที่แท้จริงลงไปได้ และไม่สามารถที่จะให้คำแนะนำวิธีการแก้ไขเจาะลงไปได้

MEDIUM FREQUENCY VIBRATION

การสั่นแบบ MEDIUM FREQUENCY VIBRATION นี้จะรู้สึกการสั่นที่ความถี่ ๔ ครั้งและ ๖ ครั้งต่อ ๑ รอบ การหมุนของ ROTOR (4/REV.AND6/REV.) เป็นลักษณะการสั่นประจำตัวของ ROTOR อีกอย่างหนึ่ง แต่การเพิ่มระดับการสั่นของการสั่นแบบนี้ สาเหตุเนื่องมาจาก การหลวมคลอนบางอย่าง เช่น ส่วนประกอบโครงสร้างของเฮลิคอปเตอร์ SKID หลวมคลอนเนื่องจากการสึกหรอ SKID RETAINING STARS หลวมคลอนหรือไม่ถูกต้องเป็นต้น

HIGH FREQUENCY VIBRATION

การสั่นแบบนี้มีความถี่สูง เกิดจากสิ่งหนึ่งสิ่งใดซึ่งหมุนหรือสั่นที่ความเร็วเท่ากับ TAIL ROTOR หรือมากกว่า โดยปกติแล้วสาเหตุเนื่องมาจากระบบ TAIL ROTOR หรือ ANTI – TORQUE SYSTEM เช่น TAIL ROTOR OUT BALANCE , TAIL ROTOR OUT OF TRACK , LOOSE TAIL ROTOR PITCH CHANGE LINK BEARING เป็นต้น นอกจากนี้ยังเกิดขึ้นได้จากกลไกต่อโยงของ ELEVATOR (ELEVATOR LINKAGE) ที่ SWASH PLATE HORN หลวมคลอน ELEVATOR หลวมคลอน , แท่นเครื่องยนต์ หลวมคลอน MAIN DRIVE SHAFT ไม่ได้ ALIGNMENT , TAIL ROTOR DRIVE SHAFT ไม่ได้ดุลย์ , คดงอ และ ALIGNMENT ไม่ได้

การสั่นแบบ HIGH FREQUENCY VIBRATION นี้จะมีจำนวนน้อยๆ เกิดขึ้นเสมอซึ่งจะรู้สึกได้ ถ้าคอยสังเกตมันอยู่ซึ่งจำนวนมากสั่นน้อยๆ นี้ถือว่าเป็นปกติ ฉะนั้นความชำนาญในการบินเป็นสิ่งที่จำเป็นที่นักบินจะต้องศึกษาถึงระดับการสั่นปกติว่าเป็นเช่นใด

แม้แต่นักบินที่มีความชำนาญในบางครั้งก็ผิดพลาดด้วยมีความรู้สึกจดจ่ออยู่กับการสั่นอย่างหนึ่งอย่างใดอยู่โดยเฉพาะ และเลยลงความเห็น (CONCLUDE) ว่าระดับการสั่นสูงกว่าปกติ ซึ่งความจริงแล้วไม่เป็นเช่นนั้น แต่ความรู้สึกของนักบินดูเหมือนว่าจะเป็นอย่างนั้น เนื่องจากนักบินเอาใจจดจ่อกับการสั่นนั้นมากเกินไป

ข้อขัดข้องและการแก้ไข

ข้อขัดข้อง	สาเหตุที่อาจเป็นไปได้	การแก้ไข
PYLON ROCK	- การบกพร่องของ TRANSMISSION MOUNT	- เปลี่ยน TRANSMISSION MOUNT
	- การบกพร่องของ PYLON DAMPER	- เปลี่ยน PYLON DAMPER
	- สลักยึด MOUNT ตายหรือ TORQUE ไม่ได้คามเกณฑ์	-ให้ RETORQUE ใหม่
1/REV. VERTICAL	- ROTOR BLADES ไม่ได้ TRACK	- TRACK BLADES ใหม่ และปรับถ้าจำเป็น
	- BEARING COLLECTIVE LEVEL สึกหรอ	- เปลี่ยน BEARING
	- PITCH CHANGE LINK ROD END BEARING สึกหรอ	- เปลี่ยน BEARING
	- COLLECTIVE SCISSORS ASSEMBLY	- เปลี่ยน SCISSORS AND SLEEVE ASSEMBLY
	- MAIN ROTOR HUB ASSEMBLY	- เปลี่ยน HUB
	- STABILIZER BAR (OUTER TUBE)	- เปลี่ยน STABILIZER BAR
	- STAINLESS STEEL ที่ชายหน้าของ ROTOR BLADE หลวมคลอน	- เปลี่ยน BLADE
1/REV. LATERAL VIBRATION	- ROTOR (ROTOR SPANWISE UNBALANCE)	- ชั่งดุลย์ (BALANCE) ใหม่
	- ROTOR (ROTOR CORDWISE UNBALANCE)	- ชั่งดุลย์ (BALANCE) ใหม่
	- STABILIZER BAR (STABILIZER BAR UNBALANCE)	- ชั่งดุลย์ (BALANCE) ใหม่
	- STABILIZER BAR (OUTER TUBE) คดงอทางด้านหน้าและหลัง	- ให้เปลี่ยน STABILIZER BAR
	MAST คดงอ	- เปลี่ยน MAST
MEDIUM	- ส่วนประกอบโครงสร้าง ฮ.หลวม	- ขันแน่น , ซ่อม , เปลี่ยนใหม่

FREQUENCY VIBRATION	คลอน - SKIE หลวมคลอน - CAP ASSEMBLY ยางเสื่อมคุณภาพ - CAP ASSEMBLY หลวมคลอนหรือประกอบไม่ถูกต้อง	- ขันแน่น , ถ้าสึกหรอเกินเกณฑ์ให้เปลี่ยนใหม่ - ให้เปลี่ยน CAP ASSEMBLY ใหม่ - ให้เปลี่ยน และประกอบใหม่
HIGH FREQUENCY	- TAIL ROTOR ไม่ได้ TRACK (TAIL ROTOR OUT OF TRACK) - TAIL ROTOR ไม่ได้ดุลย์ (TAIL ROTOR OUT OF BALANCE) - ชิ้นต่อโยง ELEVATOR ที่ SWASH PLATE HORN หลวมคลอน - ELEVATOR หลวมคลอน - MAIN DRIVE SHAFT ไม่ได้ ALIGNMENT - TAIL ROTOR DRIVE SHAFT ไม่ได้ ALIGNMENT - TAIL ROTOR DRIVE SHAFT ไม่ได้ดุลย์ - TAIL ROTOR DRIVE SHAFT คดงอ - แท่นเครื่องยนต์หลวมคลอนเนื่องจากการสึกหรอของ BEARING	- RE – TRACK TAIL ROTOR และปรับใหม่ถ้าจำเป็น - ชั่งดุลย์ (BALANCE) ใหม่ - เปลี่ยน BUSHING ที่สึกหรอ - เปลี่ยน SHIM ใหม่ - ให้ CHECK ALIGNMENT ใหม่ - ให้ CHECK ALIGNMENT - ให้ถ่วงดุลหรือเปลี่ยนใหม่ถ้าจำเป็น - ให้เปลี่ยนใหม่ - ให้เปลี่ยน BEARING ที่สึกหรอ

การสั่นของ S – 58T แบ่งระดับของการสั่นออกเป็น ๓ ระดับ ดังนี้

๑. การสั่นแบบความถี่ต่ำ (LOW FREQUENCY VIBRATION)

๒. การสั่นแบบความถี่ปานกลาง (MEDIUM FREQUENCY VIBRATION)

๓. การสั่นแบบความถี่สูง (HIGH FREQUENCY VIBRATION)

การสั่นแบบความถี่ต่ำ (LOW FREQUENCY VIBRATION)

๑. การสั่นแบบความถี่ต่ำจะสังเกตเห็นและรับความรู้สึกได้โดยผ่านมาทางระบบการบังคับที่ คันบังคับการบินโดยเฉพาะที่ COLLECTIVE และ CYCLIC CONTROL STICK ซึ่งจะมีระดับการสั่นไม่มากนัก มักจะมีสาเหตุใหญ่ๆ จาก

๑. กลีบใบพัดใหญ่เดินอยู่ในแนวเดียวกัน (MAIN ROTOR BLADE OUT OF TRACK) (เป็นส่วนมาก)

๒. กลีบใบพัดใหญ่ชำรุดหรือไม่สมดุลย์ (MAIN ROTOR BLADE DAMAGE OR UNBALANCE)

๓. DAMPER ทำงานไม่ถูกต้องเนื่องจาก

๓.๑ น้ำมันไฮดรอลิครั่ว

๓.๒ น้ำมันไฮดรอลิคสกปรก

๓.๓ น้ำมันไฮดรอลิคน้อย

๓.๔ มีอากาศใน DAMPER

๓.๕ RELIEF VALVE ของ DAMPER ทำงานไม่ถูกต้อง

๔. BEARING ที่ SLEEVE และ HORN ของชุดโรเตอร์ใหญ่ชำรุดหรือหลวมคลอน

๕. เกิดจากชุด SERVO UNIT ทำงานไม่ถูกต้องหรือชำรุดหลวมคลอน

๒. การสั่นแบบความถี่ต่ำสามารถสังเกตได้โดยผ่านทางลำตัวของเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งการสั่นนี้จะส่งผ่านจากเพลาขับโรเตอร์ใหญ่ MAIN GEAR BOX โดยแหล่งการเกิดการสั่นจะมาจากชุดโรเตอร์ใหญ่นั่นเอง มักจะมีสาเหตุมาจากสิ่งต่อไปนี้

๑. HORIZONTAL HINGE PIN BEARING ชำรุดหรือหลวมคลอน

๒. VERTICAL HINGE PIN BEARING ชำรุดหรือหลวมคลอน

๓. การประกอบชุด MAIN ROTOR HEAD เข้ากับเพลาขับของ MAIN GEAR BOX ไม่ถูกต้อง โดยเฉพาะการประกอบแหวนกรวยผ่าซีก (SPLITE CONE) ไม่ถูกต้อง เช่น กลับทาง หรือระยะเว้นของแหวนกรวยผ่าซีกไม่เท่ากันทั้งสองด้าน ทำให้ชุด MAIN ROTOR HEAD ไม่แนบสนิทในร่องรองรับของเพลา MAIN GEAR BOX

๔. โครงสร้างชำรุด

๕. เพลาขับของ MAIN GEAR BOX มีระยะการเคลื่อนตัวมากเกินไป

๖. แป้นเกลียวพิเศษ (BEST NUT) ที่ยึด MAIN ROTOR HEAD เข้ากับเพลาขับของ MAIN GEAR BOX หลวม หรือขันแน่นไม่ได้ตามเกณฑ์ของ TORQUE WRENCH ที่กำหนดไว้ตามคู่มือการซ่อมบำรุง เครื่องมือขันด้วยแรงบิดที่ใช้คือ KELSTOM WRENCH จะมีเครื่องมือวัดบอกค่าแรงบิดไว้ที่หน้าปัทของเครื่องวัดในเครื่องมือนี้

๗. ชุดรับแรงกระแทก (OLEO STRUT) มีแต่อากาศ จะสังเกตเห็นได้ชัดเจนขณะเฮลิคอปเตอร์ทำการ GROUND – RUN อยู่ที่พื้น (วิธีแก้ไขจะต้องทำการเติมน้ำมันไฮดรอลิคและลมแล้วทำการ BLEED OLEO ใหม่ตามคู่มือ)

<u>หมายเหตุ</u> การสั่นแบบความถี่ต่ำมักจะมีสาเหตุส่วนใหญ่มาจาก ชุดโรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) ของเฮลิคอปเตอร์ เพราะเนื่องจากรอบการหมุนของโรเตอร์ใหญ่มีรอบการหมุนด้วยความเร็วที่ต่ำคือรอบ ๒๕๘ รอบต่อนาที (258 RPM.) จึงเป็นแหล่งของการเกิดการสั่นแบบความถี่ต่ำ

๑. การสั่นแบบความถี่ปานกลาง (MEDIUM FREQUENCY VIBRATION) การสั่นแบบความถี่ปานกลางนี้จะมีระดับการสั่นสูงกว่าการสั่นแบบความถี่ต่ำ นักบินที่มีประสบการณ์และความชำนาญเท่านั้นที่จะเป็นผู้บอกว่าเป็นการสั่นในระดับหรือแบบใด การสั่นแบบนี้โดยมากมักจะมีสาเหตุมาจากโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) ทั้งนี้เพราะโรเตอร์หางมีรอบการหมุนสูงกว่าโรเตอร์ใหญ่รอบการหมุนของโรเตอร์หางจะหมุนด้วยความเร็ว ๑๔๖๐ รอบต่อนาที (1460 RPM.) ดังนั้นจึงเป็นแหล่งของการเกิดการสั่นแบบความถี่ปานกลาง ซึ่งมกจะพบว่ามีสาเหตุจากสิ่งต่อไปนี้

๑. ชุดโรเตอร์หางไม่สมดุลย์ (TAIL ROTOR UNBALANCE)
๒. ปรับมุมปะทะของกลีบใบพัดหางไม่เท่ากันและไม่ถูกต้อง
๓. กลีบใบพัดหางชำรุด
๔. SPINDLE BEARING ของโรเตอร์หางชำรุดและหลวมคลอน
๕. TAIL ROTOR FLAPPING HINGE ชำรุดหลวมคลอน
๖. ROD END BEARING ของคันปรับมุมปะทะกลีบใบพัดหางชำรุดหลวมคลอน
๗. แท่นยึด TAIL ROTOR GEAR BOX หลวมคลอน
๘. ส่วนประกอบชุดระบบบังคับการบินของโรเตอร์หางชำรุดหลวมคลอน

<u>หมายเหตุ</u> การสั่นแบบความถี่ปานกลางจะปรากฏเห็นได้เด่นชัดที่ PEDALS CONTROL หรือ RUDDERS CONTROL จะทำให้นักบินรู้สึกแลสังเกตเห็นได้ชัดที่การสั่นที่ชุดกระเดื่องบังคับหางหรือ PEDALS CONTROL นี้ นอกจากนี้จะปรากฏจากการสั่นด้วยความถี่สูงขึ้นจากลำตัวของเฮลิคอปเตอร์ด้วย

๒. การสั่นแบบความถี่สูง (HIGH FREQUENCY VIBRATION) การสั่นแบบความถี่สูงจะมีสาเหตุจากแหล่งที่มีรอบการหมุนสูงได้แก่ระบบถ่ายทอดกำลัง (POWER TRAIN SYSTEM) และเครื่องยนต์ (ENGINE) และแท่นยึดในการสั่นแบบความถี่สูงนี้บางครั้งก็ยากต่อการวิเคราะห์ว่าเกิดจากสาเหตุอะไรแน่ ระหว่างระบบถ่ายทอดกำลังและเครื่องยนต์ เพื่อให้ง่ายต่อการวิเคราะห์ก็ให้นักบินทำการบินออตโตโรเตชั่น (AUTOROTATION) ดู ถ้าหากว่า ขณะทำการบิน ออตโตโรเตชั่นปรากฏว่าการสั่นนั้นหายไปก็แสดงว่าการสั่นนั้นเกิดจากเครื่องยนต์และแท่นยึดเพราะขณะบินออตโตโรเตชั่น นั้นได้ทำการตัดกำลังการขับหมุนจากเครื่องยนต์โดยเด็ดขาดโดยไม่ใช้กำลังการขับหมุนจากเครื่องยนต์เลย ในกรณีที่ทำ

การบินออตโตโรเตชั่น (AUTOROTATION) ดูแล้วปรากฏว่าการสั่นนั้นหายไปก็ย่อมแสดงว่าสาเหตุของการสั่นจะมีสาเหตุมาจากสิ่งต่อไปนี้

๑. แท่นเครื่องยนต์ชำรุดหรือหลวมคลอน

๒. เกิดจากการทำงานของเครื่องยนต์ที่ไม่ดี เช่น ส่วนประกอบภายในชำรุดหรือหลวมคลอน ในกรณีที่ทำการบินออตโตโรเตชั่น (AUTOROTATION) แล้ว ถ้าการสั่นนั้นยังคงมีอยู่แสดงว่าการสั่นนั้นจะมีสาเหตุมาจากสิ่งต่อไปนี้

๑. MAIN GEAR BOX ชำรุดหรือหลวมคลอนภายใน

๒. แท่นยึด MAIN GEAR BOX ชำรุดหรือหลวมคลอน

๓. การติดตั้งแท่นยึดหรือ MAIN GEAR BOX ไม่ถูกต้องตามคู่มือ

๔. ANGLE GEAR BOX หลวมคลอน

๕. แท่นยึด ANGLE GEAR BOX หลวมคลอน

๖. เพลาขับหลัก (MAIN DRIVE SHAFT) ชำรุดหรือหลวมคลอน

๗. การประกอบเพลาขับหลักไม่ถูกต้องตามคู่มือ

๘. เพลาขับหลักไม่สมดุลย์ (MAIN DRIVE SHAFT UNBALANCE)

๙. เพลาขับหลักไม่ได้แนวตรง (MAIN DRIVE SHAFT MISS ALIGNMENT)

๑๐. เพลาขับหาง (TAIL DRIVE SHAFT) ชำรุดหรือหลวมคลอน

๑๑. เพลาขับหางไม่ได้แนวตรง

๑๒. เพลาขับหางไม่สมดุลย์

๑๓. ชุดแท่นยึดเพลาขับหางชำรุดหรือหลวมคลอน

๑๔. INTERMEDIATED GEAR BOX ชำรุดหรือหลวมคลอนภายใน

๑๕. แท่นยึด INTERMEDIATED GEAR BOX หลวมคลอน

๑๖. TAIL ROTOR GEAR BOX ชำรุดหรือหลวมคลอนภายใน

๑๗. แท่นยึด TAIL ROTOR GEAR BOX หลวมคลอน

๑๘. ชุด PYLON ชำรุดและหลวมคลอน

๑๙. สลักยึด PYLON หลวมคลอนหรือ PIN LOCK เข้าไม่สุด

๒๐. TAIL DRIVE SHAFT COUPLING ในห้วงต่อระหว่างชุด PYLON และ TAIL CONE ชำรุดหรือหลวมคลอนหรือไม่ได้แนวตรง (MISS ALIGNMENT)

๒๑. TAIL DRIVE SHAFT SUPPORT ชำรุดหรือหลวมคลอนหรือไม่ได้แนวตรง

๒๒. TAIL DRIVE SHAFT RUN OUT มากเกินเกณฑ์

การพิจารณาเกณฑ์ของระดับการสั่นของเฮลิคอปเตอร์โดยทั่วๆ ไป

การสั่นของเฮลิคอปเตอร์โดยทั่วๆ ไปจะแบ่งเกณฑ์ของการสั่นของเป็น ๓ ระดับดังนี้

๑. การสั่นแบบความถี่ต่ำจะมีเกณฑ์ของการสั่นอยู่ในระดับตั้งแต่ 100 – 400 CPM. (CYCLE PER MINUTE)

๒. การสั่นแบบความถี่ปานกลางจะมีเกณฑ์ของการสั่นอยู่ในระดับตั้งแต่ 1000 - 2000 CPM.

๓. การสั่นแบบความถี่สูงจะมีเกณฑ์ของการสั่นอยู่ในระดับตั้งแต่ 2000 CPM. ขึ้นไป

<u>หมายเหตุ</u> การสั่นที่เกิดขึ้นจะมีแหล่งการกำเนิดของการสั่นได้อุปกรณ์ที่มีการหมุน ถ้าหากอุปกรณ์ใดที่มีรอบการหมุนในระดับต่ำก็จะเป็นแหล่งของการเกิดการสั่นในระดับแบบความถี่ต่ำ ถ้าอุปกรณ์ใดที่มีรอบการหมุนในระดับปานกลางก็จะเป็นแหล่งของการเกิดการสั่นในระดับแบบความถี่ปานกลาง และถ้าหากอุปกรณ์ใดที่มีรอบการหมุนอยู่ที่ในรอบสูงก็จะเป็นแหล่งของการเกิดการสั่นในระดับแบบความถี่สูง ดังจะยกตัวอย่างเปรียบเทียบให้เห็นเด่นชัดที่มีการสั่นแตกต่างระหว่างรอบของการหมุนซึ่งเป็นแหล่งของการสั่น เช่น ฮ.UH – 1H รอบการหมุนของโรเตอร์หาง (TAIL ROTOR) หมุนด้วยรอบ ๑๖๕๐ รอบต่อนาที ซึ่งใกล้เคียงกับระดับเกณฑ์ของการสั่นแบบความถี่สูง จึงพิจารณาให้เป็นการสั่นแบบความถี่สูง ซึ่งมีโรเตอร์หาง เป็นแหล่งของการสั่น ฮ.S – 58T หรือ H – 34 C&D รอบการหมุนของโรเตอร์หางของ ฮ.S – 58T หรือ H – 34 C&D จึงมีโรเตอร์เป็นแหล่งของการสั่นแบบปานกลาง

- BIFILAR VIBRATION ABSORBER เป็นน้ำหนักถ่วงดุลทางไดนามิค (DYNAMIC WEIGHT) ที่ติดตั้งอยู่ส่วนบนของชุดดุมใบพัดใหญ่ (MAIN ROTOR HUB) ของเฮลิคอปเตอร์แบบ S – 58T เพื่อทำให้โรเตอร์ใหญ่ (MAIN ROTOR) หมุนอยู่ในลักษณะสมดุลยขณะทำการบิน จึงเป็นการลดการสั่นของเฮลิคอปเตอร์ที่เกิดจากโรเตอร์ใหญ่ของเฮลิคอปเตอร์อีกด้วย

บทที่ ๙

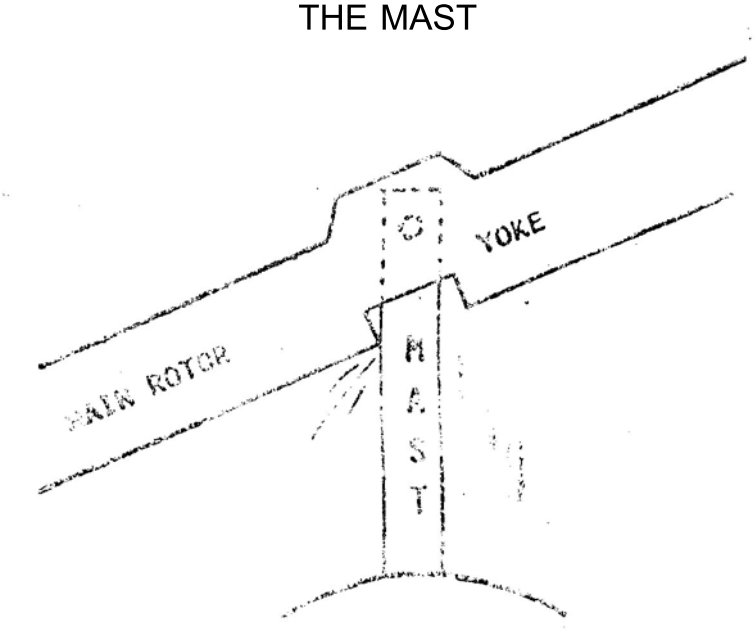
การกระแทก

MAST BUMPING

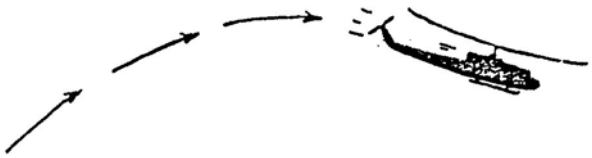
MAST BUMPING (FLAPPING STOP OF MAIN ROTOR YOKE CONTRACTION THE MAST) หมายถึง การกระแทกระหว่างส่วนล่างของแกนดุมใบพัด (MAIN ROTOR YOKE) บริเวณที่เป็น FLAPPING STOP กับเพลาขับของโรเตอร์ (MAST) ถ้าหากเกิดการกระแทกอย่างรุนแรงจะทำให้เพลาขับโรเตอร์ (MAST) ชำรุดหรือแตกหักได้ซึ่งเป็นอันตรายอย่างยิ่งต่อการบินสำหรับเฮลิคอปเตอร์ที่ใช้โรเตอร์แบบกึ่งแข็ง (SEMI – RIGID ROTOR) ทั้งนี้เพราะโรเตอร์แบบนี้จะเกิดการกระพือขึ้น – ลงทั้งกลีบใบพัดและชุดดุมใบพัดไปด้วยกันเป็นลักษณะกระดานหก (SEE - SAW) นั่นคือ ถ้ากลีบใบพัดด้านหนึ่งกระพือขึ้นหรือกระดกขึ้น (FLAPPING UP) อีกใบ ตรงกันข้ามจะกระพือลงหรือกระดกลง (FLAPPING DOWN) จึงทำให้ส่วนล่างสุดของแกนดุมใบพัด (MAIN ROTOR YOKE) ด้านที่กระพือลงหรือกระดกลงต่ำสุด เกิดการกระแทกกับเพลาโรเตอร์ (MAST) ได้ ถ้าหากนักบินไม่ทำการบินตามข้อกำหนดหรือบินด้วยท่าบินผลาดแผลงที่รุนแรง (MANEUVERS OR AEROBATIC FLIGHT) จะทำให้เกิดการกระพือของโรเตอร์ที่มีลักษณะรุนแรงด้วยซึ่งจะเป็นการส่งผลเกิด MAST BUMPING ได้ โดยปกติโรเตอร์แบบนี้จะยอมให้กลีบใบพัดกระพือขึ้น – ลง ได้สูงสุดและต่ำสุด 11° จากแนวระดับ ถ้าการบินที่ทำให้โรเตอร์เกิดการกระพือรุนแรงและถึงขีดจำกัด เมื่อไรก็จะส่งผลให้เกิด MAST BUMPING ทันที

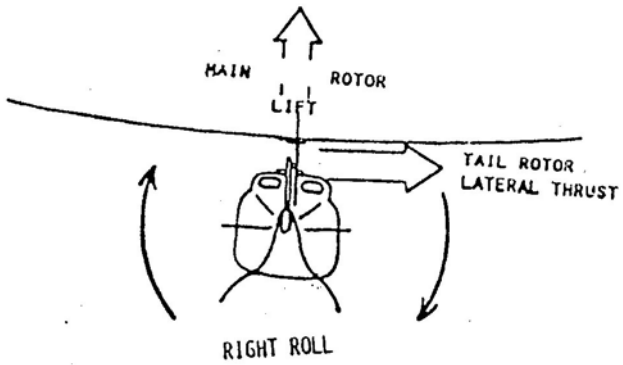
DEFINITION

MAST BUMPING (FLAPPING STOP CONTACT) IS THE MAIN ROTOR YOKE CONTACTING THE MAST

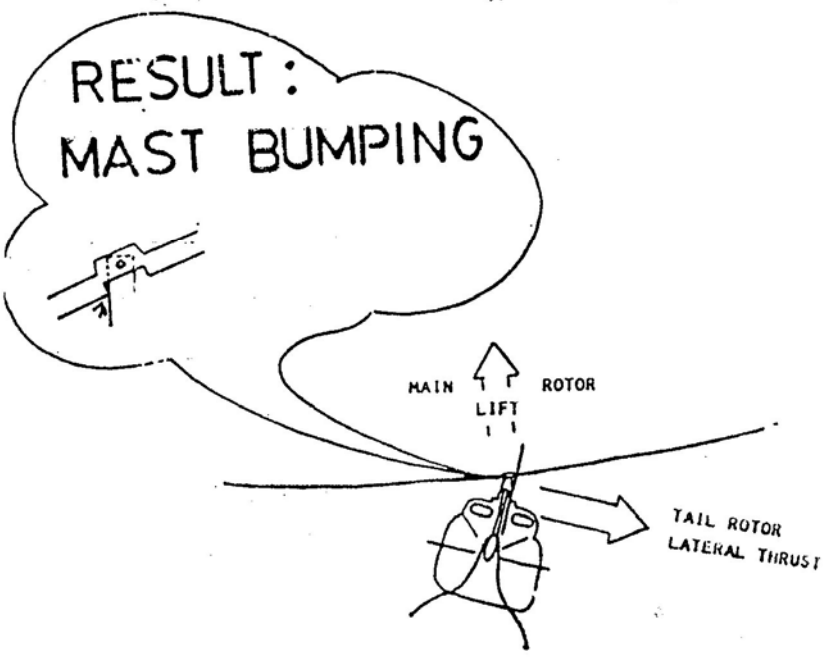


LOW "G" CONDITION





LOW "G" CONDITION
LEFT LATERAL CYCLIC TO COUNTER RIGHT ROLL



ลักษณะของการกระพือขึ้น – ลงของกลีบใบพัดขณะทำการบิน (BLADE FLAPPING IN FLIGHT)

๑. การกระพือในดับมุมปกติ (NORMAL FLAPPING) จะเกิดขึ้นในลักษณะการบินดังต่อไปนี้

บินตรง – บินระดับ (IN STRAIGHT – LEVEL FLIGHT)

การกระพือจะเกิดขึ้นไม่เกินกว่า 2° จากแนวระดับ

(FLAPPING LESS THAN TWO DEGREES)

๒. การกระพือในระดับมุมปานกลาง (FLAPPING INCREASES MODERATELY) จะเกิดขึ้นในลักษณะการบินดังต่อไปนี้

๒.๑ บินไปข้างหน้าด้วยความเร็วสูง (HIGH FWD. SPEEDS)

๒.๒ บินโดยใช้รอบโรเตอร์ต่ำ (LOW ROTOR RPM.)

๒.๓ บินที่ระยะความสูงสูงมาก (HIGH DENSITY ALTITUDES)

๒.๔ บินที่บริเวณลมกระโชก (TURBULENCE)

๓. การกระพือในระดับมุมสูง (LARGE FLAPPING ANGLES) จะเกิดขึ้นในลักษณะการบินดังต่อไปนี้

๓.๑ การบินเซไปทางด้านข้าง (SIDE SLIPS)

๓.๒ บินด้วยความเร็วต่ำที่ทำให้ C.G. เคลื่อนที่จากจุดเดิมมากเกินไป (LOW SPEED AT EXTREME C.G. POSITIONS)

๓.๓ บินด้วยท่าบินที่รุนแรง ขณะที่มีแรง G ต่ำ (LOW “G” MANEUVERS)

.....ซึ่งมีลักษณะการบินที่มีท่าบินดำลงและเอียงลงขวา (RIGHT ROLL) และนักบินมักจะแก้อาการเอียงขวา (RIGHT ROLL) โดยการดัน CYCLIC CONTROL STICK ไปซ้าย จึงเป็นเหตุทำให้เกิดการ BUMPING ระหว่างส่วนล่างของ MAIN ROTOR YOKE กับ MAST ทางด้านซ้ายขึ้น จึงกลายเป็น MAST BUMPING ขึ้น

สาเหตุที่ทำให้เกิด MAST BUMPING (MAST BUMPING POSSIBILITIES OF OCCURRING)

๑. กลไกและระบบต่างๆ ชำรุด (MECHANICAL FAILURE) ซึ่งมีดังต่อไปนี้

๑.๑ เครื่องยนต์ชำรุดหรือไม่มีกำลังขับหมุน (LOSS OF ENGINE) ไปยังระบบโรเตอร์ ซึ่งทำให้โรเตอร์หมุนช้าลง และไม่สามารถจะบังคับให้ ฮ.บินอยู่ในลักษณะปกติได้ แลจะส่งผลต่อการเกิด MAST BUMPING ต่อไป

๑.๒ โรเตอร์หางชำรุด (TAIL ROTOR SEPARATION) ซึ่งเป็นผลทำให้โรเตอรหางหมดแรงฉุดที่จะต่อต้านแรงบิดของโรเตอร์ใหญ่ จึงทำให้การบังคับการบินได้อย่างไม่เป็นปกติและจะส่งผลต่อการเกิด MAST BUMPING ต่อไป

๑.๓ โรเตอร์สูญเสียการสมดุลมากเกินขีดจำกัด (EXCESSIVE ROTOR OUT OF BALANCE) เมื่อโรเตอร์สูญเสียการสมดุลมากเกินขีดจำกัดอันหนึ่งแล้วจะทำให้โรเตอร์หมุนด้วยการไม่สมดุลทางแรงต่างๆ และจะส่งผลต่อการเกิด MAST BUMPING ต่อไป

๑.๔ คันส่งควบคุมมุมปะทะของกลีบใบพัดชำรุดหรือหลุดออก (LOSS OF MAIN ROTOR PITCH LINK) เมื่อคันส่งควบคุมมุมปะทะของกลีบใบพัดชำรุดหรือหลุดออกไป แน่นอนที่สุดว่ากลีบใบพัดจะหมุนเปะปะออกจากแนวการหมุนอย่างไร้การควบคุม ดังนั้นจึงทำให้โรเตอร์เกิดการหมุนอย่างไม่สมดุลทั้งยัง ทำให้โรเตอร์เกิดการกระพือเกินขีดจำกัด และส่งผลต่อการเกิด MAST BUMPING ได้อย่างง่ายและรวดเร็วยิ่งขึ้น

๒. ทำการบินเกินข้อกำหนดหรือขีดจำกัดตามคู่มือ (EXCESSIVE OPERATING LIMITS) ซึ่งถ้าจะกล่าวโดยทั่วๆ ไปก็คือการทำการบินเกินขีดจำกัดตาม FLIGHT ENVELOPES ที่กำหนดให้ซึ่งมีลักษณะดังต่อไปนี้

๒.๑ การบินลงสู่สนามที่มีลักษณะลาดเอียงไม่ถูกต้องตามวิธีการ (IMPROPER SLOPE LANDING)

๒.๒ ทำการบินด้วยรอบโรเตอร์สูงเกินเกณฑ์ หรือต่ำเกินเกณฑ์ที่กำหนด (ROTOR START UP / COAST DOWN)

๒.๓ ทำการบินด้วยท่าบินที่รุนแรงละมีค่าแรง G ต่ำ (LOW “G” MANEUVERS)

เมื่อทำการบินเกินข้อกำหนดหรือขีดจำกัดด้วยลักษณะดังต่อไปนี้จะส่งผลต่อการเกิด MAST BUMPING ได้ง่ายยิ่งขึ้น

๑. ทำการบินเลี้ยวอย่างฉับพลันทันทีทันใด (UNNECESSARILY QUICK TURNS)

๒. ทำการเลี้ยวและเอียงด้วยมุมลึก (TORTUOUS ROLLS OR SHARP ROLL) ในลักษณะเลี้ยวและเอียงไปมาด้วยมุมลึก

๓. ทำการบินดำด้วยมุมลาดชันมากเกินไป (VERY STEEP DIVES)

๔. ทำการบินผาดแผลงหรือฉวัดเฉวียนด้วยท่าบินที่รุนแรงหรือหลบเหลี่ยงสิ่งกีดขวางอย่างรวดเร็วทันทีทันใด (RAPID EVASIVE MANEUVERS)

๕. ทำการบินด้วยท่าบินที่รุนแรงที่มีค่าแรง “G” ต่ำ ดังได้อธิบายมาแล้วในเบื้องต้น