ตำราวิชาเครื่องช่วยเดินอากาศ

พ.ศ.๒๕๖๒

โดย

กองโรงงาน กรมสื่อสารอิเล็กทรอนิกส์ทหารอากาศ

กองทัพอากาศ

ดอนเมือง กรุงเทพมหานคร

คำนำ

ตำราฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของวิชา เครื่องช่วยเดินอากาศภาคพื้น เพื่อใช้เป็นตำราในการสอบคัดเลือกนายทหารสัญญาบัตร เหล่าทหารสื่อสาร จำพวกทหารสื่อสารอิเล็กทรอนิกส์และใช้สำหรับประกอบการศึกษาในวิชาเครื่องช่วยเดินอากาศภาคพื้น

เครื่องช่วยเดินอากาศเป็นอุปกรณ์ ส-อ.ที่ใช้งานร่วมกันระหว่างเครื่องช่วยเดินอากาศภาคพื้นกับ ภาคอากาศ เพื่อช่วยให้นักบินใช้เครื่องวัดประกอบการบิน นำเครื่องบินไปยังเป้าหมายได้อย่างถูกต้องแม่นยำและเชื่อถือได้

ผู้จัดทำหวังเป็นอย่างยิ่งว่า ตำราฉบับนี้จะเป็นประโยชน์ต่อผู้สนใจทุกคน หวังว่าผู้อ่านจะได้รับความรู้ เพื่อเตรียมตัวสอบคัดเลือกและใช้เป็นพื้นฐานในการปฏิบัติงานได้เป็นอย่างดี

นาวาอากาศเอก (วรันต์ สุวรรณพาหุ)

นาวาอากาศโท (นรินทร์ ระวาดชัย)

นาวาอากาศตรี (ชย เอี่ยมบำรุง)

เรืออากาศเอก (สุวรรณ เกษรพันธ์)

นาวาอากาศเอก (อภินันท์ พิกุลทอง)

นาวาอากาศโท (สรสิช สืบวัน)

นาวาอากาศตรี (ชำนิ ขุนชำนิ)

คณะผู้จัดทำ

นาวาอากาศเอก

(สิทธิศักดิ์ สายเงิน)

ผอ.กรง.สอ.ทอ.

ประธานที่ปรึกษา

สารบัญ

	หน้า
คำนำ	ก
สารบัญ	ข
สารบัญตาราง	ค
สารบัญภาพ	ง
คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ	ช
บทที่ ๑ บทนำ	๑
๑.๑ ประวัติความเป็นมา	๑
๑.๒ วิวัฒนาการเครื่องช่วยเดินอากาศ	๒
๑.๓ ความหมายของคำศัพท์ที่ใช้สำหรับเครื่องช่วยเดินอากาศ	๓
บทที่ ๒ ทฤษฎีและหลักการทำงานของเครื่องช่วยเดินอากาศ	๕
๒.๑ ระบบ NDB (Non Directional Beacon) และ ADF (Automatic Direction Finder)	
๒.๒ ระบบ ILS (Instrument Landing System)	๑๑
๒.๓ ระบบ VOR (VHF Omni-directional Range)	๑๙
๒.๔ ระบบ TACAN (Tactical Air Navigation)	๒๗
๒.๕ ระบบ DME (Distance Measuring Equipment)	๓๗
๒.๖ ระบบ INS (Inertial Navigation System)	๔๒
๒.๗ ระบบ GPS (Global Positioning System)	๔๖
บทที่ ๓ แนวโน้มเครื่องช่วยเดินอากาศในอนาคต	๖๐

สารบัญตาราง

หน้า

ตารางที่ ๒-๑ เปรียบเทียบการทำงานของ Detected Rx Signalระหว่าง CVOR กับ DVOR ๒๓

ตารางที่ ๒-๒ แสดงความถี่ของสถานี TACAN ๒๘

สารบัญภาพ

หน้า

ภาพที่ ๑-๑ แสดงความสัมพันธ์ ทิศทาง , Track และ Heading ๔

ภาพที่ ๒-๑ การทำงานของเครื่องส่ง NDB ภาคพื้น ๖

ภาพที่ ๒-๒ การทำงานของเครื่องรับ ADF ภาคอากาศ ๗

ภาพที่ ๒-๓ ชุดเครื่องรับและแสดงผลระบบ ADF ๙

ภาพที่ ๒-๔ Fixed Compass Card ๙

ภาพที่ ๒-๕ Rotatable Compass Card ๑๐

ภาพที่ ๒-๖ Single-Needle Radio Magnetic Indicator ๑๐

ภาพที่ ๒-๗ Dual-Needle Radio Magnetic Indicator ๑๐

ภาพที่ ๒-๘ การลงสนามบินด้วยเครื่องช่วยเดินอากาศ ILS ๑๑

ภาพที่ ๒-๙ สถานี Localizer ๑๒

ภาพที่ ๒-๑๐ การแพร่กระจายคลื่น ของ Localizer ๑๓

ภาพที่ ๒-๑๑ สถานี Glide Slope ๑๔

ภาพที่ ๒-๑๒ การแพร่กระจายคลื่น ของ Glide Slope ๑๕

ภาพที่ ๒-๑๓ การแพร่กระจายคลื่น ของ Marker Beacon ๑๕

ภาพที่ ๒-๑๔ การทำงานของระบบ ILS ภาคอากาศ ๑๖

ภาพที่ ๒-๑๕ การบินเข้าโดยใช้ระบบ Localizer ๑๗

ภาพที่ ๒-๑๖ การแสดงผลเครื่องวัดบนอากาศยานโดยใช้สถานี Localizer ๑๗

ภาพที่ ๒-๑๗ การบินเข้าและแสดงผลเครื่องวัดบนอากาศยานโดยใช้ระบบ Localizer ๑๘

ภาพที่ ๒-๑๘ Marker Beacon System Functional Diagram ๑๙

ภาพที่ ๒-๑๙ สถานี VOR ๒๐

ภาพที่ ๒-๒๐ Reference Carrier ๒๑

ภาพที่ ๒-๒๑ Variable Sidebands ๒๒

ภาพที่ ๒-๒๒ Combined Signals ๒๒

ภาพที่ ๒-๒๓ หลักการแพร่สัญญาณระบบ VOR ๒๔

ภาพที่ ๒-๒๔ หน้าปัด แสดงข้อมูลของ VOR บนเครื่องบิน ๒๕

ภาพที่ ๒-๒๕ การแสดงผลการบินตรงกับ Course ๒๕

ภาพที่ ๒-๒๖ การแสดงผลการบินไม่ตรงกับ Course ๒๖

ภาพที่ ๒-๒๗ การแสดงผลระบบ VOR ใช้งานไม่ได้ ๒๖

สารบัญภาพ (ต่อ)

หน้า

ภาพที่ ๒-๒๘ Mobile TACAN ๒๗
ภาพที่ ๒-๒๙ สัญญาณ North Burst และ Aux Burst ๒๙
ภาพที่ ๒-๓๐ คลื่นสัญญาณรูปหัวใจ ๓๐
ภาพที่ ๒-๓๑ การ Modulation ระหว่างสัญญาณ 15 Hz กับ 135 Hz ๓๑
ภาพที่ ๒-๓๒ การส่งสัญญาณ TACAN ๓๒
ภาพที่ ๒-๓๓ การรับสัญญาณ TACAN บน อากาศยาน ๓๒
ภาพที่ ๒-๓๔ การแปลงสัญญาณเป็นข้อมูลทิศทาง ๓๓
ภาพที่ ๒-๓๕ สัญญาณ Interrogation Pulse และ Reply Pulse ๓๓
ภาพที่ ๒-๓๖ TACAN Transceiver ๓๔
ภาพที่ ๒-๓๗ การรับส่งสัญญาณ TACAN ๓๕
ภาพที่ ๒-๓๘ การให้ข้อมูลของระบบ TACAN ๓๖
ภาพที่ ๒-๓๙ Horizontal Situational Indicator (HSI) ๓๖
ภาพที่ ๒-๔๐ การรับส่งสัญญาณ DME ๓๗
ภาพที่ ๒-๔๑ การวัดระยะทางแบบ Slant Distance ๓๘
ภาพที่ ๒-๔๒ ย่านความถี่ DME ๓๘
ภาพที่ ๒-๔๓ สัญญาณ Search Mode ๔๐
ภาพที่ ๒-๔๔ DME System Block Diagram ๔๑
ภาพที่ ๒-๔๕ DME Indicator ๔๑
ภาพที่ ๒-๔๖ Inertial Navigation Unit Frontispiece ๔๒
ภาพที่ ๒-๔๗ Gymbal ๔๓
ภาพที่ ๒-๔๘ ทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยาน ๔๓
ภาพที่ ๒-๔๙ Gyroscope ๔๔
ภาพที่ ๒-๕๐ MSU (Mode Selector Unit) ๔๔
ภาพที่ ๒-๕๑ Attitude Reference Operation ๔๕
ภาพที่ ๒-๕๒ GPS Navigation ๔๖
ภาพที่ ๒-๕๓ เครือข่าย ระบบ GPS ๔๖
ภาพที่ ๒-๕๔ วงโคจรเซมิซิงโครนัส ๔๗
ภาพที่ ๒-๕๕ GPS Satellite Signals ๔๘

สารบัญภาพ (ต่อ)

หน้า

ภาพที่ ๒-๕๖ Simplified Representation of Nominal GPS Constellation ๔๘
ภาพที่ ๒-๕๗ GPS Master Control and Monitor Station Network ๔๙
ภาพที่ ๒-๕๘ GPS Navigation Data Format ๕๑
ภาพที่ ๒-๕๙ ระยะทางระหว่างดาวเทียมทั้ง 4 กับ จุดอ้างอิง ๕๒
ภาพที่ ๒-๖๐ Block Diagram ของเครื่องรับ GPS ๕๓
ภาพที่ ๒-๖๑ ตำแหน่งการติดตั้ง Antenna ๕๓
ภาพที่ ๒-๖๒ รูปแบบรหัสที่สร้างขึ้นเพื่อหาเวลาการเดินทางของคลื่นที่มาจากดาวเทียม ๕๔
ภาพที่ ๒-๖๓ CDI Page ๕๕
ภาพที่ ๒-๖๔ ความสัมพันธ์ระหว่างวัตถุกับจุดอ้างอิง ๕๖
ภาพที่ ๒-๖๕ Position Page ๕๗
ภาพที่ ๒-๖๖ การ Copy รูปแบบของเส้นทาง ๕๘
ภาพที่ ๒-๖๗ ความสัมพันธ์ระหว่างหน้าจอแสดงผล ๕๘
ภาพที่ ๒-๖๘ Multipat ๕๙
ภาพที่ ๒-๖๙ Geometrical Dilution Of Precision ๕๙
ภาพที่ ๒-๗๐ Differential GPS Positioning ๖๑

บทที่ ๑
บทนำ

๑.๑ ประวัติความเป็นมา

Navigation การดำเนินการวางแผน และควบคุม เพื่อนำเครื่องบินหรือยานพาหนะจากจุดหนึ่งไปยังอีกจุดหนึ่ง Navis มาจากภาษาลาติน หมายถึง Ship และ Agere หมายถึง To Move หรือ To Direct สำหรับ Air Navigation เป็นส่วนที่สำคัญที่สุดในการเดินทาง การเขียนเส้นทางลงในกระดาษ หรือบนแผนที่ ในอดีตเป็นหน้าที่ของ Navigator ซึ่งต้องอาศัยการสังเกตการใช้แผนที่ เครื่องมือการเดินทาง และเครื่องคิดเลข ปัจจุบันการนำร่องทางอากาศทั้งภายนอก และภายในเครื่องบิน จะช่วยนำร่องระยะไกลได้อย่างเที่ยงตรง

เริ่มแรกวิธีรักษาเส้นทางการบิน หรือทิศทางการบิน โดยการสังเกตจากจุดต่างๆบนพื้นดิน เช่น ทางหลวง ทางรถไฟ แม่น้ำ สะพานต่างๆ การบินข้ามมหาสมุทร Atlantic นักบินต้องรู้ระยะทางจากจุดหนึ่งไปถึงอีกจุดหนึ่ง และทิศทางที่จะเคลื่อนที่ไป ความเร็วที่สม่ำเสมอในอากาศ นักบินใช้เข็มทิศในการรักษาทิศทางการบิน แต่ไม่ใช่วิธีที่ประสบความสำเร็จทุกครั้ง เนื่องจากการเปลี่ยนทิศทางลม สำหรับ Radio Navigation นักบินสามารถปรับคลื่นความถี่รับสัญญาณจากสถานีและอ่านทิศทางได้จากอุปกรณ์แสดงผลว่ากำลังทำการบินไปทิศทางใด

วิธีการวัดแบบเดิมถูกใช้งานน้อย เช่น การกระพริบเพื่อคำนวณทางภูมิศาสตร์จากวัตถุไปยัง Lighthouse วิธีการของเครื่องช่วยเดินอากาศได้เปลี่ยนไปจากเดิม ซึ่งวิธีการใหม่ๆ ได้ถูกเปลี่ยนให้มีความถูกต้อง ปลอดภัย

เพื่อให้การบังคับเครื่องบินจากจุดหนึ่งไปสู่ที่หมายโดยไม่ผิดพลาด เป็นไปตามกฎกติกา หรือเพื่อความปลอดภัย เครื่องช่วยเดินอากาศต่างจากเครื่องช่วยเดินทางบกหลายอย่าง เนื่องจากเครื่องบินเดินทางด้วยความเร็วสูง เวลาที่ออกเดินทางใช้เพื่อคำนวณตำแหน่งตามเส้นทางบิน ซึ่งปกติเครื่องบินไม่สามารถหยุดกลางอากาศได้ มีจำนวนเชื้อเพลิงจำกัด ดังนั้นจำเป็นต้องทราบตำแหน่งหรือพิกัดตลอดเวลา เทคนิคการใช้เครื่องช่วยเดินอากาศขึ้นกับสภาพของอากาศว่าจะบินด้วยสายตา Visual Flight Rules (VFR) หรือบินด้วยเครื่องวัด Instrument Flight Rules (IFR) สำหรับการบินด้วยเครื่องวัดนักบินจะทำการนำเครื่องบินไปสู่เป้าหมายโดยการใช้เครื่องวัดประกอบการบิน ได้แก่เครื่องช่วยเดินอากาศ และการควบคุมของระบบ Radar

การวางแผนการเดินทาง เมื่อกำหนดเป้าหมายเรียบร้อยแล้ว นักบินจะวางแผนโดยใช้ Aeronautical Chart ของพื้นที่นั้น ซึ่งมีรายละเอียดของ หอบังคับการบิน เครื่องช่วยเดินอากาศ และส่วนสำคัญของสนามบิน ได้แก่ ภูเขา หอสูง เมือง ถนน หรือ ป่าไม้ เป็นต้น เพื่อช่วยให้นักบินมองเห็นได้ถูกต้อง ข้อมูลนี้ถูกปรับปรุงตลอดเวลา นักบินจะเลือกเส้นทางบินเพื่อหลีกเลี่ยงพื้นที่หวงห้าม หรือพื้นที่อันตราย โดยไม่ทำการบินผ่าน เส้นทางที่ใช้เดินทางถูกเขียนขึ้นเรียกว่า Track ความมุ่งหมายของเครื่องช่วยเดินอากาศคือเพื่อให้นักบินเลือก Track และรักษา Ground Track ให้ถูกต้อง กรณีที่มีกระแสลมพัด หรือเครื่องยนต์ข้างใดข้างหนึ่งขัดข้อง ทำให้นักบินต้องคำนวณเพื่อปรับหัวของเครื่องบินชดเชยให้ได้ Track ตามต้องการ หรือเมื่อมีกระแสลมพัดส่งท้ายเวลาที่ใช้ในการเดินทางจะน้อยลง เป็นต้น นอกจากนี้ Aeronautical Chart ยังระบุสนามบินสำรองเมื่อสนามปลายทางหรือเครื่องบินมีข้อขัดข้อง รวมถึงความถี่วิทยุที่ใช้ติดต่อกับหอบังคับการบินต่างๆ

ระบบเครื่องช่วยเดินอากาศนั้นมีความจำเป็นโดยเฉพาะการนำอากาศยานร่อนลงสู่พื้น Runway ในสภาพอากาศที่เลวร้าย เช่น ฝนตก หิมะ หมอกลงจัด เมฆต่ำปกคลุมบริเวณสนามบิน ทำให้นักบินไม่สามารถมองเห็น Runway ได้ชัดเจน และเนื่องจากขณะที่กำลังร่อนลงนั้น เครื่องบินมีความเร็วต่ำใกล้กับความเร็วต่ำสุด จึงไม่สามารถไต่ระดับความสูงขึ้นได้อีก เพราะจะก่อให้เกิดอันตราย โดยเฉพาะเครื่องบินที่มีขนาดใหญ่ และจำนวนเครื่องบินมีมาก การควบคุมการจราจรทางอากาศจำเป็นต้องมีเครื่องมือที่เชื่อถือได้

๑.๒ วิวัฒนาการเครื่องช่วยเดินอากาศ

ความแตกต่างทางเทคนิคของ Navigation ได้วิวัฒนาการไปตามยุคสมัย แต่ทั้งหมดล้วนนำไปสู่การทราบพิกัดของเครื่องบิน และ เส้นทางบิน

เทคนิคของ Navigation มีวิวัฒนาการดังนี้

๑.๒.๑ Dead Reckoning (DR) เป็นระบบนำร่องที่สำคัญใช้ในระยะแรกๆ ของการบิน เป็นวิธีที่ Lindberg ใช้ทำการบินข้ามมหาสมุทร Atlantic ครั้งแรกนักบินใช้วิธีนี้เมื่อทำการบินข้ามพื้นน้ำอันกว้างใหญ่ หรือทะเลทราย วิธีนี้จำเป็นต้องใช้ความสามารถ และประสบการณ์ เวลา ระยะทาง ทิศทางที่จะเคลื่อนที่ไป นักบินต้องรู้ระยะทางจากจุดหนึ่งไปถึงอีกจุดหนึ่ง และทิศทางที่จะไป โดยศึกษาได้จากแผนที่เพื่อเตรียมการก่อนทำการบิน นักบินวางแผนใช้เส้นทางบินล่วงหน้า แล้วนักบินคำนวณ เวลาที่แน่นอนสำหรับใช้เดินทางไปถึงจุดหมาย ขณะที่ทำการบินด้วยความเร็วคงที่ นักบินใช้เข็มทิศในการรักษาทิศทางการบิน แต่วิธีนี้ไม่สามารถประสบความสำเร็จได้ทุกครั้ง เพราะว่าการเปลี่ยนทิศทางของลม ซึ่งเป็นพื้นฐานของการบินแบบ VFR

๑.๒.๒ Pilotage หรือ Piloting เป็นวิธีทั่วๆไป สำหรับการนำร่องของเครื่องบิน วิธีนี้นักบินจะรักษาเส้นทางการบิน หรือทิศทางการบิน โดยการสังเกตจุดต่างๆบนพื้นดิน ปกติก่อนทำการบิน จะต้องเตรียมการ หรือวางแผนการบิน นักบินจะขีดเส้นบนแผนที่ เพื่อกำหนดเส้นทางที่ใช้ทำการบิน นักบินจะสังเกตเห็นตำแหน่งต่างๆ บนพื้นดิน เช่น ถนน ทางรถไฟ แม่น้ำ และ สะพานต่างๆ เมื่อนักบินทำการบินผ่านจุดสังเกต นักบินจะขีดเส้นบนแผนที่ แต่ถ้าเครื่องบินไม่ผ่านจุดสังเกตที่กำหนดบนแผนที่ นักบินจะต้องทราบทันทีว่าเกิดข้อผิดพลาด ต้องรีบแก้ไข

๑.๒.๓ Celestial Navigation เป็นการหาพิกัดจากตาราง แบบวงกลม หรือความรู้ทางตรีโกณมิติ และแบบดาราศาสตร์

๑.๒.๔ Radio Navigation เป็นวิธีที่นักบินทุกคนใช้เครื่องช่วยเดินอากาศ จากสัญญาณคลื่นความถี่วิทยุ พร้อม อุปกรณ์แสดงผล ของเครื่องรับ-ส่ง บนเครื่องบิน สัญญาณจะให้ข้อมูลว่า กำลังบินไปในทิศทางใด วิธีนี้ใช้คลื่นความถี่วิทยุในการหาตำแหน่งของเครื่องบิน โดยใช้ระบบ Finding Systems หรือระบบ Hyperbolic Systems เช่น Decca, Omega และ LORAN-C เป็นต้น

๑.๒.๕ Radar Navigation ใช้เรดาร์เพื่อหาทิศทาง ระยะทาง ไปยังจุดสังเกตที่ทราบพิกัด ซึ่งเป็นระบบใช้สำหรับหลีกเลี่ยงการเกิดอุบัติเหตุ เช่น การชนกันของเครื่องบิน

๑.๒.๖ Satellite Navigation ใช้การสร้างระบบดาวเทียมเช่น GPS เพื่อการหาพิกัดของเครื่องบิน

๑.๒.๗ ระบบ ILS หรือ Instrument Landing System ถูกทดลองใช้งานเมื่อปี 1929 และได้รับอนุญาตจาก Civil Aeronautics Administration โดยใช้งานครั้งแรก ๖ แห่ง และสายการบิน Pennsylvania – Central Airlines โดยเครื่องบิน Boeing 247 – D ทำการบินจาก Washington DC ไปยัง Pittsburgh ทำการร่อนลงกลางพายุฝน โดยใช้เครื่องช่วยเดินอากาศ ILS เพียงอย่างเดียว

๑.๒.๘ VOR หรือ VHF Omni direction Radio Range เป็นเครื่องช่วยเดินอากาศ แบบ Broadcast ส่งข้อมูล นามสถานีในรูปแบบ Morse Code หรือสัญญาณเสียง และข้อมูลทิศทาง เป็น Radial ของเครื่องบิน โดยเทียบกับทิศเหนือของแม่เหล็กโลก สำหรับการพัฒนา Visual Aural Range หรือ VAR เป็น VOR เพื่อให้ได้เส้นทางทั้ง ๓๖๐ องศา เครื่องส่งสมัยแรกใช้ Electron Tube กับ Mechanically Rotated Antenna ได้ติดตั้งใช้งานอย่างกว้างขวางในปี 1950 ต่อมาประมาณปี 1960 ได้มีการพัฒนาเป็นแบบ Solid State เนื่องจากขณะนั้น VOR เป็นเครื่องช่วยเดินอากาศหลัก ที่เข้ามาแทนวิทยุหาทิศแบบ NDB ซึ่งยังคงใช้งานอยู่ สำหรับ VOR มีความแม่นยำเชื่อถือได้มากกว่า เพราะว่ามีคุณสมบัติของคลื่นวิทยุย่าน VHF ที่สามารถลดการรบกวนจากพื้นที่รอบสถานี และการเกิดฝนฟ้าคะนองได้ดีกว่า

๑.๓ ความหมายของคำศัพท์ที่ใช้สำหรับเครื่องช่วยเดินอากาศ

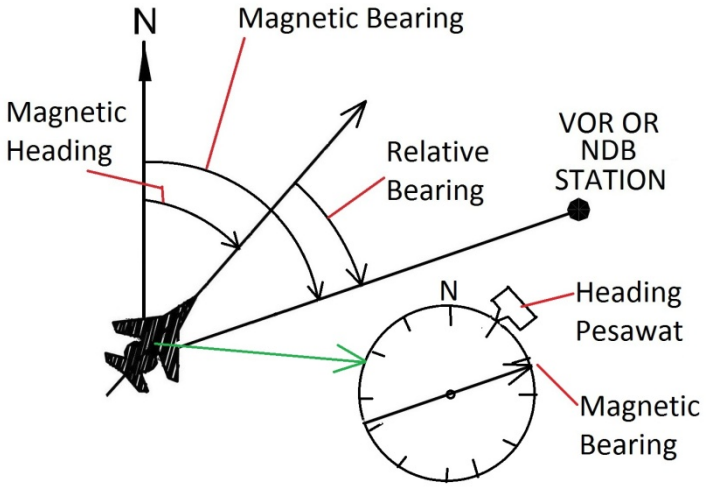
๑.๓.๑ Heading คือทิศทางที่ตรงกับหัวของ บ. โดยวัดเป็นองศาตามเข็มนาฬิกาเทียบกับ Magnetic North

๑.๓.๒ Track คือเส้นทางของ บ. ที่กำลังมุ่งหน้าไปจริงๆซึ่งอาจเป็นเพราะมีลมพัดทำให้ไม่ตรงกับ Heading มีหน่วยเป็นองศา วัดตามเข็มนาฬิกาเทียบกับ Magnetic North

๑.๓.๓ Drift คือค่าความแตกต่างระหว่าง Heading หัวของ บ.กับ Track มีหน่วยเป็นองศา

๑.๓.๔ Relative Bearing ทิศทางไปยังเป้าหมายหรือสถานีเครื่องช่วยเดินอากาศ เทียบกับ Heading (วัดแบบตามเข็มนาฬิกา)

๑.๓.๕ Magnetic Bearing ทิศทางไปยังสถานีเครื่องช่วยเดินอากาศ เทียบกับ Magnetic North (วัดแบบตามเข็มนาฬิกา)



ภาพที่ ๑-๑ แสดงความสัมพันธ์ ทิศทาง , Track และ Heading

ที่มา : https://stahlvormund.wordpress.com/2014/10/15/perbedaan-magnetic-bearing-dan-relative-bearing/

บทที่ ๒
ทฤษฎีและหลักการทำงานของเครื่องช่วยเดินอากาศ

๒.๑ ระบบ NDB (Non Directional Beacon) และ ADF (Automatic Direction Finder)

๒.๑.๑ กล่าวโดยทั่วไป

ระบบ NDB เป็นเครื่องส่ง AM ซึ่งติดตั้งไว้ในตำแหน่งที่กำหนด โดยแพร่กระจายคลื่นแบบ AM และ Modulated ด้วย Audio Identification Tone ในรูปแบบของ Morse Code เพื่อบอกนามสถานี สำหรับบน บ. ใช้ระบบ Automatic Direction Finder หรือ ADF ใช้หาทิศทาง Relative Bearing ของสถานีเครื่องส่ง NDB เพื่อให้นักบินใช้ถือเข็มแสดงทิศทางสำหรับนำเครื่องบินเข้าหรือ ออก จากสถานีนั้น ADF สามารถรับสัญญาณคลื่นความถี่จากสถานีวิทยุ AM ทั่วไปได้ ซึ่งระบบนี้ใช้กันอย่างกว้างขวางในปัจจุบัน โดยมีข้อดีในเรื่องการ รับ-ส่งสัญญาณ ไม่มีข้อจำกัดในเรื่องของ Line of Sight หรือสิ่งกีดขวาง เนื่องจากสัญญาณ NDB สามารถเดินทางไปตามส่วนโค้งของผิวโลกได้ รัศมีทำการสูงสุดของสัญญาณ ขึ้นอยู่กำลังส่งของเครื่องส่ง NDB

NDB แบ่งเป็น ๔ ชนิด ได้แก่

๒.๑.๑.๑ Lowest-Power Beacons ใช้เป็น Marker Beacon ในระบบ ILS หรือ Instrument Landing System เรียกว่า Compass Locators เพื่อบอกตำแหน่งหรือขอบเขตกำลังออกอากาศไม่เกิน 25 Watts รัศมีทำการประมาณ 15 Nautical Mile

๒.๑.๑.๒ Short Rang Beacon กำลังออกอากาศ 50 Watts รัศมีทำการประมาณ 25 Nautical Mile

๒.๑.๑.๓ Medium Range Beacon กำลังออกอากาศ 50 - 2,000 Watts รัศมีทำการประมาณ 50 Nautical Mile

๒.๑.๑.๔ Long range Beacon กำลังออกอากาศมากกว่า 2,000 Watts ใช้งานระยะไกล 75 Nautical Mile หรือมากกว่า

๒.๑.๒ คุณลักษณะทางเทคนิค

๒.๑.๒.๑ เครื่องส่ง NDB ภาคพื้น

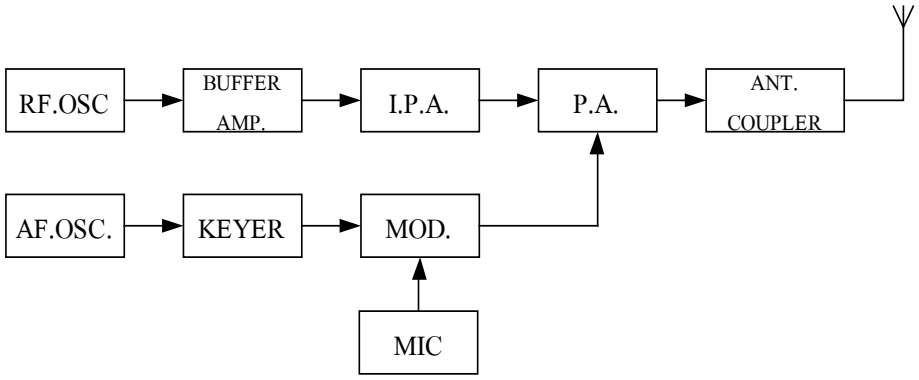
ย่านความถี่ใช้งาน 200 - 800 kHz โดยแบ่งเป็น ย่านความถี่ต่ำ 200 - 400 kHz ย่านความถี่กลาง 400 - 600 kHz และย่านความถี่สูง 600 - 800 kHz Modulation แบบ AM Audio Identification Tone ความถี่ 1,020 Hz หรือ 400 Hz กำลังส่งออกอากาศ 25 – 2,000 Watts ขึ้นอยู่กับความต้องการใช้งาน Broadcast Station Antenna การแพร่กระจายคลื่นเป็นแบบ Vertical Polarized โดยไม่จำเป็นต้องแพร่กระจายคลื่นแบบทุกทิศทาง Omni Directional เสมอไป

๒.๑.๒.๒ เครื่องรับ ADF บนเครื่องบิน

ย่านความถี่ใช้งาน LF/MF 190 – 1,750 kHz

หน้าปัทม์แสดง Bearing เรียกว่า Bearing Indicator

๒.๑.๓ การทำงานของเครื่องส่ง NDB ภาคพื้น



ภาพที่ ๒-๑ การทำงานของเครื่องส่ง NDB ภาคพื้น
ที่มา : T.O.NDB AN/URN-5

๒.๑.๓.๑ ระบบเครื่องส่ง

ภาค RF ประกอบด้วย RF Oscillator ส่วนใหญ่ใช้แร่บังคับความถี่ เพื่อกำหนดความถี่ ชุด Buffer Amplifier ทำหน้าที่ขยายสัญญาณ RF ให้มี Amplitude สูงขึ้น และทำหน้าที่เป็นตัว Matching Impedance ระหว่าง RF Oscillator กับ IPA หรือ Intermediate Power Amplifier โดยที่ ชุด IPA ทำหน้าที่ขยายสัญญาณ RF ให้มี Amplitude สูงพอก่อนที่จะป้อนให้ชุด PA หรือ Power Amplifier ซึ่งชุด PA ทำหน้าที่ Modulated RF กับ AF และขยายสัญญาณ RF ก่อนทำการส่งไปที่ชุด Antenna Coupler ต่อไป

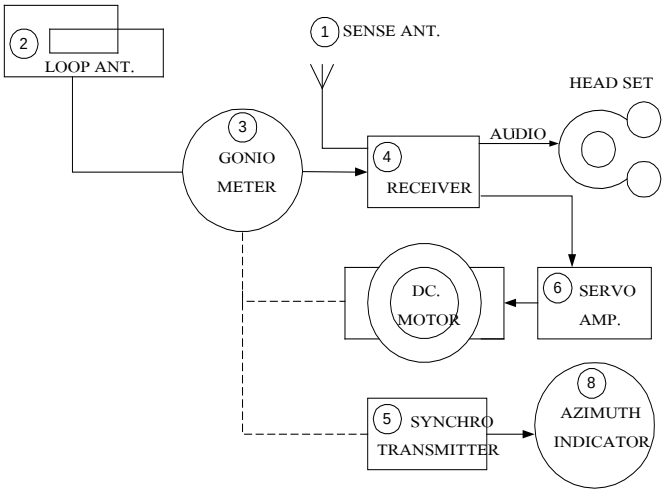
ภาค AF Oscillator กำหนดความถี่ Tone 1,020 Hz ของสัญญาณ Morse Code แทนชื่อเรียกสถานี หรือจะใช้สัญญาณเสียงจาก Microphone แทน AF Oscillator เพื่อนำไป Modulated กับ RF ที่ชุด Modulator เกิดเป็น Modulated Wave แบบ MCW ใช้สำหรับออกอากาศ

๒.๑.๓.๒ ระบบ Antenna ของ NDB

ชุด Antenna Coupler ทำหน้าที่ Matching Impedance ระหว่างชุด Output ของเครื่องส่ง กับชุด Antenna โดยการเพิ่มหรือลดความยาวทางไฟฟ้าให้กับชุด Antenna พร้อมกับทำหน้าที่ Coupling เอาสัญญาณ Modulated Wave จากชุด Power Amplifier ไปยังชุด Antenna

ชุด Antenna ทำหน้าที่ขยายสัญญาณ RF จาก Antenna Coupler พร้อมกับแพร่กระจายคลื่นวิทยุ RF Modulated Wave ไปในอากาศให้เหมาะสมที่สุด

๒.๑.๔ การทำงานของเครื่องรับ ADF ภาคอากาศ



ภาพที่ ๒-๒ การทำงานของเครื่องรับ ADF ภาคอากาศ

๒.๑.๔.๑ ระบบ Antenna ของ ADF

Loop antenna ทำการหมุนเพื่อให้เกิดกระแสเปลี่ยนแปลง โดยจะได้ค่ากระแสสูงสุดเมื่ออยู่ในแนวเดียวกัน (In-line) กับ Carrier หรือเครื่องส่ง และจะได้ค่ากระแสต่ำสุด หรือค่า Null เมื่อตั้งฉากกับ Carrier หรือเครื่องส่ง การหมุนของ Loop Antenna ๑ รอบ จะเกิดเป็นค่า Null สองครั้ง ซึ่งได้ทำการกำจัด Null ออกไป ๑ ครั้ง จึงเหลือเป็นค่า Null ๑ ครั้ง ต่อการหมุน ๑ รอบ

Sense Antenna เป็นแบบ Dipole ทำหน้าที่รับสัญญาณทุกทิศทาง เพื่อนำมาเปรียบเทียบกับสัญญาณจาก Loop antenna เมื่อสัญญาณที่รับเข้ามา In phase กับสัญญาณจาก Loop antenna จะเกิดเป็นค่า Null และขณะที่สัญญาณ Out of phase กันจะเกิดการเสริมกันของสัญญาณทั้งสอง ซึ่งทั้งสองกรณีจะได้ผลลัพธ์เป็นรูปร่าง Cardioid ทำให้เกิดคลื่นสัญญาณ Sine wave สำหรับเปรียบเทียบ Phase หาทิศทางของสถานีได้ ต่อมาความละเอียดของ Single Cardioid Pattern มีความชัดเจนไม่เพียงพอต่อความต้องการของ International Civil Aviation Organization (ICAO) และได้แก้ไขโดยใช้เทคนิคของ Switching Sense Antenna ความถี่ 120 Hz สำหรับทำให้เกิดค่า Null ของ Cardioid ให้มีความแน่นอนมากขึ้น

๒.๑.๔.๒ ระบบ เครื่องรับ ADF

ระบบ ADF ทำหน้าที่รับสัญญาณจาก Loop Antenna และ Sense Antenna นำมาเปรียบเทียบ Phase กันเพื่อหาทิศทางของสถานี NDB

Goniometer เป็น Transformer ชนิดที่ขดลวด Primary เป็น Stator และขดลวด Secondary เป็น Rotor เมื่อสัญญาณจาก Loop Antenna เข้ามาที่ Primary จะได้ Output ออกไปมี Phase และ Amplitude เช่นเดียวกับสัญญาณที่รับเข้ามาจาก Loop Antenna จากนั้นจะส่งไปยังเครื่องรับวิทยุ

Receiver เป็นเครื่องรับวิทยุเหมือนกับเครื่องรับวิทยุโดยทั่วไป ต่างกันคือมี Input เข้ามาสองทางคือจาก Sense Antenna ใช้เป็น Reference Signal และจาก Loop Antenna เป็น Variable Signal สัญญาณนี้จะรวมกันและผ่านวงจร Detector ซึ่งทำหน้าที่สองอย่างคือ Detect เอาสัญญาณเสียง หรือสัญญาณนามของสถานี (Morse Code) NDB ส่งไปยัง Head Set เพื่อให้นักบินทราบนามสถานีภาคพื้น และทำการ Detect เอาสัญญาณทิศทาง Bearing Signal เพื่อส่งไปยังภาค Servo Amplifier ต่อไป

Servo Amplifier จะทำหน้าที่ขยายสัญญาณทิศทางจาก Loop Antenna เพื่อให้มีกำลังเพียงพอไปขับ DC Motor ซึ่งปกติจะเป็นแรงไฟ DC มีศักย์ขึ้นอยู่กับตำแหน่งของ Loop Antenna ที่รับสัญญาณจากสถานี NDB ภาคพื้น ในทิศทางหนึ่งจะเป็นบวกอีกทิศทางหนึ่งจะเป็นลบ ส่วนจะมีค่ามากหรือน้อยขึ้นอยู่กับทิศทางของ Loop Antenna

DC Motor ทำการหมุนตามแรงไฟที่ได้มาจาก Servo Amplifier ถ้าเป็นบวก Motor จะหมุนในทิศทางหนึ่ง แต่ถ้าเป็นลบจะหมุนในทิศทางตรงกันข้าม ส่วนแกนของ DC Motor จะมีเฟืองทดไปหมุน Rotor ของ Goiometer กับ Synchro Transmitter การที่ขดลวดของ Goiometer หมุนไปนี้ จะไปอยู่ในตำแหน่ง Null ทำให้ไม่มีสัญญาณจาก Loop Antenna เข้ามาที่เครื่องรับจึงไม่มี Bearing Signal ออกมา ทำให้ DC Motor หยุดหมุน ขณะเดียวกันการหมุนของ Motor แกนของ Motor ไปหมุน Rotor ของ Synchro ทำให้มีสัญญาณแรงไฟฟ้าไปยัง Indicator โดยเข็มชี้ทิศทางตามตำแหน่ง Rotor ของ Goiometer ซึ่งทำให้ทราบทิศทางได้จาก Indicator

Indicator เป็นเครื่องแสดงทิศทางปกติจะมีหน้าปัดเป็นวงกลม โดยแบ่งองศาออกเป็น ๓๖๐ องศา มีทิศเหนือแม่เหล็กโลกเป็นหลัก

Head Set คือหูฟังที่ทำหน้าที่ให้สัญญาณเสียง Morse Code ของสถานี NDB ภาคพื้น

๒.๑.๕ การให้ข้อมูลของระบบ ADF

นักบินสามารถปรับเลือกความถี่ ไปรับคลื่นความถี่ จากสถานีที่ต้องการ สัญญาณที่รับได้จะทำการขยาย และแปลงคลื่นความถี่เป็น เสียง หรือ สัญญาณ Morse Code พร้อมกับแปลงสัญญาณ ส่งให้ชุด Bearing Indicator แสดงผลทิศทาง เครื่องบินในปัจจุบันมักจะเป็นตัวเลข เช่น ความถี่ที่เลือกทิศทางของสถานี

ภาพที่ ๒-๓ ชุดเครื่องรับและแสดงผลระบบ ADF
ที่มา : http://www.thaitechnics.com/nav/adf_t.html

Bearing Indicator ทำหน้าที่แสดง และบ่งบอกทิศทางของสถานีส่งเป็นองศาเทียบกับทิศเหนือแม่เหล็กโลกเรียกว่า Magnetic Bearing ซึ่งประเภทของ ADF Indicator ในระบบ ADF ที่ใช้ในปัจจุบันนี้ มีอยู่ ๔ แบบได้แก่

ภาพที่ ๒-๔ Fixed Compass Card
ที่มา : http://www.thaitechnics.com/nav/adf_t.html

Fixed Compass Card: หน้าปัดจะยึดติดอยู่กับที่ไม่สามารถหมุนได้ และทิศ ๓๖๐ องศาจะอยู่ด้านบนเสมอ

ภาพที่ ๒-๕ Rotatable Compass Card
ที่มา : http://www.thaitechnics.com/nav/adf_t.html

Rotatable Compass Card: หน้าปัดชนิดนี้สามารถปรับได้ โดยหมุนหน้าปัดให้ Magnetic Heading ของเครื่องบิน อยู่ใต้เข็มด้านบน อ่านค่าทิศทางจากสถานีส่งได้โดยตรงจากหน้าปัดเข็มทิศ ซึ่งไม่ต้องคำนวณ

ภาพที่ ๒-๖ Single-Needle Radio Magnetic Indicator
ที่มา : http://www.thaitechnics.com/nav/adf_t.html

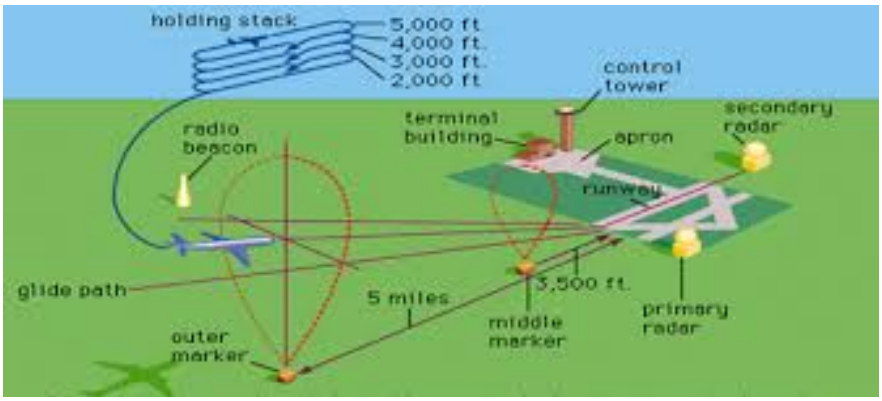
Single-Needle Radio Magnetic Indicator เข็มหน้าปัด RMI (Radio Magnetic Indicator) เป็นเครื่องมือที่ประกอบไปด้วย ข้อมูล Heading, Bearing, และตำแหน่ง Radial

ภาพที่ ๒-๗ Dual-Needle Radio Magnetic Indicator

ที่มา : http://www.thaitechnics.com/nav/adf_t.html

Dual-Needle Radio Magnetic Indicator เข็มหน้าปัด RMI เข็มหน้าปัดอันแรก เป็นเข็มใหญ่ (สีเหลือง) ทำหน้าที่แสดงถึง Magnetic Bearing ไปยังสถานี NDB สำหรับเข็มอันที่สองเป็นเข็มเล็ก (สีเขียว) ในภาพ จะชี้ ไปยังสถานี VOR เครื่องชี้แบบเข็มหน้าปัดคู่มีประโยชน์ในการหาตำแหน่งของเครื่องบิน

๒.๒ ILS (Instrument Landing System)



ภาพที่ ๒-๘ การลงสนามบินด้วยเครื่องช่วยเดินอากาศ ILS
ที่มา : http://usamahriazonline.blogspot.com/p/instrument-landing-system-ils.html

๒.๒.๑ กล่าวโดยทั่วไป

ILS เป็นเครื่องช่วยเดินอากาศที่ใช้ในการนำเครื่องบินร่อนลงสู่สนามบินระยะสุดท้ายตามทางวิ่งที่กำหนด โดยให้ข้อมูล ทั้งเส้นทางเข้าสู่ทางวิ่ง (Course) ที่ตรงกับ Center Line ของ Runway และมุมร่อน (Glide Path) ของเครื่องบินถึงจุดสัมผัส (Threshold) รวมถึงบอกระยะห่างของเครื่องบินให้ทราบว่าอยู่ที่ตำแหน่งใด หรือระยะทางถึงสนามบินเท่าไร และสามารถใช้งานได้ทุกสภาพอากาศ

ILS Categories การแยกประเภท ILS โดยพิจารณาจากความสามารถดังนี้

๒.๒.๑.๑ Category I มีประสิทธิภาพอำนวยความสะดวกให้นักบินใช้งานนำเครื่องบินร่อนลง จนถึงจุดซึ่งเส้น Localizer Course ตัดกับ Glide Path และเหลือความสูงเพียง ๖๐ เมตร หรือ ๒๐๐ ฟุต เทียบกับแนวระดับเดียวกับ Threshold เป็นความสูงที่นักบินสามารถมองเห็น Runway และตัดสินใจร่อนลง โดยเหลือระยะทางไม่น้อยกว่า ๘๐๐ เมตร หรือ ๒,๖๐๐ ฟุต ก่อนถึง Threshold

๒.๒.๑.๒ Category II มีประสิทธิภาพอำนวยความสะดวกให้นักบินใช้งานนำเครื่องบินร่อนลง จนถึงจุดซึ่งเส้น Localizer Course ตัดกับ Glide Path และเหลือความสูงเพียง ๑๕ เมตร หรือ ๕๐ ฟุต เทียบกับแนวระดับเดียวกับ Threshold โดยเหลือระยะทางไม่น้อยกว่า ๔๐๐ เมตร หรือ ๑,๓๐๐ ฟุต ก่อนถึง Threshold

๒.๒.๑.๓ Category III มีประสิทธิภาพอำนวยความสะดวกให้นักบินใช้งานนำเครื่องบินร่อนลงถึง Threshold

๒.๒.๒ คุณลักษณะทางเทคนิค

๒.๒.๒.๑ Localizer

ย่านความถี่ใช้งาน VHF ระหว่าง 108.1 – 111.9 MHz

กำลังออกอากาศของเครื่องส่งภาคพื้น 15 – 20 Watts

๒.๒.๒.๒ Glide Slope

ย่านความถี่ใช้งาน UHF ระหว่าง 328.6 – 335.4 MHz

กำลังออกอากาศของเครื่องส่งภาคพื้น 3 – 8 Watts

๒.๒.๒.๓ Marker Beacon

ความถี่ใช้งาน 75 MHz

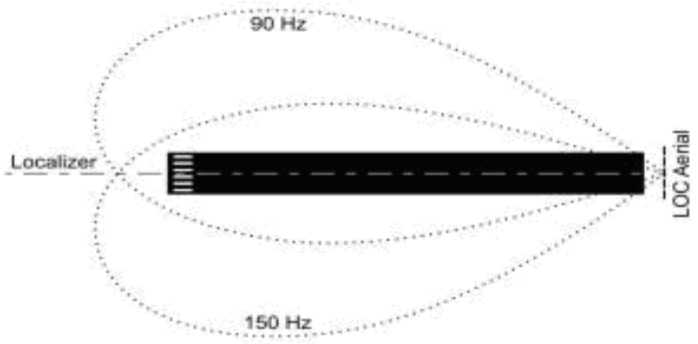
กำลังออกอากาศ Outer Marker ประมาณ 1 Watts สำหรับ Middle Marker และ Inner Marker ประมาณ 350 mW

๒.๒.๓ การทำงานของระบบ ILS ภาคพื้น

ภาพที่ ๒-๘ สถานี Localizer

ที่มา : https://aviation.stackexchange.com/questions/2620/how-does-ils-instrument-landing-system-work

๒.๒.๓.๑ สถานี Localizer ทำหน้าที่ส่งสัญญาณข้อมูล Course เพื่อบอกให้นักบินทราบว่าเครื่องบินอยู่ด้านซ้ายหรือขวาของเส้นทางบินเข้าหาสนามบิน ซึ่งตรงกับ Center Line ของ Runway โดยที่สถานี Localizer มีชุด Antenna ติดตั้งอยู่ปลายทางวิ่งห่างจาก Runway Threshold ด้าน Stop End ๑,๐๐๐ ฟุต แพร่กระจายคลื่นแนวนอน (Horizontal Polarization) คลื่นวิทยุถูกส่งออกจากชุด Antenna แบบ Amplitude Modulation ที่เป็น Carrier Plus Sideband (CSB) และ Sideband Only (SBO) ซึ่งมีการจัด Phase และ Amplitude ของสัญญาณให้ออกไปผสมกันในอากาศที่เรียกว่า Space Modulation เพื่อให้ผลรวมของสัญญาณที่ตรงกับ Center Line ออกไปมีส่วนผสม (Percentage Modulation) ของความถี่ 90 Hz และ 150 Hz กับ Carrier เท่ากัน โดยเท่ากับ 20% (90 Hz = 150 Hz = 20%) หรือมีค่า Difference in Depth of Modulation = 0.000 DDM สำหรับด้านซ้ายของ Center Line (นักบินมองเข้าหาสนามบิน) จะมีค่า Percentage Modulation ของความถี่ 90 Hz มากกว่าของความถี่ 150 Hz หรือเรียกว่าด้าน 90 Hz และที่ด้านขวาของ Center Line มี Percentage Modulation ของความถี่ 150 Hz มากกว่าของความถี่ 90 Hz หรือเรียกว่าด้าน 150 Hz



ภาพที่ ๒-๑๐ การแพร่กระจายคลื่น ของ Localizer

ที่มา : https://aviation.stackexchange.com/questions/2620/how-does-ils-instrument-landing-system-work

ข้อมูล นามสถานีของ Localizer ใช้ Tone ความถี่ 1,020 Hz ผสมกับ RF แบบ AM (Modulation = 5%) ซึ่งทำการส่งแบบ Morse Code

ระยะการใช้งานของ Localizer พื้นที่ภายในทิศทาง ๑๐ องศา ทั้งสองด้านของเส้นทางบินที่ตรงกับ Center Line ต้องใช้งานได้ในระยะ 18 NM ที่ความสูงประมาณ ๒,๐๐๐ ฟุต และสำหรับพื้นที่ภายในทิศทาง ๓๕ องศา จากเส้นทางบินที่ตรงกับ Center Line ต้องใช้งานได้ในระยะ 10 NM

ILS Localizer Course Sector ความกว้างของ Course หรือเรียกว่า Width ปกติกว้าง ๗๐๐ ฟุต วัดที่ Threshold ของ Runway โดยวัดออกไปจาก Center Line ด้านละ ๓๕๐ ฟุต และจุดนี้ ICAO กำหนดให้สัญญาณมีค่าเท่ากับ 0.155 DDM ทั้งด้าน 90 Hz และ 150 Hz เมื่อลากเส้นจากจุดทั้งสองตรงไปที่จุดกึ่งกลางของชุด Antenna มุมที่วัดได้เรียกว่า Course Width ซึ่งจะขึ้นอยู่กับความยาวของ Runway

ค่าของสัญญาณที่วัดได้ 0.155 DDM ทั้งด้าน 90 Hz หรือ 150 Hz ถูกแยกโดยเครื่องรับ Localizer บนเครื่องบิน และแปลงค่าได้เป็น 150 Micro Ampere ซึ่งทำให้เข็มของ Indicator เบี่ยงเบนไปสุด Scale ด้านซ้ายหรือขวา

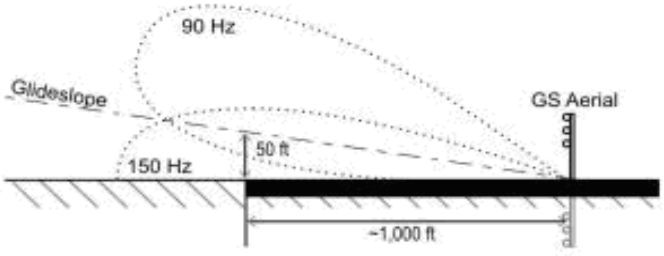
๒.๒.๓.๒ สถานี Glide Slope ทำหน้าที่ให้ข้อมูลมุมร่อน Glide Path (ในแนวดิ่ง) โดยทั่วไปเป็นมุมเงยจากระดับสนามบิน ๓ องศา

ภาพที่ ๒-๑๑ สถานี Glide Slope
ที่มา : http://navigational-aidsequipments.blogspot.com/2011/08/glidepath.html

ใช้หลักการผสมคลื่นเช่นเดียวกับสัญญาณของ Localizer โดยผสมคลื่นความถี่ 90 Hz และ 150 Hz ผสมกับความถี่ Carrier โดยมี Percentage Modulation ของความถี่ 90 Hz และ 150 Hz รวมกันเท่ากับ 80 % ซึ่งสัญญาณ Glide Path มีค่า Percentage Modulation ของความถี่ 90 Hz 40% และความถี่ 150 Hz 40% ทำให้ไม่มีความแตกต่างของ Percentage Modulation หรือสัญญาณมีค่าเท่ากับ 0.000 DDM

สัญญาณ Glide Slope ถูกส่งออกไปด้านบนและล่างของมุมร่อน (Glide Path) โดยที่ด้านบนจะมีค่า Percentage Modulation ของความถี่ 90 Hz มากกว่าของความถี่ 150 Hz และด้านล่างของ Glide Path มีค่า Percentage Modulation ของความถี่ 150 Hz มากกว่าของความถี่ 90 Hz

ความกว้างของ Gide Path หรือ Width ICAO กำหนดให้มีค่าเท่ากับ 0.7 องศา โดยขึ้นไปด้านบน 0.35 องศา และลงด้านล่าง 0.35 องศา และกำหนดให้มีค่าความแตกต่างของสัญญาณเท่ากับ 0.175 DDM



ภาพที่ ๒-๑๒ การแพร่กระจายคลื่น ของ Glide Slope

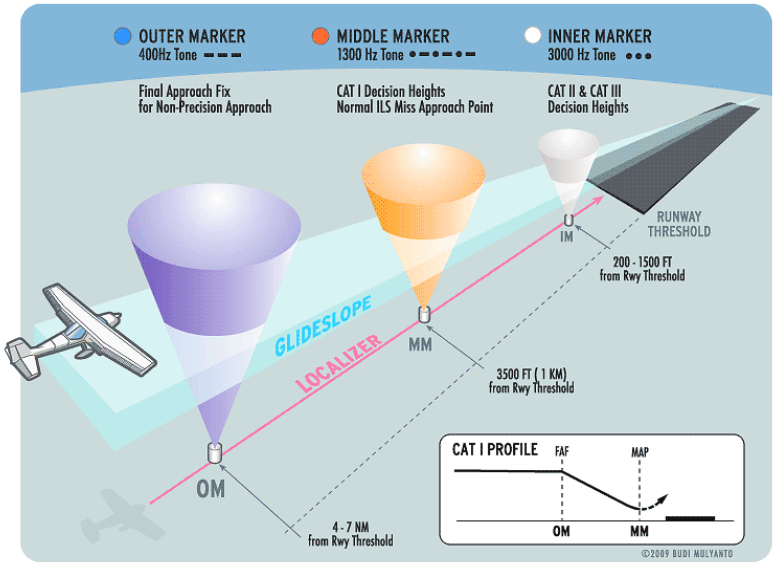
ที่มา : https://aviation.stackexchange.com/questions/2620/how-does-ils-instrument-landing-system-work

๒.๒.๓.๓ สถานี Marker Beacon ทำหน้าที่บอกตำแหน่งที่ตั้งสำหรับนักบิน แยกได้เป็น ๓ สถานีย่อยดังนี้

Outer Marker ติดตั้งห่างจากRunway Threshold ประมาณ 4 - 6 NM สัญญาณที่ส่งออกอากาศ Modulate กับสัญญาณ Tone ความถี่ 400 Hz แบบ Morse Code เป็น Dash

Middle Marker ติดตั้งห่างจาRunway Threshold ประมาณ 0.6 NM สัญญาณที่ส่งออกอากาศ Modulate กับสัญญาณ Tone ความถี่ 1,300 Hz แบบ Morse Code เป็น Dot และ Dash

Inner, Airway, Fan หรือ Z Marker ติดตั้งติดกับ Runway Threshold สัญญาณที่ส่งออกอากาศ Modulate กับสัญญาณ Tone ความถี่ 3,000 Hz แบบ Morse Code เป็น Dot



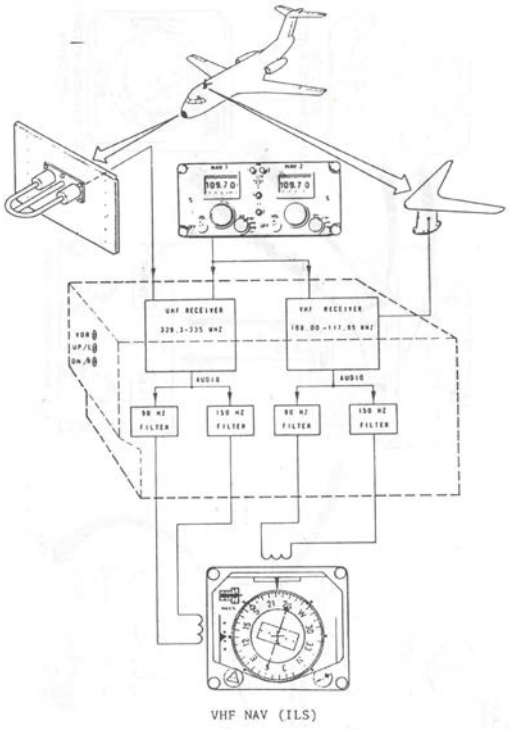
ภาพที่ ๒-๑๓ การแพร่กระจายคลื่น ของ Marker Beacon
ที่มา : https://community.infinite-flight.com/t/marker-callouts/70378/5

๒.๒.๔ การทำงานของระบบ ILS ภาคอากาศ

ระบบ ILS บนเครื่องบินประกอบด้วย เครื่องรับ , ชุด VHF NAV , Glide Slope Antenna , Localizer Antenna , ชุดแสดงผลสำหรับนักบิน ADI กับ HSI และชุด VHF NAV Control

เครื่องรับ ILS ติดตั้งไว้ที่ Avionics Rack ส่วน Antenna Localizer ติดตั้งไว้ด้านบนเครื่องบิน สำหรับ Glide Slope Antenna ติดตั้งไว้ที่ Radome หน้าเครื่อง ชุด ADI กับ HSI ติดตั้งไว้ที่แผงเครื่องวัดในห้องนักบิน และชุด VHF NAV Control ติดตั้งไว้ที่แผงควบคุมในห้องนักบินเช่นกัน เครื่องรับ Localizer / Glide Slope พื้นฐาน ตามรูป Diagram อธิบายให้เข้าใจพอสังเขป เครื่องรับ Localizer/Glide Slope ประกอบด้วยภาคการทำงาน RF , IF และ Audio สำหรับ

Output ของ Audio แยกเป็น 90 Hz และ 150 Hz โดยการผ่านวงจร Filter ซึ่งวงจร Filter ทั้งสองมี Output แตกต่างกัน แทนด้วย Diode สำหรับ ผลต่างของสัญญาณ ถ้าความถี่ 90 Hz และ 150 Hz มี Amplitude เท่ากัน จะไม่มีกระแสผ่าน Diode เข็มของ Meter จะอยู่ตรงกลางไม่เบี่ยงเบน ตามปกติใช้ 1,000 Ohm Meter กรณีที่ความแรงของสัญญาณ Localizer / Glide slope ของความถี่ 90 Hz หรือ 150 Hz มีมากกว่ากัน จะส่งผลให้ DC Negative หรือ DC Positive ที่ Meter คงที่ ทำให้เข็มของ Meter เบี่ยงเบนไป ความแตกต่างของสัญญาณ 90 Hz กับ 150 Hz มีค่า 75 mA ทำให้เข็มของ Deviation Indicator ILS เบี่ยงเบนไป 1 Dot จากกลาง Scale และถ้าหากแตกต่างกัน 150 mA เข็มจะเบี่ยงเบนไป 2 Dot จากกลาง Scale การเตือนด้วย Flag ที่ Indicator แสดงว่าสัญญาณรวมกันของ Filter ทั้งสองไม่ถึง 250 mV สำหรับเสียง Tone นามสถานี (Morse Code) จะถูกส่งไปที่แผงควบคุมการบิน



ภาพที่ ๒-๑๔ การทำงานของระบบ ILS ภาคอากาศ

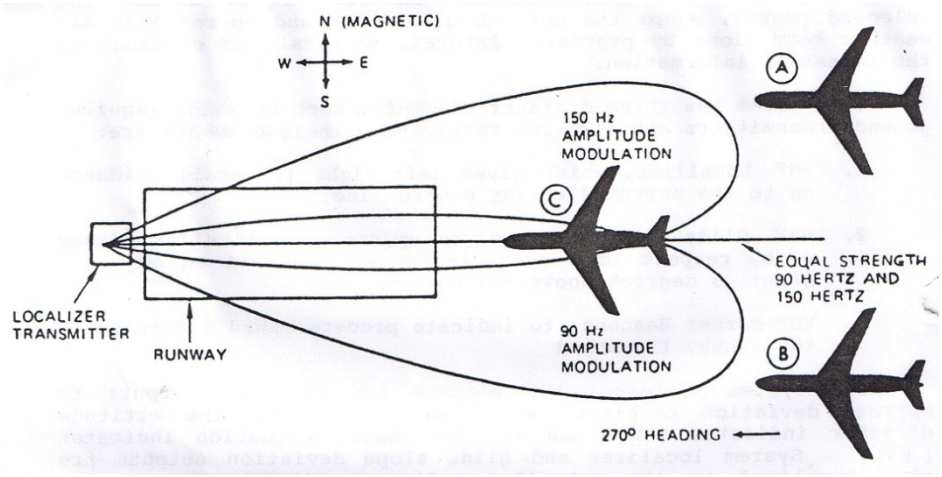
๒.๒.๕ การให้ข้อมูลของระบบ ILS

๒.๒.๕.๑ Localizer

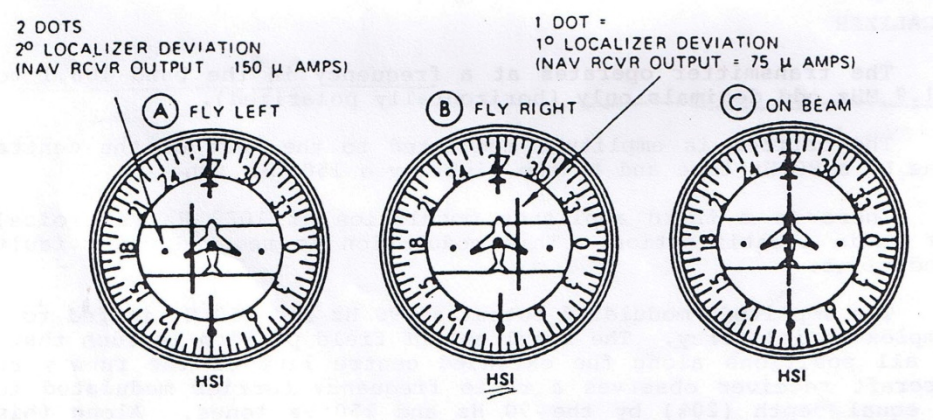
เครื่องบิน A อยู่ด้านขวามือของเส้นทางบิน หรือขวามือของนักบินที่บินเข้าหา Runway สัญญาณ Localizer ความถี่ 150 Hz มีความแรงมากกว่าสัญญาณความถี่ 90 Hz ทำให้เข็ม Deviation เบี่ยงเบนไปด้านซ้ายมือ Scale ของ HSI รูป A ตามภาพที่ ๒-๑๔ และ ๒-๑๕

เครื่องบิน B อยู่ด้านซ้ายมือของเส้นทางบิน หรือซ้ายมือของนักบินที่บินเข้าหา Runway สัญญาณ Localizer ความถี่ 90 Hz มีความแรงมากกว่าสัญญาณความถี่ 150 Hz ทำให้เข็ม Deviation เบี่ยงเบนไปด้านขวามือ Scale ของ HSI รูป B ตามภาพที่ ๒-๑๔ และ ๒-๑๕

เครื่องบิน C อยู่ในตำแหน่งตรงกับ Center Line ของ Runway สัญญาณ Localizer ความถี่ 150 Hz มีความแรงเท่ากับสัญญาณความถี่ 90 Hz ทำให้เข็ม Deviation อยู่ตรงกลาง Scale ของ HSI รูป C ตามภาพที่ ๒-๑๔ และ ๒-๑๕



ภาพที่ ๒-๑๕ การบินเข้าโดยใช้ระบบ Localizer



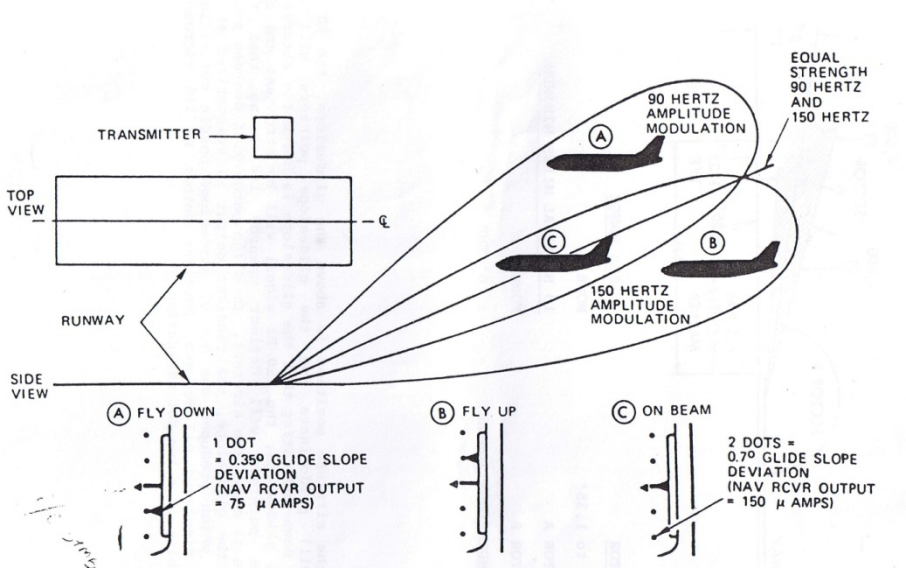
ภาพที่ ๒-๑๖ การแสดงผลเครื่องวัดบนอากาศยานโดยใช้สถานี Localizer

๒.๒.๕.๒ Glide Slope

เครื่องบิน A อยู่ด้านบนของ Glide path สัญญาณ Glide Slope ความถี่ 90 Hz มีความแรงมากกว่าสัญญาณความถี่ 150 Hz ทำให้เข็ม Deviation เบี่ยงเบนไปด้านล่าง Scale ของ HSI รูป A ตามภาพที่ ๒-๑๖

เครื่องบิน B อยู่ด้านล่างของ Glide path สัญญาณ Glide Slope ความถี่ 150 Hz มีความแรงมากกว่าสัญญาณความถี่ 90 Hz ทำให้เข็ม Deviation เบี่ยงเบนไปด้านบน Scaleของ HSI รูป B ตามภาพที่ ๒-๑๖

เครื่องบิน C อยู่ตรงกับ Glide path สัญญาณ Glide Slope ความถี่ 90 Hz มีความแรงเท่ากับสัญญาณความถี่ 150 Hz ทำให้เข็ม Deviation อยู่ตรงกลาง Scale ของ HSI รูป C ตามภาพที่ ๒-๑๖



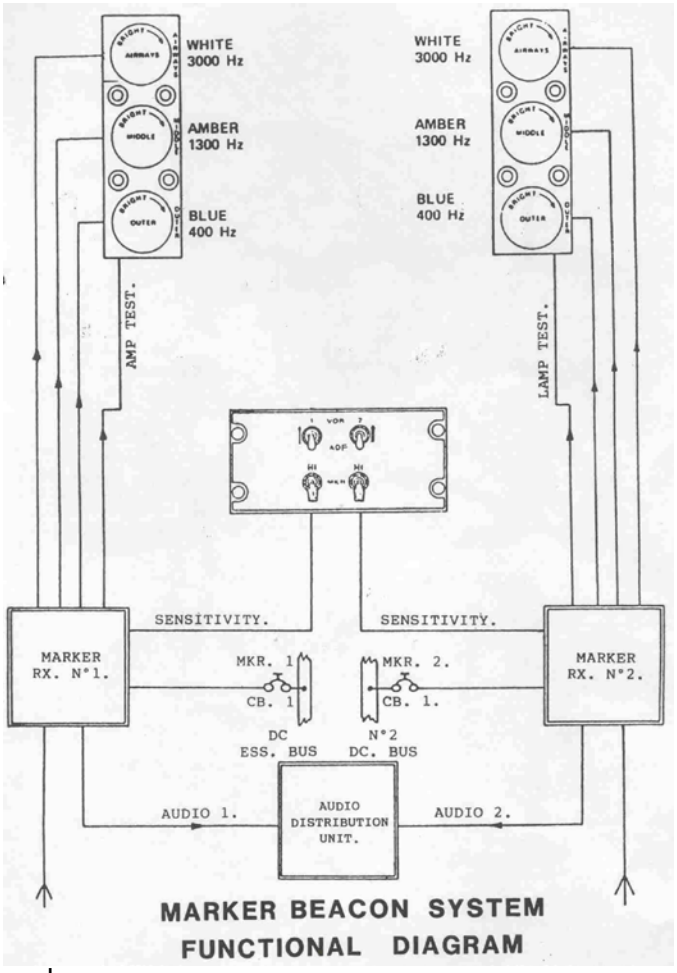
ภาพที่ ๒-๑๗ การบินเข้าและแสดงผลเครื่องวัดบนอากาศยานโดยใช้ระบบ Localizer

๒.๒.๕.๓ Marker Beacon

การแสดงผลบนเครื่องบินให้นักบินทราบขณะทำการบินผ่านสถานี Marker Beacon มีดังนี้

แสดงให้เห็นด้วย Lamp สีน้ำเงินสำหรับ Outer Marker สีอำพันสำหรับ Middle Marker และสีขาวสำหรับ Inner

เกิดสัญญาณเสียงให้ได้ยินด้วย Tone ความถี่ 400 Hz แบบ Morse Code เป็น Dash สำหรับ Outer Marker ความถี่ 1,300 Hz แบบ Morse Code เป็น Dot – Dash สำหรับ Middle Marker และ ความถี่ 3,000 Hz แบบ Morse Code เป็น Dot สำหรับ Inner



ภาพที่ ๒-๑๘ Marker Beacon System Functional Diagram

๒.๓ VOR (VHF Omni-directional Range)

๒.๓.๑ กล่าวโดยทั่วไป

VOR เป็นระบบนำร่องพื้นฐานทาง Electronic ซึ่งมีความสำคัญมากสำหรับการบินที่ช่วยให้นักบินมีความสะดวก และเชื่อถือได้ ในการบินจากจุดหนึ่งไปอีกจุดหนึ่ง สำหรับข้อมูลที่นักบินอ่านได้จากหน้าปัด ดังนี้ ทิศทาง, นามสถานี, บินเข้าสู่ หรือออกจากสถานี (To-From) และ CDI ปัจจุบันระบบการนำร่องแบบ VOR ยังขึ้นอยู่กับเครื่องส่งพื้นดิน ที่ส่งสัญญาณให้เครื่องรับ VOR บนเครื่องบิน

สถานี VOR ภาคพื้น แบ่งตามการใช้งานได้ ๒ ประเภทได้แก่ Category A คือ Normal VOR สำหรับ Enroute Navigation และ Category B คือ Terminal VOR สำหรับ Terminal Navigation นอกจากนี้ยังแบ่งตามทฤษฎีการทำงานได้ ๒ แบบได้แก่ CVOR (Conventional VOR) และ DVOR (Doppler VOR)

ภาพที่ ๒-๑๙ สถานี VOR
ที่มา : https://commons.wikimedia.org/wiki/File:VOR_DME_BUB.JPG

ข้อดีของระบบ VOR คือหน้าปัด VOR แสดงให้นักบินเห็น และเข้าใจง่ายต่อการปฏิบัติตาม ไม่เกิดผลกระทบจากช่วงเวลากลางวัน กลางคืน (Night effect) ไม่ถูกรบกวนจากชั้นบรรยากาศ

ข้อเสียของระบบ VOR ไม่ได้ให้ข้อมูลระยะทาง จึงจำเป็นต้องติดตั้งเครื่องรับ-ส่ง DME ร่วมใช้งานกับเครื่องส่ง VOR ด้วย และต้องมีสถานีภาคพื้นเพิ่มมากขึ้นเพื่อให้ครอบคลุมพื้นที่ใช้งาน เนื่องจากการส่งคลื่นพลังงานเป็นแบบ Line of Sight ซึ่งสิ่งกีดขวางมีผลต่อการรับสัญญาณ

๒.๓.๒ คุณลักษณะทางเทคนิค

ย่านความถี่ใช้งาน 108 - 117.95 MHz

Channel Spacing 50 kHz

สำหรับความถี่ 108 – 112 MHz เป็นย่านความถี่ของ VOR Category B ยกเว้นความถี่ที่ลงท้ายด้วย .10 , .30 , .50 , .70 , .90 ซึ่งความถี่ดังกล่าวใช้กับระบบ ILS

RF Output ประมาณ 200 W ใช้งานในระยะ 200 NM สำหรับ Category A และประมาณ 50 W ใช้งานได้ในระยะจำกัด หรือประมาณ 25 NM สำหรับ Category B

การแพร่กระจายคลื่นแบบ Line of Sight

การบินทดสอบสถานี VOR องค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศ (ICAO) กำหนดให้มีการบินทดสอบเพื่อหาค่าความถูกต้องของสถานีเครื่องส่ง VOR เมื่อติดตั้งครั้งแรก ตามระยะเวลาทุก ๑ ปี และหลังจากมีการแก้ไขข้อขัดข้องเมื่อไม่เป็นตามที่ T.O.กำหนด การบินทดสอบต้องทราบพิกัดที่แน่นอน กำหนดวิธีทดสอบ กำหนด Sensitivity ของเครื่องรับบนเครื่องบินเพื่อให้ใช้งานได้ตามปกติ โดยมีค่าผิดพลาดของทิศทาง Bearing ไม่เกิน ± ๑ องศา

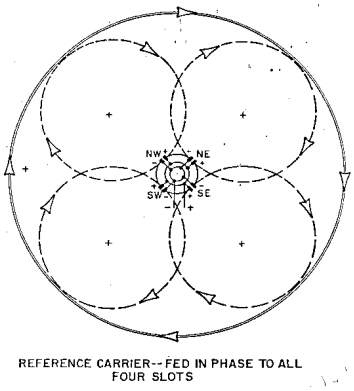
Identification Tone ใช้ความถี่ 1,020 Hz

๒.๓.๓ หลักการทำงานของระบบ VOR ภาคพื้น

๒.๓.๓.๑ CVOR (Conventional VOR)

สัญญาณที่ส่งออกไปจากสถานี VOR ภาคพื้นได้แก่ Reference Signal และ Variable Signal Reference Signal เกิดจากการ Modulate ของความถี่ 9,960 Hz (Sub - Carrier) กับ ความถี่ 30 Hz แบบ FM ทำให้ Sub Carrier 9960 Hz เบี่ยงเบนไป ± 480 Hz และเมื่อเครื่องรับบนเครื่องบินทำการแยกสัญญาณ Sub Carrier ออกไป จะได้ความถี่ 30 Hz ที่ใช้เป็น Reference Signal โดยมี Phase คงที่โดยรอบสถานี สำหรับการส่งสัญญาณ Reference ออกอากาศ จะ Inphase กันทุก Slot ของ Antenna ที่มี 4 Slot 1(NE) , 2(SE) , 3(SW) และ 4(NW) ดังรูป

ภาพที่ ๒-๒๐ Reference Carrier

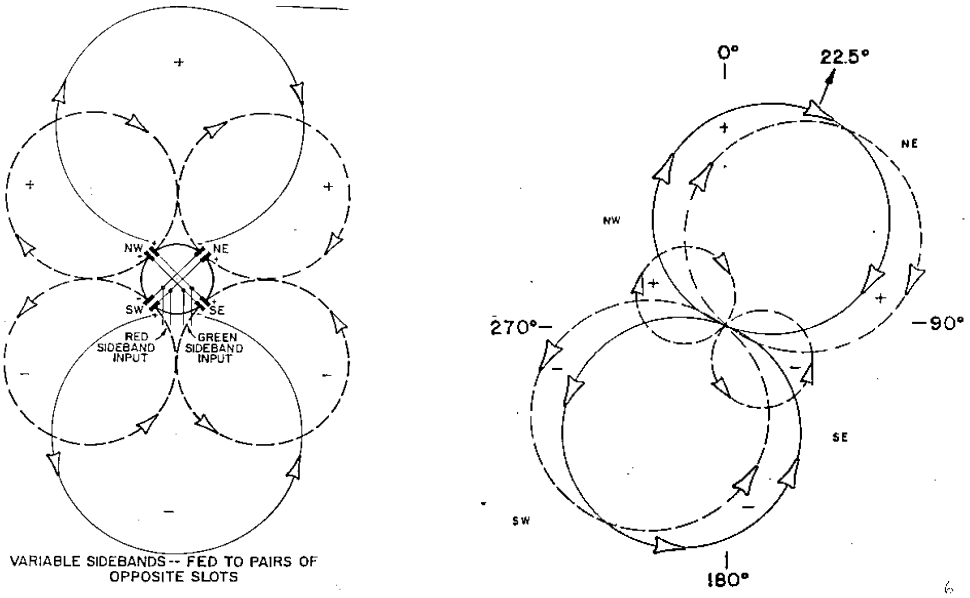


ที่มา : T.O.VOR WILCOX5850

Variable Signal เกิดจากเครื่องส่งผลิต Sideband 30 Hz ให้ Goniometer ได้เป็น Double Sideband Suppressed - Carrier และส่งต่อไปที่ Distribution Unit เพื่อแยกสัญญาณไปยัง Antenna 4 Slot และจะออกไปรวมกันในอากาศโดยมี Phase เปลี่ยนแปลงไปทุก ๑ องศาโดยรอบ การส่ง Variable Signal ซึ่งชุด Goniometer ทำหน้าที่ผลิต

Sideband Power สองค่า คือ Sideband 1 และ Sideband 2 ที่มี Amplitude เท่ากันแต่ต่าง Phase กัน 90 องศาและแต่ละ Sideband แยกออกเป็นสองทางโดยได้ Output ต่าง Phase กัน 180 องศา เพื่อส่งต่อไปยังสายอากาศ เพื่อสร้าง Variable Signal (30 Hz)

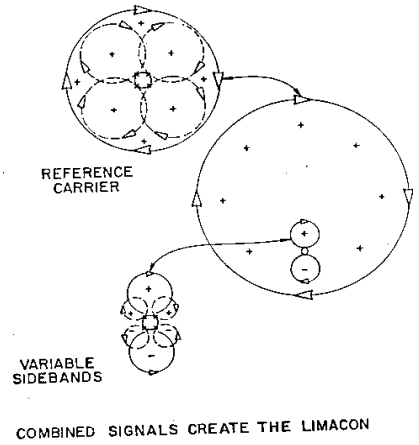
การรวมสัญญาณในอากาศที่เรียกว่า Space mod ทำให้ได้สัญญาณรูปร่าง Limacon หมุนรอบตัวเอง เพื่อให้เกิด Variable Signal



ภาพที่ ๒-๒๑ Variable Sidebands

ที่มา : T.O.VOR WILCOX5850

การทำ Phasing ของสถานี VOR มีความสำคัญเพื่อให้สัญญาณที่ Antenna แต่ละ Slot มี Phase ที่ถูกต้อง อาจทำการตัดทอนสายส่งกำลัง หรือการปรับ Phaser ในตัวเครื่องส่ง เพื่อปรับ Sideband Phase ซึ่งหลังจากนั้นจะต้องมีการบินทดสอบ ให้เกิดความแน่นอนอีกครั้ง



ภาพที่ ๒-๒๒ Combined Signals

ที่มา : T.O.VOR WILCOX5850

๒.๓.๓.๒ DVOR (Doppler VOR)

สถานี CVOR มีข้อจำกัดบางประการ จึงถูกแทนด้วย DVOR เนื่องจากมีความแน่นอนและเชื่อถือได้มากกว่า และใช้กันได้กับ VOR บนเครื่องบินโดยที่ไม่ต้องมีการปรับปรุงแต่อย่างใด สถานี DVOR ประกอบด้วยเครื่องส่ง 100 Watts มีระบบ Antenna รอบสถานีจำนวน 48 หรือ 50 Antenna เป็นวงกลมมีเส้นผ่าศูนย์กลางประมาณ ๕๐ ฟุต และที่จุดศูนย์กลางอีก 1 Antenna

Antenna ที่จุดศูนย์กลางออกอากาศด้วยสัญญาณ 30 Hz AM สำหรับ Reference signal 48 หรือ 50 Antenna ออกอากาศด้วยสัญญาณ 9,960 Hz Sub – Carrier AM

โดยหมุนเวียน (Phase Shift) ออกอากาศแต่ละ Antenna เป็นวงรอบ ๓๐ รอบต่อวินาที การเคลื่อนที่ของจุดกำเนิดความถี่ 9,960 Hz ทำให้เครื่องรับบนเครื่องบิน รับสัญญาณได้เป็น Doppler Frequency Shift ความถี่ 9,960 Hz ซึ่งมีการเบี่ยงเบนไป ± 480 Hz ทำให้ได้เป็น 30 Hz FM สำหรับ Variable signal

สัญญาณความถี่ 30 Hz AM ที่ออกอากาศจาก Antenna จุดศูนย์กลาง กับสัญญาณความถี่ 30 Hz FM ที่ออกอากาศจาก 48 หรือ 50 Antenna รอบสถานี จะ In Phase กันที่ทิศเหนือ ส่วนที่ทิศอื่นๆจะ Out of Phase กันเช่นเดียวกับ CVOR

ตารางที่ ๒-๑ เปรียบเทียบการทำงานของ Detected Rx Signals ระหว่าง CVOR กับ DVOR

Detected Rx Signals	CVOR	DVOR
30 Hz AM of VHF	Variable Phase Signal	Reference Phase Signal
30 Hz FM of 9960 Hz Sub- Carrier	Reference Phase Signal	Variable Phase Signal (Doppler Frequency Shift)

๒.๓.๔ หลักการทำงานของระบบ VOR ภาคอากาศ

เครื่องรับ VOR บนเครื่องบิน ทำหน้าที่ รับสัญญาณจากสถานีเครื่องส่ง VOR ภาคพื้น ความถี่ 108 – 117.95 MHz จากนั้นแยกสัญญาณ AM ออกได้เป็น ๒ ความถี่ คือ Reference Frequency 30 Hz และ Variable Frequency 9,960 ± 480 Hz

ข้อมูลทิศทาง (VOR Omni Bearing) ได้จากการแยกสัญญาณ ความถี่ 30 Hz AM และ 9,960 ± 480 Hz หรือ 30 Hz FM ใช้เป็นสัญญาณ Reference นำไปเปรียบเทียบ Phase กับ 30 Hz Variable ทำให้ทราบทิศทางของสถานี VOR นอกจากนี้ VOR Bearing บน RMI ยังสามารถหาค่า Relative Bearing ได้โดยเปรียบเทียบกับหัวของเครื่องบิน (Heading)

OBS (Omni Bearing Selector) มีไว้สำหรับให้นักบินเลือกทิศทาง เพื่อใช้บินเข้าหรือออกจากสถานี VOR โดยมี Course Deviation เทียบกับ OBI (Omni Bearing Indicator)

การแสดง To – From ได้จากการอ่าน OBI เทียบกับ OBS และการเปลี่ยน Phase ไป ๑๘๐ องศา ทำให้การแสดง To – From เปลี่ยนจาก To เป็น From

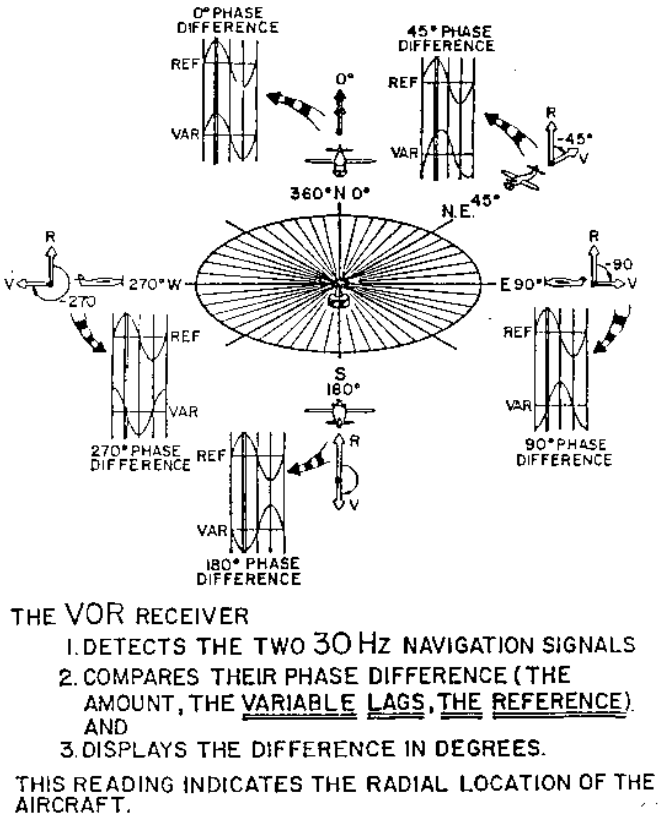
ระบบ Flag Alarm เป็นการเตือนความไม่แน่นอนที่เกิดขึ้น โดยปกติมีเงื่อนไข ๓ ประการได้แก่ Power Supply ขัดข้อง, Amplitude ของ Reference หรือ Variable Signal ไม่เพียงพอ และความแตกต่างระหว่างการอ่าน OBI และ Bearing ของ VOR มากเกินไป

สายอากาศ VOR บนเครื่องบินเป็นแบบ Omni Directional Horizontal Dipole และใช้ร่วมกับ Localizer ของระบบ ILS เนื่องจากอยู่ในย่านความถี่เดียวกัน

๒.๓.๕ การให้ข้อมูลของระบบ VOR

VOR ให้ข้อมูลข่าวสารกับเครื่องบิน ดังนี้ ทิศทาง, นามสถานี, Course Deviation และ To - From

ทิศทาง ได้จากการเปรียบเทียบ Phase ระหว่างสัญญาณ Reference และสัญญาณ Variable ซึ่งสัญญาณทั้งสองจะ In Phase กันที่ทิศเหนือ และจะมี Phase เปลี่ยนแปลงไปทุก ๑ องศาโดยรอบ



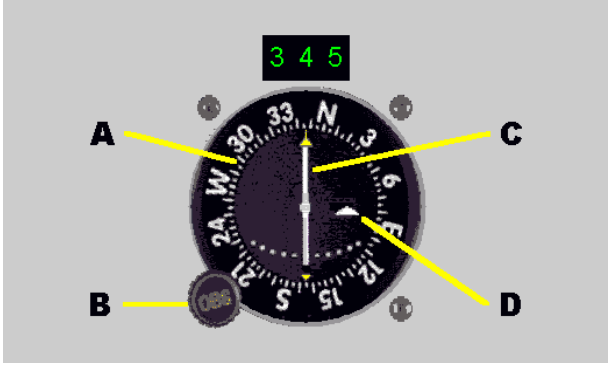
ภาพที่ ๒-๒๓ หลักการแพร่สัญญาณระบบ VOR

นามสถานี Identification Tone ใช้ Tone ความถี่ 1,020 Hz เป็นสัญญาณเสียง Morse Code แทนอักษรนามสถานี ประกอบด้วย 3 ตัวอักษร โดยระยะเวลาสัญญาณ Tone ที่เป็น Dots = 0.125 Sec , Dashes = 0.375 Sec , ระยะเวลาระหว่าง Dots กับ Dashes ภายในอักษร = 0.125 Sec และระยะเวลาระหว่างอักษร = 0.375 Sec โดยการModulation แบบ AM ออกอากาศไปพร้อมกับ Reference Signal

กรณีส่งแบบ Voice Broadcast สัญญาณเสียงจากภายนอกสามารถใช้งานได้กับเครื่องส่ง VOR ในกรณีนี้ Identification จะถูก Disabled ไปโดยอัตโนมัติ

Course Deviation เกิดจากการใช้ OBS เลือกทิศทางเพื่อบินเข้าหรือออกจากสถานี VOR โดยเทียบกับ Omni Bearing

การแสดง To – From ของเครื่องบินที่บินเข้าหา หรือออกจากสถานี VOR



ภาพที่ ๒-๒๔ หน้าปัด แสดงข้อมูลของ VOR บนเครื่องบิน
ที่มา : http://www.navfltsm.addr.com/vor-nav.htm

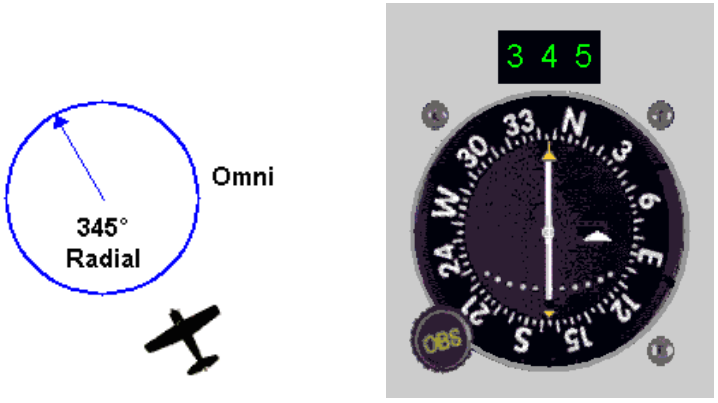
A - Rotating Course Card เลือกจาก 0 to 360° ซึ่งแสดง VOR Bearing ที่ถูกเลือกไว้สำหรับบินเข้าหรือออก ตัวอย่างเลือก 345° Radial

B - Omni Bearing Selector หรือ OBS Knob ใช้สำหรับปรับ Course Card

C - CDI หรือ Course Deviation Indicator เข็มนี้เบนซ้ายหรือขวาแสดงว่าทิศทางของเครื่องบินยังไม่ตรงกับ Course ที่ต้องการ ถ้าตรงเข็มจะอยู่ตรงกลางดังรูปนี้

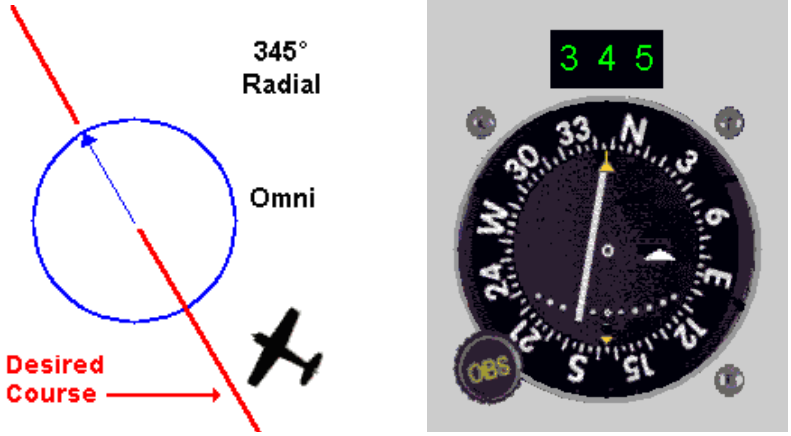
D - The To-From Indicator. ลูกศรนี้จะบอกว่าบินเข้าหรือออกจากสถานี VOR และจะมีธงแดงลงมาปิดที่ลูกศร To-From เมื่อรับสัญญาณ VOR ไม่ได้หรือ ขัดข้องที่ต้องแก้ไข ตามรูปหน้าปัดแสดงให้เห็นว่าการบินตรงกับ Course ที่ได้ตั้งค่าไว้

การแสดงให้ทราบจาก RMI เป็น Relative Bearing และ Magnetic Bearing ซึ่งสามารถเลือก OBS ทิศทางที่ต้องการได้



ภาพที่ ๒-๒๕ การแสดงผลการบินตรงกับ Course
ที่มา : http://www.navfltsm.addr.com/vor-nav.htm

การแสดงให้ทราบการบินที่ไม่ตรงกับ Course ที่ได้ตั้งค่าไว้



ภาพที่ ๒-๒๖ การแสดงผลการบินไม่ตรงกับ Course
ที่มา : http://www.navfltsm.addr.com/vor-nav.htm

การแสดงให้ทราบว่าสัญญาณ VOR ใช้งานไม่ได้ Flag Show สีแดง

ภาพที่ ๒-๒๗ การแสดงผลระบบ VOR ใช้งานไม่ได้
ที่มา : http://www.navfltsm.addr.com/vor-nav.htm

๒.๔ TACAN (Tactical Air Navigation)

ภาพที่ ๒-๒๘ Mobile TACAN

ที่มา : https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Portable_TACAN_calibration.jpg

๒.๔.๑ กล่าวโดยทั่วไป

TACAN เป็นระบบเครื่องช่วยเดินอากาศที่ กองทัพสหรัฐอเมริกา และประเทศสมาชิกองค์การ NATO ใช้ทางยุทธวิธีในทางทหารโดยเฉพาะทำงานร่วมกันระหว่างสถานีภาคพื้นกับเครื่องรับ-ส่งบนเครื่องบิน หรือระหว่างเครื่องบินกับเครื่องบิน โดยใช้งานเป็นเครื่องช่วยเดินอากาศหลัก ที่ติดตั้งกับเครื่องบินรบทั่วไป เพื่อนำเครื่องบินเข้าหาเป้าหมาย หรือสนามบินได้ถูกต้อง สถานี TACAN มีคุณลักษณะพิเศษคือสามารถเคลื่อนย้ายไปติดตั้งใช้งาน ณ ตำแหน่งต่างๆ ที่ต้องการทางยุทธวิธีได้สะดวกและรวดเร็ว สามารถใช้เป็นแบบ Air Borne TACAN ในขณะทำการบินทางยุทธวิธีเพื่อบอกตำแหน่งและทิศทางของเครื่องบินรบอื่น ขณะทำการบินด้วยความเร็วสูงทำให้เกิดความปลอดภัยมากยิ่งขึ้น โดยให้ข้อมูลกับนักบิน ดังนี้

ทิศทาง

ระยะทาง

นามสถานี

Course Deviation Indicator (CDI)

To - From

เนื่องจากข้อมูลทิศทาง และระยะทาง รวมไว้ในระบบเดียวกันที่สถานีภาคพื้นจึงง่ายต่อการติดตั้งใช้พื้นที่น้อยกว่า VOR ไม่จำเป็นต้องติดตั้งในอาคารเป็นแบบสถานีประจำที่ (Fixed TACAN) แต่สามารถติดตั้งใน Shelter, รถบรรทุก หรือ เรือ สำหรับใช้งานระยะเวลาสั้นๆ เป็นแบบเคลื่อนที่ได้ (Mobile TACAN) และให้ความแน่นอนมากกว่า VOR/DME เนื่องจากใช้คลื่นความถี่ 15 Hz และ 135 Hz เป็นส่วนประกอบ การให้ข้อมูลทิศทางมีค่าความผิดพลาดไม่เกิน ± ๑ องศา และค่าความผิดพลาดของระยะทางไม่เกิน 185 m หรือไม่เกิน ± 0.1 NM

เครื่องรับ VORTAC มีความอ่อนตัวโดยสามารถใช้ VORTAC รับสัญญาณทิศทางจากสถานี VOR และรับสัญญาณระยะทางจากสถานี TACAN ภาคพื้นใน Function DME ทำให้สามารถลดจำนวนสถานี DME ลงได้ โดยใช้สถานี TACAN ปรับเป็น DME แทน

สถานี TACAN นำเครื่องบินเข้าหาเป้าหมาย แต่อาจถูกข้าศึกใช้งานนำเครื่องบินเข้ามาโจมตีได้เช่นกัน ต่างจากระบบ GPS, JPALS (Joint Precisions Approach And Landing System) ซึ่งป้องกันการโจมตีได้ดีกว่า และสามารถทำการบินแบบ Auto Operations ได้ ปัจจุบันเครื่องบินบางชนิดเริ่มมีการใช้งานเครื่องช่วยเดินอากาศที่ไม่ต้องมีสถานีภาคพื้น เช่น ระบบ GPS เป็นต้น

๒.๔.๒ คุณลักษณะทางเทคนิค

Standard TACAN Signal MIL STD 291 C

ความถี่ที่ใช้งานอยู่ในย่าน UHF 962 – 1,213 MHz แบ่งเป็น 126 Channel โดยแยกเป็น Low Band 63 Channel และ Hi Band 63 Channel และยังกำหนดเป็น X-Mode และ Y-Mode โดยแตกต่างกันในเรื่อง ความถี่ของเครื่องรับ – ส่ง และคุณลักษณะเฉพาะของ Pulse ที่ใช้งานในระบบ สำหรับสถานี TACAN ของ ทอ.ไทย ใช้งานเฉพาะ X-Mode เท่านั้น

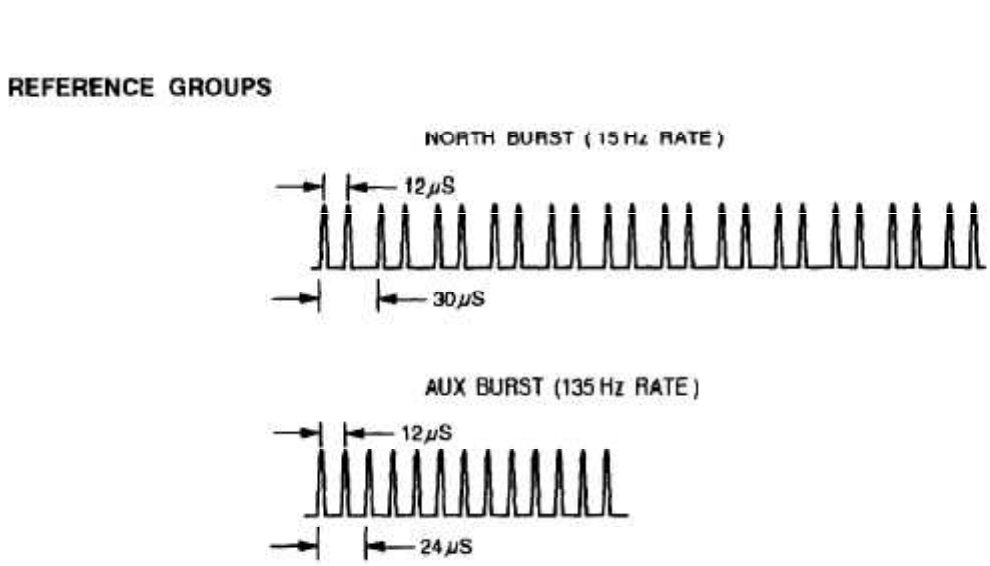
ตารางที่ ๒-๒ แสดงความถี่ของสถานี TACAN

BAND	CHANNEL	RECEIVER	TRANSMITTER	
			X-MODE	Y-MODE
LO	1	1,025	962	1,088
	2	1,026	963	1,089
	3	1,027	964	1,090
	.	.	.	.
	.	.	.	.
	63	1,087	1,024	1,150
HI	64	1,088	1,151	1,025
	65	1,089	1,152	1,026
	66	1,090	1,153	1,027
	.	.	.	.
	.	.	.	.
	126	1,150	1,213	1,087

ที่มา : T.O.TACAN AN/TRN-26

Main หรือ North Reference Burst แบบ X – Mode เป็นขบวน Pulse จำนวน 12 Pulse Pair โดยที่ Pulse ที่ 1 กับ 2 ห่างกัน 12 μS และระหว่าง Pair ที่ 1 กับ 2 ห่างกัน 30 μS

Auxiliary Reference Burst แบบ X – Mode เป็นขบวน Pulse จำนวน 6 Pulse Pair โดยที่ Pulse ที่ 1 กับ 2 ห่างกัน 12 μS และระหว่าง Pair ที่ 1 กับ 2 ห่างกัน 24 μS



ภาพที่ ๒-๒๙ สัญญาณ North Burst และ Aux Burst
ที่มา : T.O.TACAN AN/TRN-26

Identification แบบ Morse Code ใช้สัญญาณ Tone ความถี่ 1,350 Hz ประกอบด้วย 3 ตัวอักษร ส่งออกอากาศทุก 37.5 วินาที โดยระยะเวลาสัญญาณ Tone ที่เป็น Dots = 0.125 Sec, Dashes = 0.375 Sec, ระยะเวลาระหว่าง Dots กับ Dashes ภายในอักษร = 0.125 Sec และระยะเวลาระหว่างอักษร = 0.375 Sec

Reply Delay 50 μS สำหรับ X – Mode หรือ 56 μS สำหรับ Y – Mode

๒.๔.๓ หลักการทำงานของระบบ TACAN ภาคพื้น

ระบบ TACAN ภาคพื้นประกอบด้วย ชุดเครื่องรับ - ส่ง, Antenna และ ชุด Monitor

๒.๔.๓.๑ ชุดเครื่องรับ

รับสัญญาณ Interrogation Pulse จากเครื่องบิน ทำการถอดรหัส Pulse Pair เพื่อเลือกทำงานเฉพาะสัญญาณของระบบ TACAN เท่านั้น และเข้ารหัส Pulse Pair ก่อนทำการป้อนให้ชุดเครื่องส่ง ทำการส่งออกอากาศต่อไป

ผลิตสัญญาณ Squitter โดยตามปกติเครื่องรับ TACAN ภาคพื้นสามารถให้บริการข้อมูลระยะทางกับเครื่องบินในเวลาเดียวกันได้ ๑๐๐ เครื่อง ขณะที่ไม่มี Interrogation Pulse หรือมีเครื่องบินใช้งานไม่ถึง ๑๐๐ เครื่อง เครื่องรับ TACAN ภาคพื้นจะทำการผลิต Squitter Signal ขึ้นทดแทน Interrogation Pulse หรือเรียกว่า Noise Generation เพื่อชดเชยหรือทดแทน Reply Pulse ให้ได้ 2,700 ± 90 Pulse Pair Per Second เพื่อให้การส่งออกอากาศคงที่ตลอดเวลา

๒.๔.๓.๒ ชุดเครื่องส่ง

ผลิต North หรือ Main Reference Burst และ Auxiliary Reference Burst สำหรับใช้เป็นสัญญาณอ้างอิงกับ Phase ของสัญญาณ Variable Signal เพื่อให้เครื่องรับบนเครื่องบินทำการวัด Phase เป็นองศาและแปลงเป็นข้อมูลทิศทางต่อไป

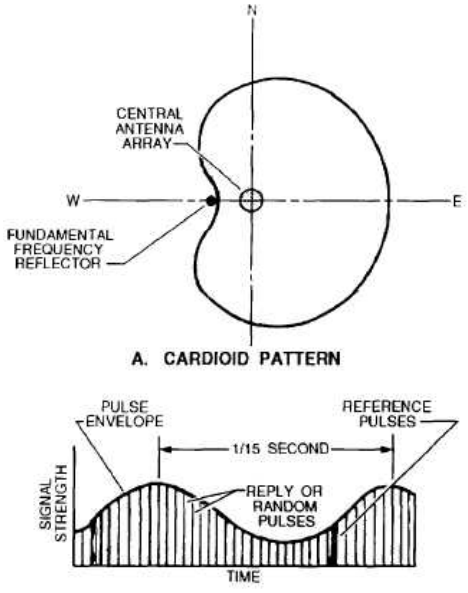
ผลิต Identification เป็นแบบ Morse Code ที่มีขนาด ๓ ตัวอักษร

ส่งสัญญาณ Reply Pulse ออกอากาศหลังจากระยะเวลา Reply Delay เพื่อนำไปแปลงค่าเป็นข้อมูลระยะทางต่อไป

จัดลำดับความเร่งด่วน (Piority) ของสัญญาณที่จะทำการส่งออกอากาศตามลำดับ ดังนี้ 1. Azimuth (Main Reference Burst และ Auxiliary Reference Burst) 2. Identification 3. Distance (Reply Pulse) และ 4. Squitter (Noise)

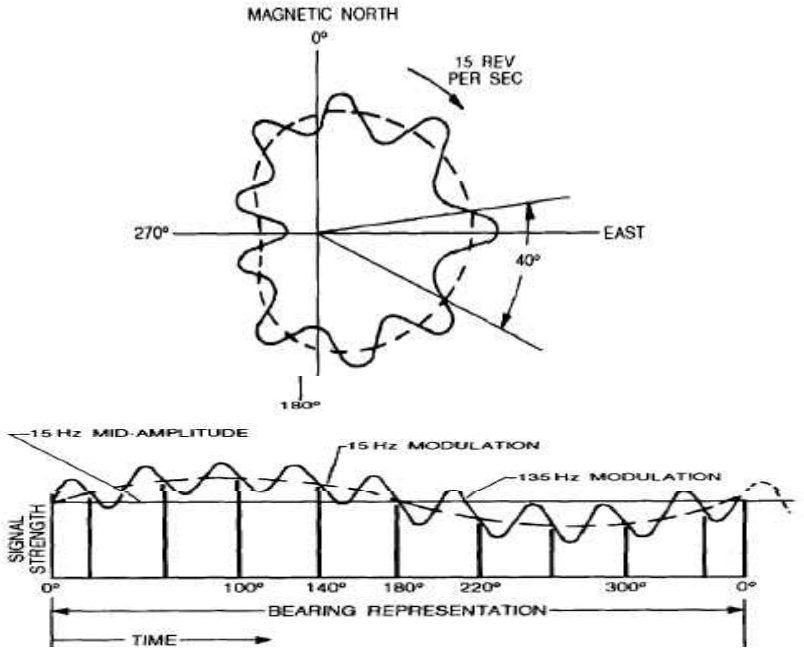
๒.๔.๓.๓ ชุด Antenna

แพร่กระจายคลื่นความถี่วิทยุออกอากาศครอบคลุมพื้นที่ใช้งาน โดย Variable signal เป็นคลื่นสัญญาณรูปหัวใจ (Cardioid pattern) หมุนรอบตัวเองด้วยความเร็ว ๙๐๐ รอบต่อนาที ซึ่งทำให้เกิดเป็นสัญญาณ Sine wave ในทุกทิศทาง ที่เครื่องรับบนเครื่องบินรับได้ โดยมี Phase แตกต่างกันโดยรอบ ๓๖๐ องศา



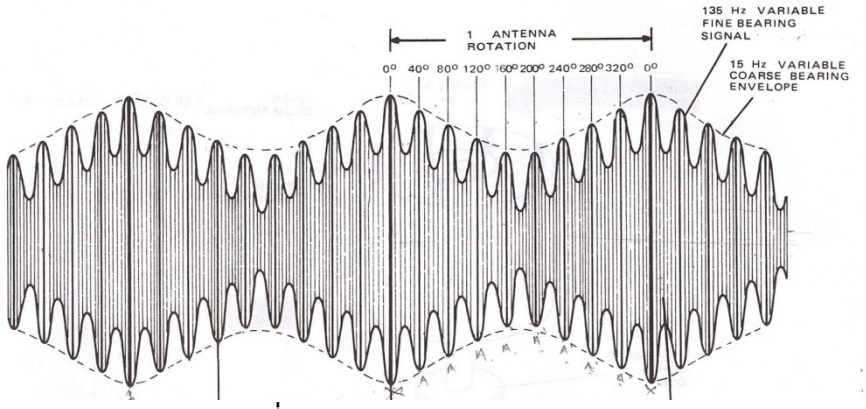
ภาพที่ ๒-๓๐ คลื่นสัญญาณรูปหัวใจ
ที่มา : T.O.TACAN AN/TRN-26

การแพร่กระจายคลื่น 135 Hz Variable ใน 1 Cycle ของสัญญาณ 15 Hz Variable ทำการส่งสัญญาณ Sine wave จำนวน 9 Cycle เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพให้มีความแน่นอนมากขึ้น



ภาพที่ ๒-๓๑ การ Modulation ระหว่างสัญญาณ 15 Hz กับ 135 Hz
ที่มา : T.O.TACAN AN/TRN-26

ทำการส่ง Reference Pulse ที่มีความสัมพันธ์กับการแพร่กระจายคลื่น Variable Signal โดยส่ง Main Reference Burst ทุกรอบของ 15 Hz Variable ขณะที่คลื่นรูปหัวใจหมุนให้พลังงานสูงสุดไปทางทิศตะวันออกของสถานี TACAN และทำการส่ง Auxiliary Reference Burst ในทำนองเดียวกัน

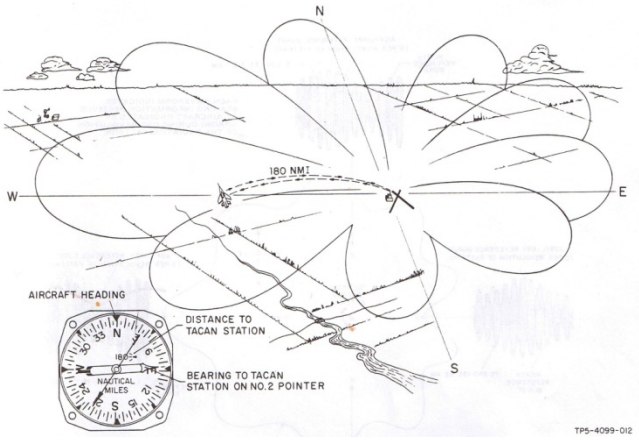


ภาพที่ ๒-๓๒ การส่งสัญญาณ TACAN
ที่มา : T.O.TACAN AN/TRN-26

๒.๔.๓.๔ ชุด Monitor

ตรวจสอบการทำงานของระบบ ตามคุณสมบัติที่สำคัญ ได้แก่ Receiver Sensitivity, Reply Delay, Pulse Rate, Pulse Spacing, 15 Hz Azimuth, 135 Hz Azimuth, North Reference Burst, Auxiliary Reference Burst, Power Output, Identification Spacing ฯลฯ เพื่อให้สัญญาณที่ออกอากาศมีความถูกต้องและเชื่อถือได้ โดยมีทั้งแบบ Local Maintenance Monitoring System และ Remote Maintenance Monitoring System สามารถตรวจสอบการทำงานผ่านระบบสื่อสารทางไกลได้

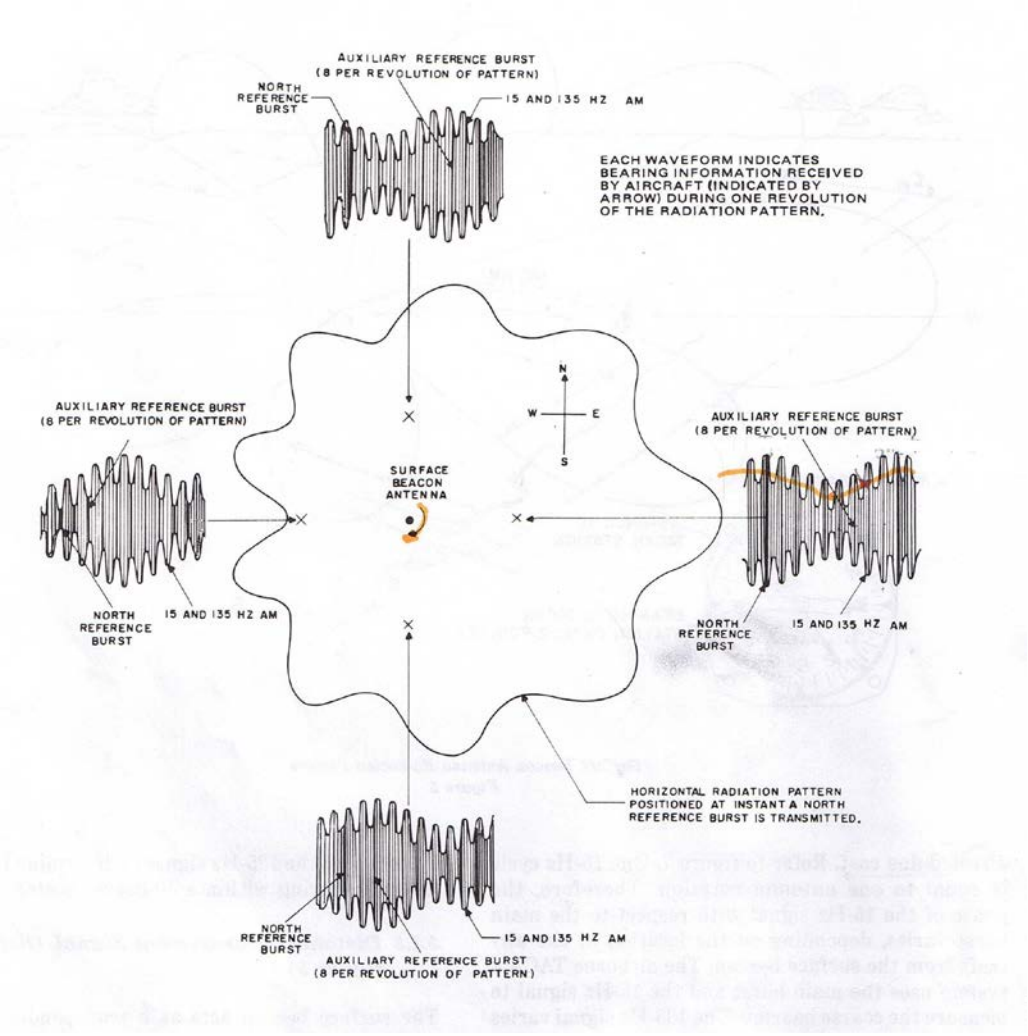
๒.๔.๔ หลักการทำงานของระบบ TACAN ภาคอากาศ



ภาพที่ ๒-๓๓ การรับสัญญาณ TACAN บน อากาศยาน

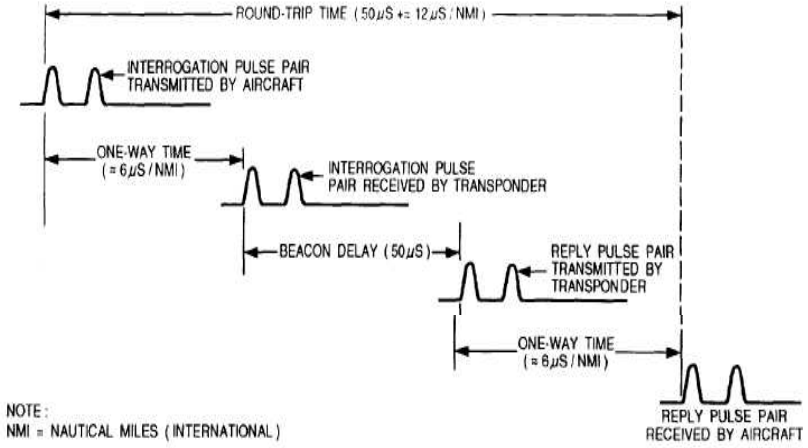
ระบบเครื่องรับ-ส่ง TACAN บนเครื่องบิน ทำการ รับ – ส่ง สัญญาณ และให้ข้อมูลทิศทาง, ระยะทาง, นามสถานี, Course Deviation และ To From แก่นักบิน

ข้อมูลทิศทาง ประกอบด้วยสัญญาณ Reference และสัญญาณ Variable ทำการวัดเปรียบเทียบระหว่างสัญญาณ Reference Burst กับ Phase สัญญาณ Variable (Sine wave) ณ จุดที่เริ่มจะเป็นบวกของสัญญาณ Sine wave ของคลื่นลูกต่อไป หรือเรียกว่าจุด Positive Going Crossover โดยทำการวัดเป็นองศา และนำไปแสดงผลเป็นทิศทางของสถานี TACAN เปรียบเทียบกับ Magnetic North



ภาพที่ ๒-๓๔ การแปลงสัญญาณเป็นข้อมูลทิศทาง

ข้อมูลระยะทาง ได้จากเวลาการเดินทางของ Interrogation Pulse ที่เครื่องส่งบนเครื่องบินส่งไป และเครื่องรับบนเครื่องบินรับ Reply Pulse จากสถานี TACAN ภาคพื้น โดยใช้หลักการเดินทางของคลื่นแปลงเป็นระยะทาง โดยระยะทาง ๑ เรดาร์ไมล์ (NM) ใช้เวลา 12.36 μS (หมายถึงคลื่นเดินทางไปและกลับ ระยะทาง 1 NM ใช้เวลา 12.36 μS) และเครื่อง รับ - ส่งบนเครื่องบินจะต้องชดเชยเวลา Reply Delay เพื่อให้อ่านข้อมูลระยะทางได้ถูกต้อง



ภาพที่ ๒-๓๕ สัญญาณ Interrogation Pulse และ Reply Pulse

ข้อมูลเส้นทางบิน หรือ Course Deviation และ To – From ได้จากการเปรียบเทียบระหว่าง Relative Bearing กับเส้นทางการบินที่เลือกไว้ และทำการประมวลผลเพื่อให้ Deviation Bar แสดงทิศทางการเคลื่อนที่ของเครื่องบินว่าเบี่ยงเบนไปจากเส้นทางที่ต้องการมากน้อยเพียงใด และ Flag To-From จะแสดงให้ทราบว่าบินเข้าหาหรือออกจากสถานี TACAN

ข้อมูลนามสถานี ได้จากการ Detect สัญญาณเสียง Tone ความถี่ 1,350 Hz แบบ Morse Code ขนาด ๓ ตัวอักษร

ส่วนประกอบของระบบ TACAN บนเครื่องบิน มีดังนี้ Antenna, R/T, D/A Adapter, RNAV Interface, ระบบ Compass และ HSI

Antenna ทำหน้าที่รับ – ส่ง คลื่นวิทยุ ติดตั้งไว้ด้านล่างลำตัวของเครื่องบิน หรือติดตั้งทั้งด้านบนและด้านล่างลำตัวเครื่องบิน

R/T Unit ทำหน้าที่รับ – ส่งสัญญาณ และถอดรหัส Pulse Pair จากนั้นประมวลผลเป็นข้อมูลทิศทาง ระยะทาง ส่งให้กับชุด D/A Adapter เพื่อแปลงเป็นสัญญาณให้กับชุดแสดงผล (Indicator) โดยแยกสัญญาณนามสถานีให้ชุด Audio Control ซึ่งสามารถปรับความแรงของสัญญาณเสียงได้

ภาพที่ ๒-๓๖ TACAN Transceiver

D/A Adapter ทำหน้าที่แปลงสัญญาณข้อมูลทิศทาง ระยะทาง ให้สามารถแสดงผลได้ นอกจากนั้นยังรับค่าทิศทาง Compass บนเครื่องบินและค่า Course Set มาประมวลผลเป็นข้อมูล Relative Bearing, Course Deviation และ To – From

RNAV Interface ทำหน้าที่แปลงข้อมูลระหว่าง R/T กับชุด HSI ด้วยระบบ Computer ให้สามารถ ควบคุม ทิศทาง และ ตำแหน่งของเครื่องบินได้

ชุด TACAN Display (HSI) ทำหน้าที่แสดงผลข้อมูล ของระบบ TACAN โดยมี Compass เป็นอุปกรณ์ Magnetic แสดงทิศเหนือแม่เหล็กโลก เพื่อใช้ในการหาทิศเหนือจริง

Function การใช้งานของระบบ TACAN บนเครื่องบิน

REC Mode ใช้สำหรับการรับสัญญาณข้อมูล Bearing, Course Deviation และ To - From จากสถานีภาคพื้น ให้แสดงผลที่ HSI

R/T Mode ใช้สำหรับการรับสัญญาณของมูล Bearing, Distance และ Course Deviation จากสถานีภาคพื้น ให้แสดงผลที่ HSI

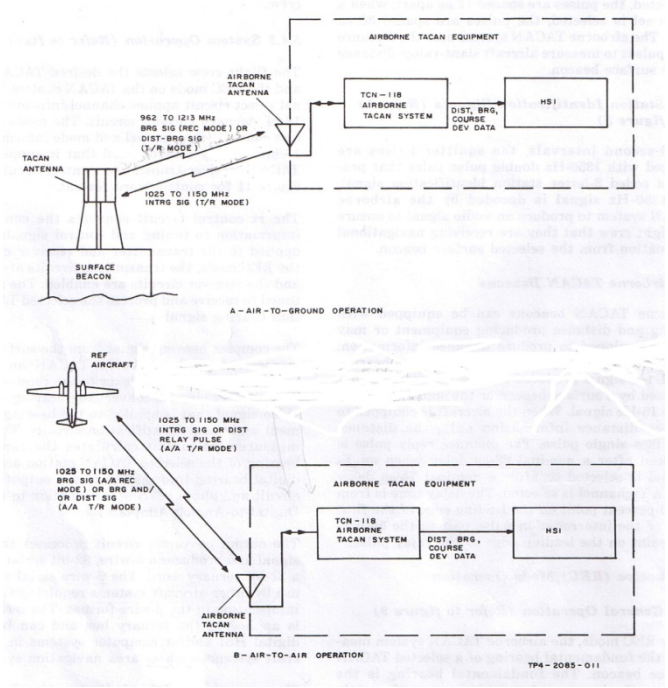
A/A REC Mode ใช้งานระหว่าง Air to Air ให้ข้อมูล เหมื่อนกับ REC Mode แต่ข้อมูล Bearing ที่ได้รับจะเป็นทิศทางไปยังเครื่องบินที่ใช้งานร่วมกัน

A/A R/T Mode ใช้งานระหว่าง Air to Air ให้ข้อมูล เหมือนกับ R/T Mode แต่ข้อมูล Bearing และระยะทาง ที่ได้รับจะเป็นทิศทางไปยังเครื่องบินที่ใช้งานร่วมกัน และถ้ากรณีที่เครื่องบินที่ใช้งานร่วมกันไม่อุปกรณ์ที่ใช้ผลิตสัญญาณ Bearing จะทำให้รับข้อมูลเฉพาะระยะทางเท่านั้น

การ Test มีทั้งแบบ Manual Seft Test และ Automatic Self Test

Manual Seft Test คือการตรวจสอบการทำงานของเครื่องโดยเจ้าหน้าที่ช่าง ซึ่งเป็นการทดสอบอุปกรณ์ของระบบ TACAN บนเครื่องบินเมื่อมีการเปลี่ยนหรือแก้ไขอุปกรณ์ ยกเว้นชุด Antenna

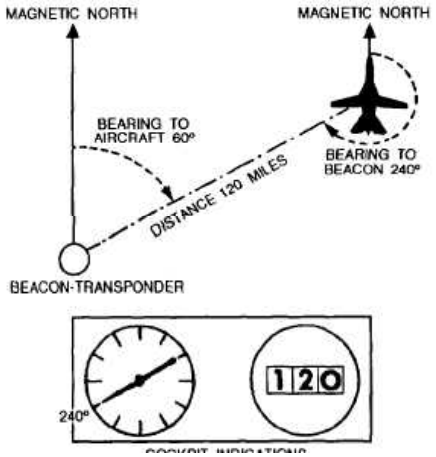
Automatic Self Test คือการตรวจสอบการทำงานของเครื่องแบบอัตโนมัติ เมื่อเครื่องรับทำการรับสัญญาณไม่ได้ หรือมีความแรงไม่เพียงพอเป็นเวลานานเกินกว่า Memory Time ระบบจะทำการ Automatic Self Test โดยเข็มของ Bearing จะชี้ทิศทาง ๒๗๐ องศาเป็นเวลาประมาณ ๒-๔ วินาที และเมื่อจบการ Automatic Self Test แล้วยังไม่สามารถรับสัญญาณได้เพียงพอ Control Lights จะแสดงให้นักบินทราบว่าไม่สามารถใช้งานได้



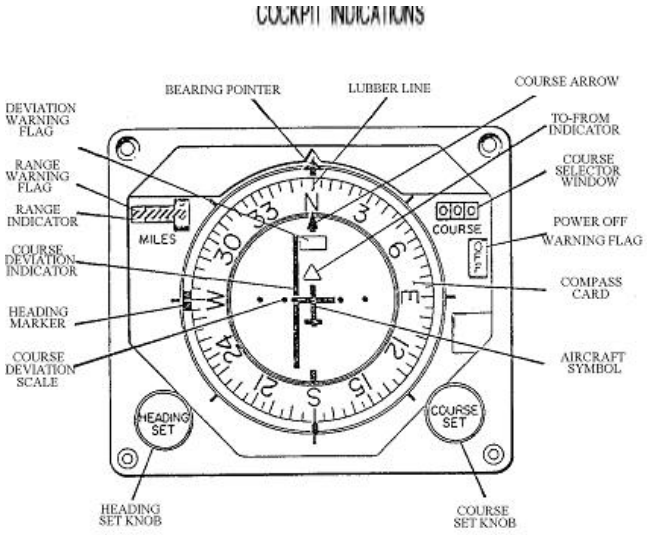
ภาพที่ ๒-๓๗ การรับส่งสัญญาณ TACAN

๒.๔.๕ การให้ข้อมูลของระบบ TACAN

การให้ข้อมูลของระบบ TACAN ประกอบด้วย Horizontal Situational Indicator (HSI) ซึ่งใช้แสดงข้อมูลหลายอย่าง



ภาพที่ ๒-๓๘ การให้ข้อมูลของระบบ TACAN



ภาพที่ ๒-๓๙ Horizontal Situational Indicator (HSI)

ข้อมูลทิศทาง เป็น Magnetic Bearing ไปยังสถานี TACAN ที่ใช้งาน แสดงให้ทราบโดย Bearing Pointer

ข้อมูลระยะทาง เป็น Nautical Mile จากเครื่องบินถึงสถานี TACAN ที่ใช้งาน แบบ Slant Range แสดงให้ทราบโดย Range Indicator

ข้อมูล Course Deviation หรือ ทิศทางที่เลือกสำหรับใช้เป็นเส้นทางบิน สามารถ Set ได้โดยหมุน Omni Bearing Selector (OBS) แสดงให้ทราบโดย Course Deviation Indicator (CDI)

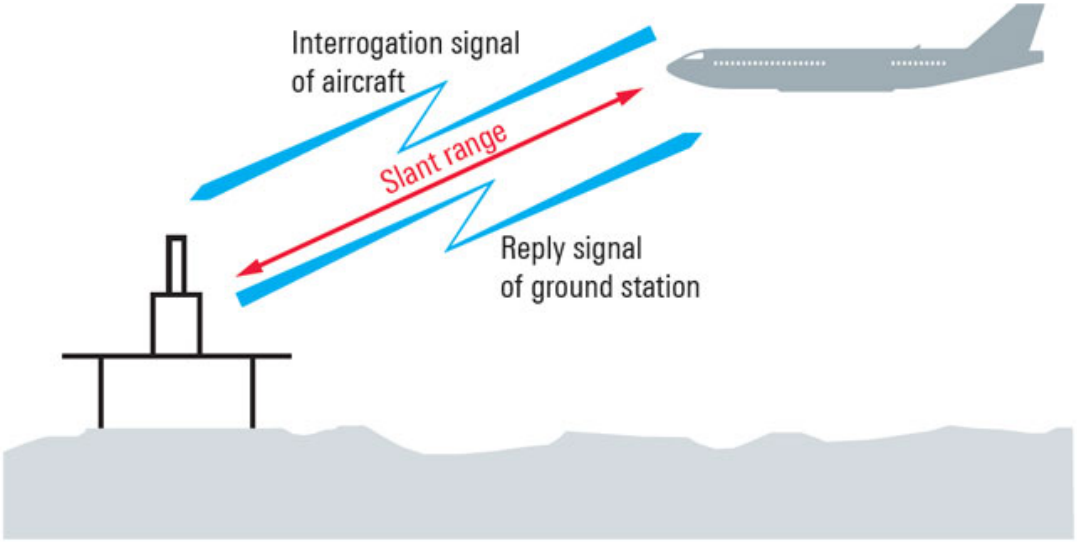
ข้อมูล To - From บอกให้ทราบว่าเป็นการบินเข้าหาหรือออกจากสถานี แสดงให้ทราบโดย To - From Indicator

นอกจากนี้ยังมี Flag Alarm เตือนเมื่อเครื่องมีข้อขัดข้องเกิดขึ้น หรือเครื่องรับสัญญาณไม่ได้

๒.๕ DME (Distance Measuring Equipment)

๒.๕.๑ กล่าวโดยทั่วไป

ระบบ DME ประกอบด้วยสถานีภาคพื้น และเครื่องรับ-ส่ง DME บนเครื่องบินเพื่อใช้วัดระยะทางระหว่างเครื่องบินกับสถานีภาคพื้น โดยใช้เป็นพื้นฐานสำหรับ การกำหนดตำแหน่ง การบินเข้าหาสนามบิน การป้องกันปัญหาการจราจรทางอากาศ และการรออยู่ในตำแหน่งที่กำหนด หรือคำนวณ Ground Speed



ภาพที่ ๒-๔๐ การรับส่งสัญญาณ DME

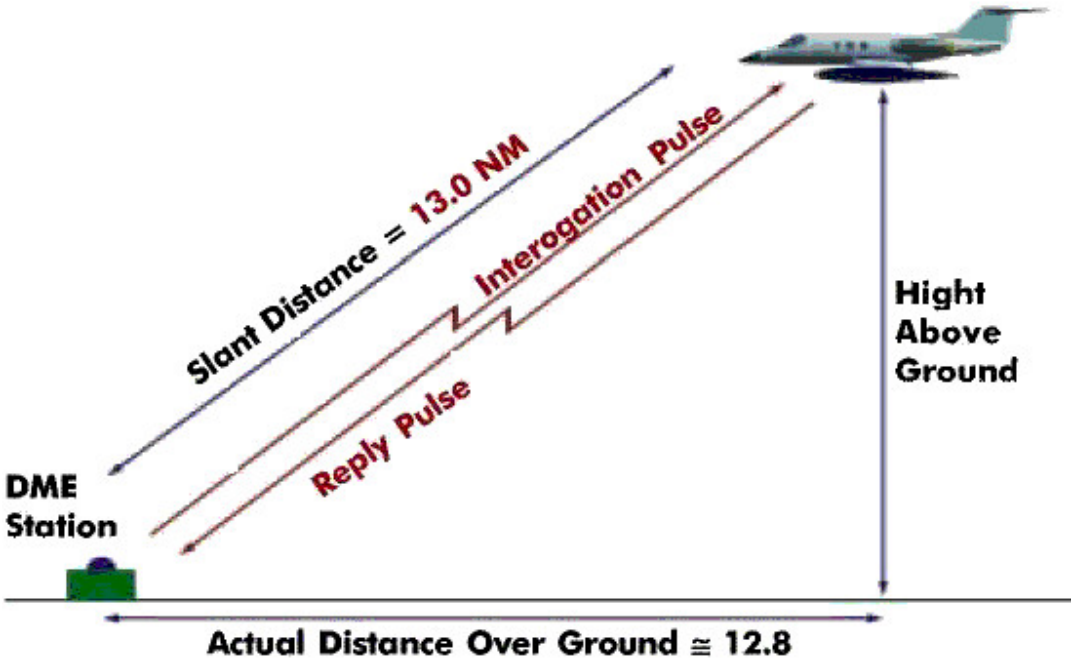
ที่มา : https://www.rohde-schwarz.com/us/applications/analyze-your-tacan-and-dme-ground-equipment-application-card_56279-393025.html

สถานี DME ภาคพื้นประกอบด้วย Receiver transmitter และ Antenna ซึ่งทำงานอยู่ในย่านความถี่ 962-1213 MHz สำหรับเครื่องรับ-ส่ง DME บนเครื่องบินประกอบด้วย Transceiver, Control Unit, Distance Indicator และ Antenna

การแพร่กระจายคลื่นของสถานี DME ภาคพื้นจะมีอุปสรรค์ในเรื่องของสิ่งกีดขวางสัญญาณ และเกิดการสะท้อนของคลื่นเรียกว่า Echo ทำให้สถานี DME จะรับสัญญาณ Echo ได้อีกครั้งหลังจากรับสัญญาณหลัก ทำให้ได้ระยะทางผิดพลาด ซึ่งสามารถแก้ไขปัญหาโดยตัด Echo ด้วยวงจร Echo Suppressor

๒.๕.๒ คุณลักษณะทางเทคนิค

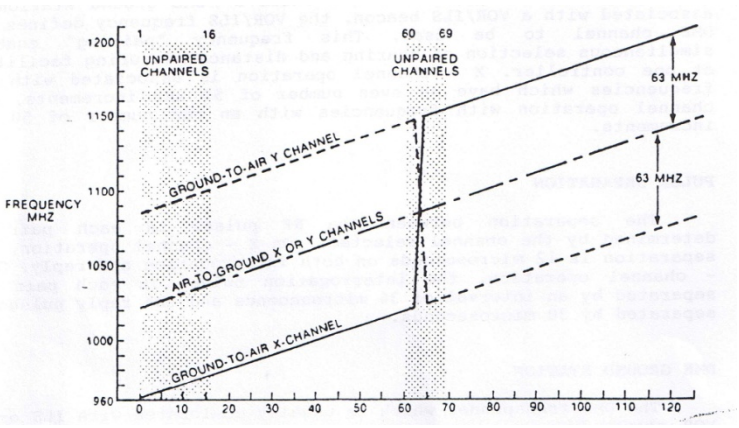
การวัดระยะทางจาก Air to Ground ของระบบ DME ได้ระยะทางในระนาบ Slant Range เป็นระยะที่วัดจากเครื่องบินไปยังสถานี DME โดยตรง ซึ่งมีความสัมพันธ์กับความสูงของเครื่องบิน และแตกต่างจากระยะทางตามแนวพื้นดิน



ภาพที่ ๒-๔๑ การวัดระยะทางแบบ Slant Distance

ที่มา : http://www.cfinotebook.net/notebook/avionics-and-instruments/distance-measuring-equipment

ย่านความถี่ใช้งานของระบบ DME คือ 962 – 1213 MHz



ภาพที่ ๒-๔๒ ย่านความถี่ DME

ที่มา : T.O.TACAN AN/TRN-26

DME ทำงานอยู่ในย่านความถี่ 962 – 1,213 MHz ซึ่งสามารถแบ่งการใช้งานได้ 126 Channel ทั้ง X – Mode และ Y – Mode เช่นเดียวกับ ระบบ TACAN

Frequency Pairing แต่ละช่องความถี่ของ DME ถูกกำหนดให้ใช้งานคู่กับระบบ VOR หรือ ILS โดย ICAO (International Civil Aviation Organization)

Pulse Spacing ของการใช้งานแบบ X – Mode มีระยะห่างระหว่าง Pulse ที่ 1 กับ Pulse ที่ 2 ของ Interrogation Pulse และ Reply Pulse เท่ากับ 12 μS สำหรับการใช้งานแบบ Y-Mode มีระยะห่างระหว่าง Pulse ที่ 1 กับ Pulse ที่ 2 ของ Interrogation Pulse เท่ากับ 36 μS และของ Reply Pulse เท่ากับ 30 μS

Delay Time ของระบบ DME แบบ X-Mode เท่ากับ 50 μS ส่วนแบบ Y-Mode เท่ากับ 56 μS

กำลังออกอากาศของสถานีภาคพื้น มีทั้ง Low Power 100 Watts และ High Power 1000 Watts ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับความจำเป็นในการใช้งาน

๒.๕.๓ การทำงานของเครื่องรับ-ส่ง DME ภาคพื้น

เครื่องรับ-ส่ง DME ภาคพื้น ติดตั้งใช้งานร่วมกับ VOR หรือ ILS (กรณีที่ไม่ได้ติดตั้ง Marker Beacon) โดยทำงานที่ความถี่คงที่ซึ่งกำหนดไว้ สถานี DME ภาคพื้นสามารถให้บริการกับเครื่องบินได้ 100 เครื่องในเวลาเดียวกัน ถ้าหากมีเครื่องบินมากกว่า 100 เครื่องสถานีภาคพื้นก็จะเลือกตอบแต่เฉพาะสัญญาณที่มีความแรงสูงสุด 100 เครื่อง

ขณะที่ไม่มี Interrogation Pulse จากเครื่องบิน หรือมีเครื่องบินใช้งานในเวลาเดียวกันไม่ถึงจำนวน 100 เครื่อง เครื่องรับ-ส่ง DME ภาคพื้นทำการผลิต Squitter Signal ชดเชยให้ได้เป็นจำนวน 2,700 Pulse Pair Per Second เพื่อให้ชุดเครื่องส่งมีกำลังออกอากาศคงที่

ระยะเวลาตั้งแต่ได้รับสัญญาณ Interrogation Pulse ผ่านกระบวนการที่เครื่อง รับ-ส่ง DME ภาคพื้น จนกระทั่งส่งสัญญาณ Reply Pulse ออกอากาศ เรียกว่า Delay Time ซึ่งใช้ระยะเวลา 50 μS สำหรับ X-Mode หรือ 56 μS สำหรับ Y-Mode โดยที่เครื่องรับ-ส่งบนเครื่องบินจะต้องนำค่า Delay Time มาประกอบการคำนวณเพื่อให้ได้ระยะทางที่ถูกต้อง

สถานี DME ภาคพื้นทำการส่ง Identification Signal ทุกๆ ๓๐-๔๐ วินาที โดยการส่งสัญญาณเสียง Tone ความถี่ 1,350 Hz แบบ Morse Code ขนาด ๓ ตัวอักษร ใช้แทนนามสถานี และการติดตั้งเครื่อง รับ - ส่ง DME ภาคพื้น ใช้งานร่วมกับระบบ VOR หรือ ILS การส่งสัญญาณ Identification ต้องสัมพันธ์กัน โดยทำการส่งสัญญาณเสียง Tone แบบ Morse Code ของเครื่องส่ง VOR หรือ ILS เป็นจำนวน ๓ ครั้ง (๑ ครั้งประกอบด้วย ๓ ตัวอักษร) ติดต่อกัน จากนั้นทำการส่งสัญญาณเสียง Tone แบบ Morse Code ของระบบ DME จำนวน ๑ ครั้ง เป็นวงรอบหมุนเวียนต่อเนื่องตลอดเวลา โดยมีระบบ Synchronize/Keying ทำหน้าที่ควบคุม

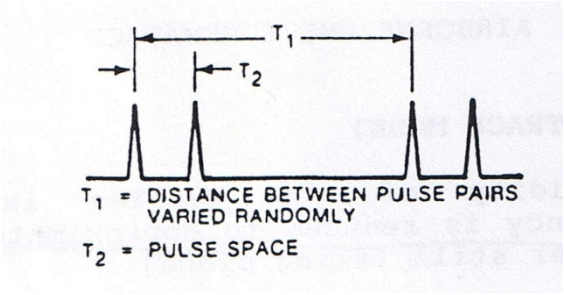
๒.๕.๔ การทำงานของเครื่องรับ-ส่ง DME ภาคอากาศ

เมื่อนักบินเลือกใช้ความถี่ของ VOR หรือ ILS ความถี่ของ DME จะถูกเลือกโดยอัตโนมัติ

เครื่องส่ง DME บนเครื่องบินทำการส่ง Interrogation Pulse Pair ไปยังสถานี DME ภาคพื้น จากนั้นเครื่อง DME ภาคพื้นใช้เวลา 50 μS ทำตามกระบวนการ และส่ง Reply Pulse ให้กับเครื่องรับ DME บนเครื่องบิน โดยมีการพิสูจน์ว่าเป็น Pulse แบบที่เครื่องส่ง DME บนเครื่องบินเครื่องนั้นส่งออกไปหรือไม่ และคำนวณเวลาที่ใช้ในการเดินทางของคลื่น Pulse ให้เป็นระยะทางเพื่อนำไปแสดงผลให้นักบินทราบ เครื่องรับ – ส่ง DME บนเครื่องบินทำงานต่อเนื่องจนถึงระยะทางที่ไม่สามารถรับสัญญาณได้ หรือเปลี่ยนความถี่ไปใช้งานสถานี DME ภาคพื้นอื่น

Search Mode ของ DME บนเครื่องบิน เมื่อ Switch ON จะทำการส่ง Interrogation Pulse Pair ประมาณ 100 Pulse Pair Per Second ซึ่งตามปกติเครื่องรับ - ส่ง DME ภาคพื้น ที่ช่องความถี่เดียวกันนั้น สามารถรับ Interrogation Pulse จากเครื่องบินได้หลายเครื่องในเวลาเดียวกัน โดยที่ระบบ DME บนเครื่องบินแต่ละเครื่อง ส่ง Interrogation Pulse ที่มี Pulse Rate ไม่เท่ากัน โดยใช้เป็นรหัส Pulse ของเครื่องรับบนเครื่องบินเมื่อทำการรับ Reply

Pulse เพื่อให้ทราบว่าเป็น Reply Pulse ของตนเอง ซึ่งเกิดจากการสุ่มจำนวน Interrogation Pulse ของเครื่องส่ง DME บนเครื่องบิน



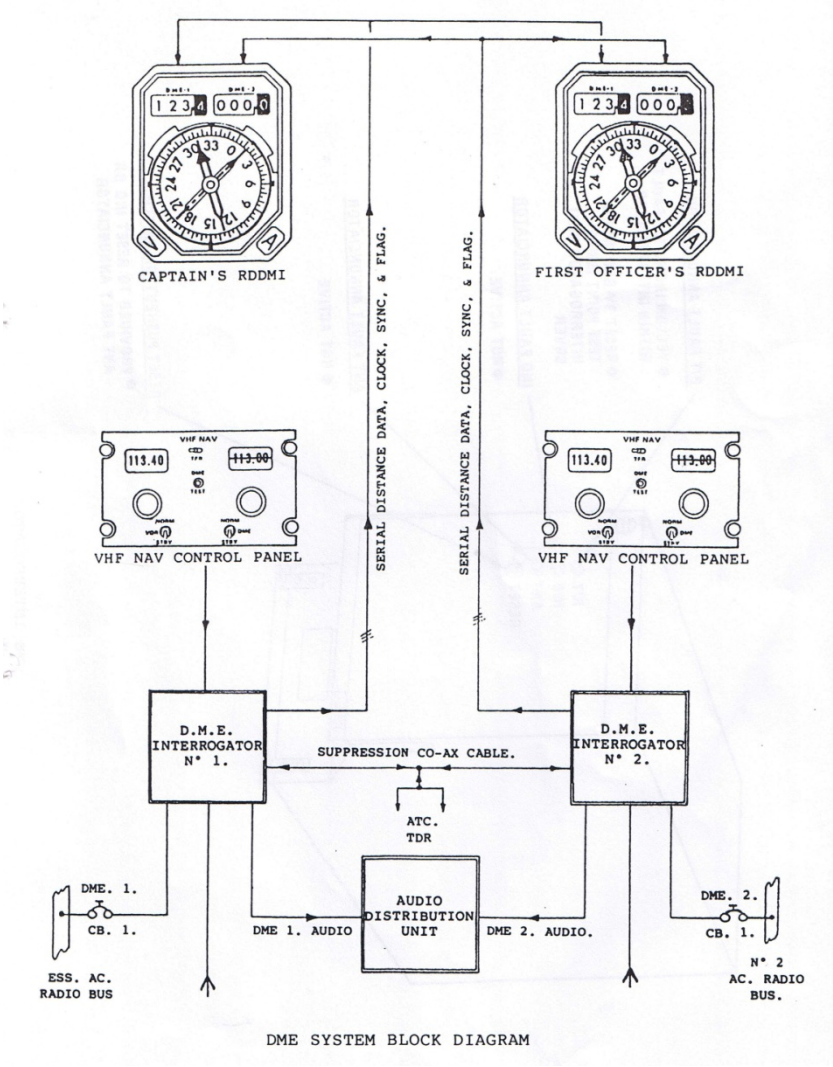
ภาพที่ ๒-๔๓ สัญญาณ Search Mode

Track Mode คือการทำงานของเครื่องรับ DME บนเครื่องบิน เมื่อถอดรหัส Reply Pulse และทราบว่าเป็นของตนเอง จากนั้นจะทำการลดจำนวน Interrogation Pulse ลงเหลือประมาณ 20 Pulse Pair per Second เป็นการ Lock On เพื่อแสดงข้อมูลระยะทาง

Memory Mode เป็นช่วงระยะเวลาที่เครื่องรับบนเครื่องบินรับ Reply Pulse ไม่ได้ในขณะที่ Lock On อยู่ การทำงานจะเปลี่ยนไปเป็น Memory Mode โดยการค้างค่าการแสดงผลระยะทางต่อไป 10 วินาที กรณีที่สามารถรับสัญญาณ Reply Pulse ได้อีกครั้งหนึ่ง เครื่องรับ DME บนเครื่องบินจะกลับไปทำงานในสถานะ Track Mode ได้ กรณีที่ผ่านพ้นระยะเวลา Memory Mode แล้ว โดยที่ไม่สามารถรับสัญญาณ Reply Pulse ได้ เครื่องรับ DME บนเครื่องบินจะเปลี่ยนสถานะการทำงานไปเป็น Search Mode

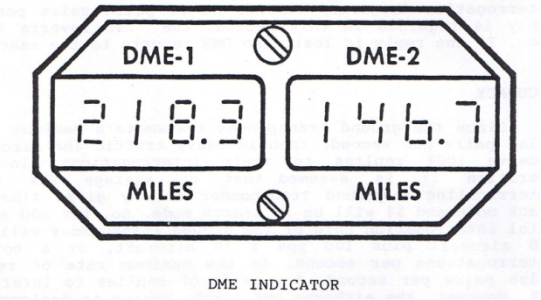
DME Indicator มีทั้ง Dual และ Single Indicator และแบบที่เป็น electromechanical หรือแบบใหม่เป็นแบบ Seven Light Bar ซึ่งเหมาะกับ Digital DME Output

ระบบ DME ที่ติดตั้งบนเครื่องบินมี ๒ ชุด (DME 1 และ DME 2) แต่ละชุดประกอบด้วย VHF NAV Control Panel, DME Interrogator, Antenna และ Digital Nautical Mileage Indication



ภาพที่ ๒-๔๔ DME System Block Diagram

๒.๕.๕ การให้ข้อมูลของระบบ DME



ภาพที่ ๒-๔๕ DME Indicator

ระบบ DME ให้ข้อมูลข่าวสารกับเครื่องบิน คือ ระยะทาง และนามสถานี โดยที่ Range Indicator แสดงผลระยะทางเป็นไมล์ทะเล สำหรับสัญญาณเสียง Morse Code แทนนามสถานี แยกออกไปที่ Distribution Panel สำหรับเชื่อมต่อเข้าหูฟังของนักบิน

๒.๖ ระบบ INS (Inertial Navigation System)

๒.๖.๑ กล่าวโดยทั่วไป

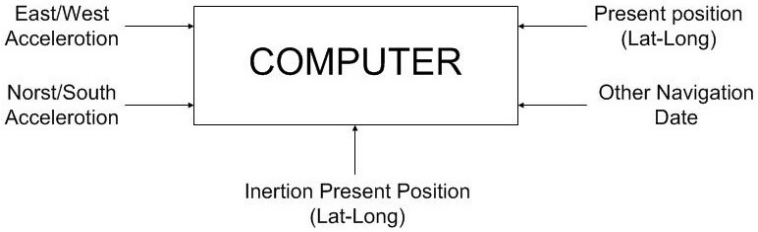
ระบบ INS เป็นเครื่องช่วยเดินอากาศที่มีลักษณะการทำงานแบบ Self Control คือ ทำงานโดยไม่ต้องอาศัยสถานีส่งภาคพื้นหรือดาวเทียม ไม่ต้องการสัญญาณวิทยุ หรือการมองเห็นเพื่อหาตำแหน่งและทิศทางของเครื่องบิน ติดตั้งใช้งานบนอากาศยาน โดยพัฒนาการมาจากระบบ Inertial Guidance ที่ใช้ควบคุมการเดินทางของขีปนาวุธ โดยสถาบัน MIT (Massachusetts Institute of Technology) ได้ออกแบบสร้างเป็นเครื่องแรก นิยมใช้กันแพร่หลายต่อจากยุคของ Doppler และเป็นเครื่องช่วยเดินอากาศในอุดมคติ ที่ใช้งานในกิจการทหาร เป็นแบบ Passive ไม่มีการส่งสัญญาณหรือพลังงานให้ข้าศึกรับไปใช้ประโยชน์ได้ และ Self-contain ซึ่งสามารถทำงานด้วยตัวเองโดยไม่ต้องอาศัยเครื่องส่งหรือเครื่องรับภาคพื้น ซึ่งมีขีดจำกัดที่ไม่สามารถติดตั้งสถานีภาคพื้นในเขตของข้าศึกได้

ภาพที่ ๒-๔๖ Inertial Navigation Unit Frontispiece

๒.๖.๒ หลักการทำงานของระบบ INS

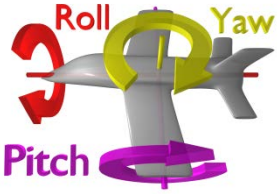
INS ใช้อัตราเร่งเป็นส่วนสำคัญโดยอาศัยหลักการของ Inertia และ Law of motion ดังนี้

นำเครื่องวัดอัตราเร่ง 2 ชุด ติดตั้งบนเครื่องบินโดยที่ชุดที่ 1 อยู่ในแนวเหนือ - ใต้ และชุดที่ 2 อยู่ในแนวตะวันออก - ตก ดังนั้นจะทำให้ทราบค่าอัตราเร่งในแนวทิศเหนือใต้และตะวันออกตะวันตก และจะมีชุด Computer คำนวณผลออกมาเป็นความเร็วและระยะทางได้ตามความต้องการตลอดเวลา ซึ่งหมายความว่าทราบตำแหน่งของเครื่องบินตลอดเวลาโดยอาศัยเส้นแวง คือแนวเหนือ-ใต้ และเส้นรุ้ง คือแนวตะวันออก-ตก ถ้าทราบจุดเริ่มต้นของเครื่องบินเป็นเส้นรุ้งและแวง (Latitude-Longitude) แล้วป้อนข้อมูลให้ชุด Computer ประมวลผล การเปลี่ยนแปลง Lat-Long ของเครื่องบินขณะเคลื่อนที่ ทำให้ทราบพิกัดใหม่ของเครื่องบินเป็น Lat-Long เพื่อคำนวณหาระยะทางและทิศทางของการเคลื่อนที่



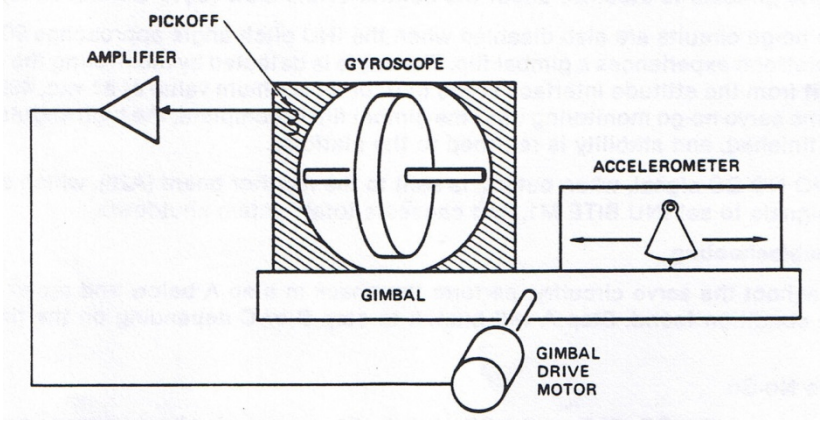
ภาพที่ ๒-๔๗ Gymbal

การทำงานของเครื่องวัดอัตราเร่ง (Accelerometer) ปกติเครื่องวัดมีลักษณะเป็นลูกตุ้ม (Pendulum) แขวนในแนวระดับ (มีลักษณะวงแหวน) ถ้าเคลื่อนที่ไปข้างหน้าแรงลัพธ์จะทำให้ลูกตุ้มเคลื่อนที่ไปด้านหลัง โมเมนตัมที่เกิดขึ้นมากน้อยขึ้นอยู่กับแรงที่กระทำให้เคลื่อนที่ไปข้างหน้า จากนั้นจะเปลี่ยนค่าโมเมนตัมให้เป็นกระแสไฟฟ้า โดยใช้เทคนิคของการนำไฟฟ้าที่ติดอยู่กับวงแหวนทำให้หาอัตราเร่งได้ เนื่องจากเครื่องบินไม่ได้เคลื่อนที่ไปในแนวระดับตลอดเวลาจะต้องมีการไต่ (Pitch) และเลี้ยว (Roll) ดังนั้นในแนวที่ไม่ได้ระดับนี้ แรงดึงดูดของโลกเข้ามามีส่วนเกี่ยวข้อง กับอัตราเร่ง เมื่อมีแรงดึงดูดของโลกเข้ามาเกี่ยวข้องจึงต้องขจัดแรงดึงดูดของโลกด้วยการทำให้ชุดเครื่องวัดอัตราเร่งอยู่ในแนวระดับตลอดเวลาไม่ว่าเครื่องบินจะเคลื่อนที่ไต่หรือเลี้ยวไปในทิศทางใด สรุปได้ว่า ส่วนที่ติดตั้งเครื่องวัดอัตราเร่งนี้ จะต้อง รักษาแนว เหนือ-ใต้ และตะวันออก-ตะวันตก ตลอดเวลา และรักษาแนวระดับ คือขนานกับพื้นโลกตลอดเวลา



ภาพที่ ๒-๔๘ ทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยาน

การรักษาแนวระดับใช้ Gyro ซึ่งมีคุณสมบัติเฉพาะในการรักษาแกนหมุนให้คงที่ตลอดเวลา จำนวน 2 ชุด การติดตั้ง Gyro ทั้ง ๒ ชุดไว้ส่วนเดียวกับที่ติดตั้งเครื่องวัดอัตราเร่ง เมื่อเครื่องบินไม่ได้อยู่ในแนวระดับ หรือมีการเลี้ยว Gyro แต่ละตัวจะให้สัญญาณที่เปลี่ยนไปจากเดิมแล้วเปลี่ยนเป็นกระแสไฟฟ้า จากนั้นจะขยายกำลังไปหมุน Motor โดยแกนของ Motor จะไปหมุนส่วนที่ติดตั้งกับทิศทางเดิม ถ้าเครื่องบินไม่เปลี่ยนท่าทางการบิน Gyro จะไม่ส่งสัญญาณไปขับ Motor ส่วนที่ติดตั้งการทำงานระบบนี้ก็จะคืนสู่สภาพปกติ การทำงานแบบนี้เรียกว่า Servo System ส่วนที่อยู่กับที่เรียกว่า Stable Platform หรือ Gimbal set



ภาพที่ ๒-๔๙ Gyroscope

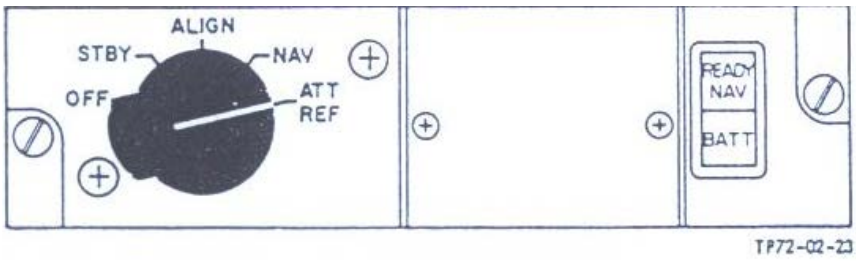
ภาวะคงที่ตลอด (Fixed Space) เนื่องจากโลกกลมและหมุนรอบตัวเอง จะทำให้ระดับขนานของแกน Gyro เปลี่ยนไป เครื่องบินอยู่กับที่แต่โลกหมุนรอบตัวเอง แกนของ Gyro จะไม่ขนานกับพื้นโลกตลอดเวลา ขณะเครื่องบินทำการบินขนานกับพื้นโลกไม่ได้บินขนานกับแกน Gyro ซึ่งแกนของ Gyro จะถูกปรับให้ขนานกับพื้นโลกตลอดเวลาอย่างอัตโนมัติ โดยคำนวนหาได้จากอัตราเร่งในการหมุนของโลก แล้วนำค่าที่ได้ไปปรับบนแกน Gyro ให้เป็นสัดส่วนต่อไป ทำให้แกน Gyro ขนานกับพื้นโลกตลอดเวลา เรียกว่า Earth Rotation Rate Computer

เมื่อเครื่องบินเคลื่อนที่ไป จะทำให้แกนของ Gyro ไม่อยู่ในแนวระดับ แกน Gyro จะปรับตัวเองให้สัมพันธ์กับการเคลื่อนที่โดยอัตโนมัติ นำอัตราเร่งของเครื่องบินในช่วงเวลานั้นๆ มาคำนวณปรับแกนของ Gyro เรียกว่า Transportation Rate Compensation

ระบบ INS ประกอบด้วยส่วนสำคัญ ดังนี้

INU (Inertial Navigation Unit) เป็นชุดหลักประกอบด้วย ชุด Platform, Computer และชุด Power Supply

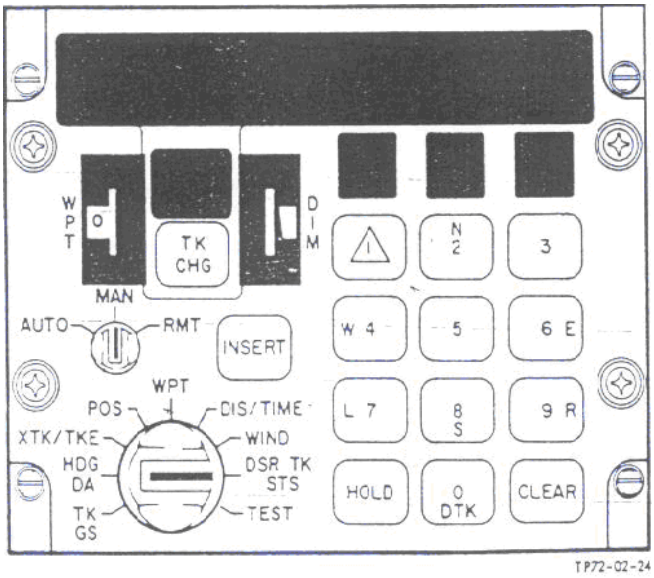
MSU (Mode Selector Unit) เป็นชุด Control ที่ใช้ในการปิดเปิดเครื่อง INU และเลือก Mode ตำแหน่งต่างๆของ MSU คือ OFF, STBY, ALIGN, NAV และ ATT REF นอกจากนั้นยังมีสัญญาณไฟเตือนเมื่อเครื่องพร้อมใช้งาน และสถานภาพของ Battery



ภาพที่ ๒-๕๐ MSU (Mode Selector Unit)

CDU (Control Display Unit) เป็นชุดที่ใช้ในการป้อนข้อมูลและแสดงข้อมูลต่างๆที่ใช้ในการเดินอากาศโดยมี Switch เลือก มี Key สำหรับกดปุ่มเลือก และป้อนข้อมูลการใช้งาน

BU (Battery Unit) เป็นชุด Battery สำรองเมื่อระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินขัดข้องเครื่อง INS จะทำงานด้วยไฟสำรองชุดนี้เพื่อรักษาข้อมูลต่างๆ ไว้ได้



Attitude Reference Operation

ภาพที่ ๒-๕๑ Attitude Reference Operation

๒.๖.๓ การให้ข้อมูลของระบบ INS

ระบบ INS ให้ข้อมูลกับเครื่องบิน ดังนี้

Present Position (Lat/Long)

Ground Speed (GS)

Drift Angle (DA)

Track Angle Error (TKC)

Distance and time to any way point (dist/time)

Present Track (TK)

Aircraft Heading (HDG)

Cross Track Distance (KTK)

Desired Track (DST TK)

Wind direction and wind speed

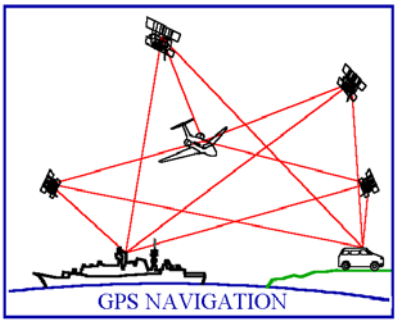
คำนวนหาระยะทางและเวลาบินไปยัง Way point

คำนวนหาระยะทางและเวลาบินระหว่าง Way point

ผลรวมของระยะเวลาและเวลาบินตลอดระยะทางตาม Flight plan

ใช้งานร่วมกับ Flight Director

๒.๗ ระบบ GPS (Global Positioning System)

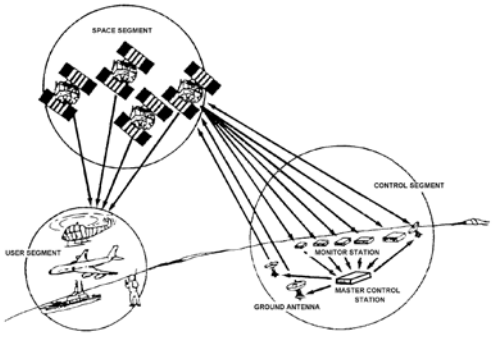


ภาพที่ ๒-๕๒ GPS Navigation

ที่มา : https://www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gps.html

๒.๗.๑ กล่าวโดยทั่วไป

ระบบบอกตำแหน่งดาวเทียมบนพื้นโลกโดยใช้กลุ่มดาวเทียมนาฟสตาร์ (The Navstar Global Positioning System) เป็นระบบบอกตำแหน่งโดยใช้การส่งคลื่นวิทยุจากดาวเทียมในอวกาศ มายังภาคพื้น และใช้เวลาในการรับสัญญาณมาช่วยในการคำนวณหาตำแหน่ง GPS จะแสดงตำแหน่ง ความเร็ว และ เวลา Position Velocity Time (PVT) ให้กับผู้ใช้งานได้อย่างไม่จำกัด ทั้งทางบก ทะเล อากาศ และ อวกาศ ซึ่งจะจำกัดให้มีความถูกต้องแม่นยำของการใช้งาน GPS ประกอบด้วย 3 ระบบหลัก คือ ส่วนกลุ่มดาวเทียม (Space Segment) ส่วนสถานีควบคุม (Control Segment) ส่วนผู้ใช้ (User Segment)



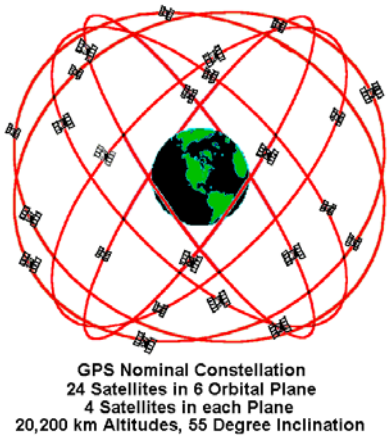
ภาพที่ ๒-๕๓ เครือข่าย ระบบ GPS

ที่มา : http://allaboutgps101.blogspot.com/2010/12/what-are-3-segments-of-gps-systems.html

ส่วนกลุ่มดาวเทียมประกอบด้วยหมู่ดาวเทียม 24 ดวง แต่ละดวงจะกระจายสัญญาณรหัสและข้อมูลข่าวสารการนำร่อง (Navigation Data Message) ในย่านความถี่วิทยุ ส่วนของสถานีควบคุมจะประกอบด้วย เครือข่ายสำหรับติดตามดาวเทียม (Network of Monitering) และอุปกรณ์อำนวยความสะดวกในการควบคุมซึ่งใช้ในการจัดการวงโคจรของดาวเทียมและ Update ข้อมูลข่าวสารการนำร่องของดาวเทียม ส่วนของผู้ใช้ประกอบด้วย เครื่องรับสัญญาณข้อมูลการนำร่องซึ่งจะถูกออกแบบเพื่อรับ ถอดรหัส และประมวลผลสัญญาณ จากดาวเทียม GPS

รหัสของดาวเทียม เครื่องรับ GPS สามารถวัดเวลาในการเดินทางของสัญญาณรหัสดาวเทียม และจะสามารถคำนวณหาระยะทางระหว่างดาวเทียมแต่ละดวงกับเครื่องรับได้ เครื่องรับคำนวณตำแหน่งของดาวเทียมแต่ละดวง ในเวลาที่สัญญาณถูกส่งออกมาได้ เครื่องรับจะใช้ข้อมูลเหล่านี้เพื่อระบุตำแหน่งของตัวเอง เป็นข้อมูลข่าวสารการนำร่อง ซึ่งการคำนวณจะคล้ายกับการคำนวณระยะทางในอุปกรณ์นำร่องอื่นๆ สำหรับการบอกตำแหน่งโดยใช้ GPS ต้องการดาวเทียมอย่างน้อยที่สุด 4 ดวง ในเวลาเดียวกัน ดังนั้นจะได้ระยะทางจากการวัด 4 ค่า ซึ่งจะทำให้เครื่องรับคำนวณ พารามิเตอร์ที่ไม่ทราบค่า 3 ค่า โดยใช้แทนตำแหน่ง 3 มิติ (3-D) สำหรับค่าที่ 4 ใช้แทนค่าผิดพลาดของสัญญาณนาฬิกาของผู้รับ (User Clock Error)

๒.๗.๒ คุณลักษณะทางเทคนิค



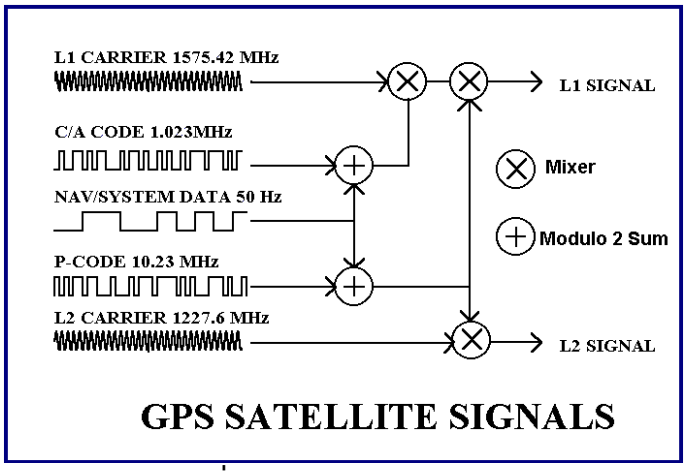
ภาพที่ ๒-๕๔ วงโคจรเซมิซิงโครนัส
ที่มา : https://www.slideshare.net/sachinsinghshekhawat/introduction-of-gps-global-navigation-satellite-systems

ส่วนกลุ่มดาวเทียม (Space Segment) ประกอบด้วยดาวเทียม 24 ดวง ในวงโคจรเซมิซิงโครนัส (Semi – Synchronous Orbit) ดาวเทียมจะถูกจัดเป็น 6 ระนาบวงโคจร แต่ละระนาบมีดาวเทียมโคจรอยู่ 4 ดวง ระนาบวงโคจรจะมีมุมเอียง (Inclination Angle) 55 องศา สัมพันธ์กับเส้นศูนย์สูตร (Equator) ของโลก ดาวเทียมแต่ละดวงมีความสูงเฉลี่ยของการโคจร 20,200 km (10,911 NM) จากพื้นโลก ดาวเทียมจะส่งสัญญาณเพื่อวัดระยะทาง (Ranging Signal) ที่ 2 ความถี่ Link 1(L1) 1575.42 MHz และ Link 2 (L2) 1,227.6 MHz สัญญาณดาวเทียมจะถูกส่งโดยใช้เทคนิคสเปรดสเปคตรัม (Spread Spectrum) เพื่อลด Power ในการส่งสัญญาณ และลดสัญญาณรบกวน

การใช้รหัสในการส่งที่แตกต่างกัน 2 แบบคือ

แบบ C/A Code (Course Acquisition Code) ส่งความถี่ 1.023 MHz ไปกับความถี่ L1 ซึ่งผู้ใช้ทั่วๆ ไปสามารถใช้งานได้

แบบ P Code (Precision Code) ส่งความถี่ 10.23 MHz ไปกับความถี่ L1 และ L2 ซึ่งใช้ในทางทหารและหน่วยงานราชการเท่านั้น

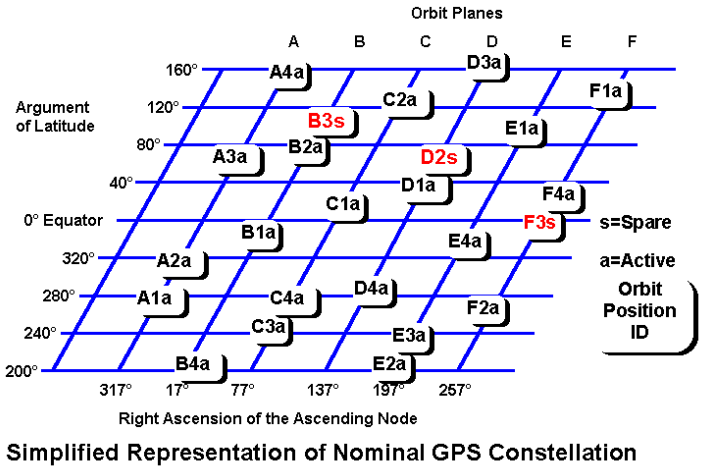


ภาพที่ ๒-๕๕ GPS Satellite Signals

ที่มา : https://ee3550-gps.weebly.com/transmission-of-gps-signals.html

การอ้างถึงดาวเทียมแต่ละดวง

กำหนดตัวอักษร A – F ให้กับแต่ละระนาบโคจร และ 1-4 ให้กับดาวเทียมแต่ละดวงในแต่ละระนาบโคจร ดังนั้น ถ้ากล่าวถึง ดาวเทียม B3 จะหมายถึงดาวเทียมดวงที่ 3 ในระนาบ B การใช้หมายเลขดาวเทียมนาฟสตาร์ ซึ่งถูกกำหนดโดย U.S.Air Force ใช้ลักษณะโครงสร้างของแหล่งกำเนิดรหัสพีซูโดแรนดอม (Pseudorandom Code) บนดาวเทียม ซึ่งแหล่งกำเนิดเหล่านี้จะถูกวางโครงสร้างไว้เฉพาะตัว ของดาวเทียมแต่ละดวง ซึ่งจะผลิตรหัสเฉพาะออกมา ดังนั้นดาวเทียมสามารถจะถูกแยกแยะได้ด้วยรหัสที่ผลิตขึ้นมา



ภาพที่ ๒-๕๖ Simplified Representation of Nominal GPS Constellation

ที่มา : http://nptel.ac.in/courses/105104100/lectureB_5/B_5_5navstar_gps4.htm

ส่วนสถานีควบคุม (Control Segment) ทำหน้าที่ควบคุมและตรวจสอบสถานภาพ การทำงานของดาวเทียม GPS ทำการวัด พีซูโดเรนจ์ (Pseudo Range) และ เดลตาเรนจ์ (Delta Range) เพื่อกำหนดตัวแปรแก้ไขเวลา ข้อมูลอัลมาแนค และ ข้อมูลอิฟิเมอริส ส่วนสถานี

ประกอบด้วย สถานีควบคุมหลัก Master Control Station (MCS) สถานีสังเกตการณ์ (Monitor Station) จานสายอากาศภาคพื้น (Ground Antenna)

สถานีควบคุมหลัก เป็นศูนย์กลางของการทำงานในส่วนควบคุม ตั้งอยู่ที่ฐานทัพอากาศ Falcon Colorado Spring ทำการประมวลผลข้อมูลที่ได้จากสถานีสังเกตการณ์เพื่อกำหนดความถูกต้องของเวลาบนดาวเทียม ตรวจสอบสถานภาพของดาวเทียมและสถานีภาคพื้น

ภาพที่ ๒-๕๗ GPS Master Control and Monitor Station Network
ที่มา : https://www.colorado.edu/ASEN/asen6090/control_segment.html

สถานีสังเกตการณ์ ทำหน้าที่คำนวณเวลาการเกิดชั้นบรรยากาศ ซึ่งได้แก่ ชั้นไอโอโนสเฟียร์ และ โทรโปสเฟียร์ สำหรับชั้นไอโอโนสเฟียร์ อยู่ระหว่าง 70 km และ 1,000 km จากพื้นโลก ในบริเวณนี้รังสีอัลตราไวโอเลตจากดวงอาทิตย์ จะไอออไนซ์ส่วนโมเลกุลของก๊าซ และปล่อยอิเล็คตรอนอิสระออกมา อิเล็คตรอนเหล่านี้จะมีอิทธิพลต่อการเดินทางของคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้า รวมทั้งการส่งสัญญาณของดาวเทียม GPS ด้วย ความล่าช้าในชั้นโทรโปสเฟียร์ จะขึ้นอยู่กับอุณหภูมิ ความดัน ความชื้นสัมพัทธ์ และ ดัชนีการหักเหของชั้นบรรยากาศ

จานสายอากาศภาคพื้น ทำการส่งคำสั่งและข้อมูลการนำร่อง และข้อมูลอื่นๆ ที่เรียกว่า TT&C (Telemetry Tracking And Command) ซึ่งเตรียมพร้อมโดยสถานีควบคุมหลักสำหรับดาวเทียมแต่ละดวง

ส่วนของผู้ใช้งาน (User Segment) เครื่องรับ GPS จะรับสัญญาณ L-Band ที่ถูกส่งมาจากดาวเทียม และนำมาคำนวณหาตำแหน่ง ความเร็ว เวลา และความสูง ของเครื่องรับ GPS ซึ่งเป็นอุปกรณ์แบบ Passive มีขนาดเล็กและน้ำหนักเบา จึงสะดวกต่อการใช้งาน สามารถใช้ได้ทั้งทางทหาร และ บุคคลทั่วไป ข้อมูลที่ได้จากเครื่องรับ GPS มีความแม่นยำสูง สายอากาศของเครื่องรับ GPS มีขนาดเล็ก น้ำหนักเบา และราคาถูก ตำแหน่งที่คำนวณได้จากเครื่องรับ GPS เป็นตำแหน่งของสายอากาศของเครื่องรับ ในการบอกตำแหน่งแบบ 3 มิติ (ละติจูด ลองติจูด และความสูง) เครื่องรับ GPS จะต้องรับสัญญาณจากดาวเทียมได้อย่างน้อย 4 ดวง ถ้ารับได้ 3 ดวง จะบอกตำแหน่งได้แค่ 2 มิติ (ละติจูด และ ลองติจูด) การรับสัญญาณจะรับได้เฉพาะในที่โล่งแจ้ง

๒.๗.๓ การทำงานของระบบ GPS

การบอกตำแหน่งแบบสมบูรณ์ Precise Positioning Service (PPS) เป็นบริการที่ให้ ตำแหน่ง ความเร็ว และ เวลา ที่ถูกต้อง เฉพาะผู้ใช้งานที่ได้รับอนุญาตเท่านั้น ในการได้รับอนุญาตให้ใช้นั้น จะพิจารณาโดย U.S. Department of Defense ผู้ใช้งานที่ได้รับอนุญาต เช่น U.S. Military User, NATO Military User, U.S. Mapping Agency มีความคลาดเคลื่อนทางด้านระยะทางไม่เกิน 22 เมตร มีความคลาดเคลื่อนทางด้านความสูงไม่เกิน 27.7 เมตร มีความคลาดเคลื่อนทางด้านเวลาไม่เกิน 100 nS การเข้ารหัสจะถูกควบคุมโดยเทคนิคคริปโตกราฟฟิก (Cryptographic) ได้แก่ Selective Availability (SA) และ Anti – Spoofing (A-S)

การบอกตำแหน่งแบบมาตรฐาน Standard Positioning Service (SPS) เป็นบริการที่ให้ความถูกต้องน้อยกว่าแบบ PPS ใช้ได้กับผู้ใช้งานทั่ว ๆ ไป มีความคลาดเคลื่อนทางด้านระยะทางไม่เกิน 100 เมตร มีความคลาดเคลื่อนทางด้านความสูงไม่เกิน 156 เมตร มีความคลาดเคลื่อนทางด้านเวลาไม่เกิน 340 nS

ข้อมูลข่าวสารการนำร่อง (Navigation Messege) ที่ได้จากดาวเทียม GPS

เวลาของการส่งข้อมูล (Time of transmission of the message)

Hand Over Word (HOW) for the transition from C/A Code to P(Y) Code tracking

ข้อมูลการแก้ไขสัญญาณนาฬิกา (Clock correction)

ข้อมูล อิฟิเมอริส (Ephemeris Data) (Orbit Information)

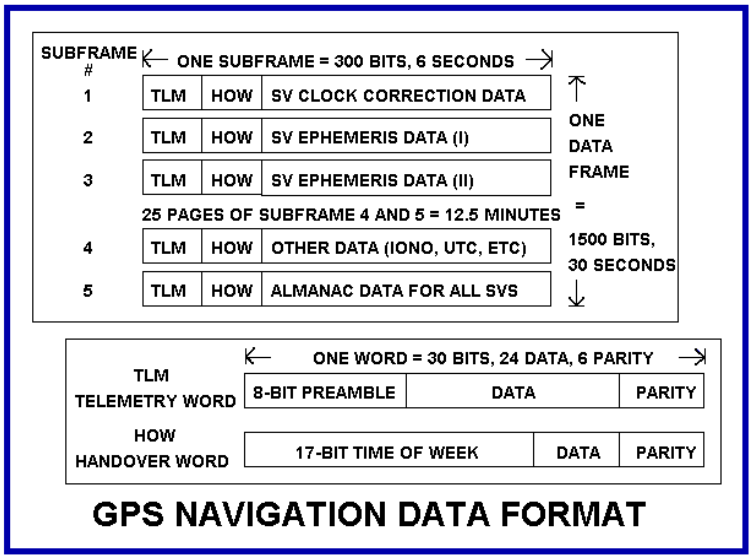
ข้อมูล อัลมาแนค Almanac Data)

ค่าสัมประสิทธิ์ของการล่าช้า ในชั้นบรรยากาศ Ionosphere

ค่า UTC Coefficients

ข้อมูลข่าวสารการนำร่อง ประกอบด้วย 25 เฟรมของข้อมูล แต่ละเฟรมมี 1,500 บิท แต่ละเฟรม แบ่งออกเป็น 5 เฟรมย่อย (Subframe) ซึ่งมี 300 บิท ต่อ 1 เฟรมย่อย ซึ่ง 1 เฟรม ใช้เวลาในการส่ง 30 วินาที (50 bits/sec) เฟรมย่อยที่ 1 จะบรรจุข้อมูลแก้ไขสัญญาณนาฬิกาสำหรับดาวเทียมที่ส่ง และมีพารามิเตอร์ที่อธิบายถึงความแม่นยำ และลักษณะของสัญญาณ เฟรมย่อยที่ 2,3

จะบรรจุ Ephemeris Parameter เพื่อที่จะใช้คำนวณหาตำแหน่งของดาวเทียม สำหรับใช้ในสมการบอกตำแหน่ง เฟรมย่อยที่ 4,5 จะบรรจุข้อมูลทั่วๆ ไปเกี่ยวกับดาวเทียม ซึ่งข้อมูลจะเปลี่ยนแปลงตลอด 25 เฟรม



ภาพที่ ๒-๕๘ GPS Navigation Data Format

ที่มา : https://www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gps.html

การคำนวณตำแหน่งของจุดบนพื้นโลก

กำหนดให้

Co-Ordinate ของตำแหน่งที่ต้องการทราบเป็น X, Y, Z

Co-Ordinate ของดาวเทียมดวงที่ 1 เป็น X_1, Y1, Z1

Co-Ordinate ของดาวเทียมดวงที่ 2 เป็น X_2, Y2, Z2

Co-Ordinate ของดาวเทียมดวงที่ 3 เป็น X_3, Y3, Z3

Co-Ordinate ของดาวเทียมดวงที่ 4 เป็น X_4, Y4, Z4

ความผิดพลาดของเวลาบนดาวเทียมกับเวลาบนพื้นโลกเป็น t_0

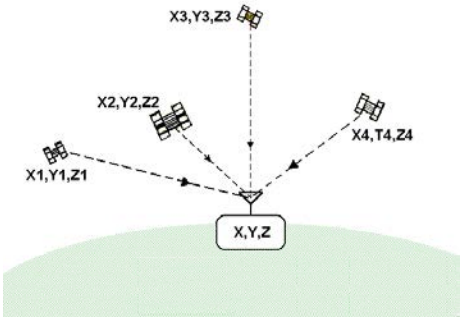
เวลาที่สัญญาณจากดาวเทียมดวงที่ 1 เดินทาง เป็น t_1

เวลาที่สัญญาณจากดาวเทียมดวงที่ 2 เดินทาง เป็น t_2

เวลาที่สัญญาณจากดาวเทียมดวงที่ 3 เดินทาง เป็น t_3

เวลาที่สัญญาณจากดาวเทียมดวงที่ 4 เดินทาง เป็น t_4

ความเร็วของคลื่นสัญญาณเป็น C



ภาพที่ ๒-๕๙ ระยะทางระหว่างดาวเทียมทั้ง 4 กับ จุดอ้างอิง
ที่มา : https://www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gps.html

จะได้สมการ 4 สมการ ที่แสดงระยะทางระหว่างดาวเทียมทั้ง 4 กับ จุดที่ต้องการทราบตำแหน่ง คือ

$$(X-X_1)^2 + (Y-Y_1)^2 + (Z-Z_1)^2 = (C*(t_1-t_0))^2$$

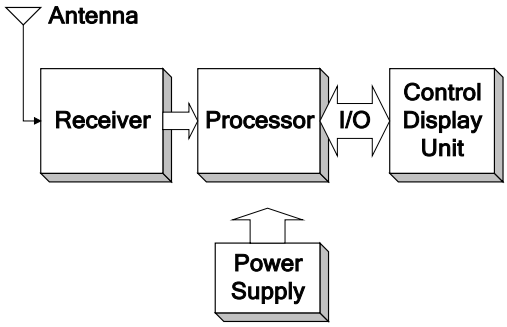
$$(X-X_2)^2 + (Y-Y_2)^2 + (Z-Z_2)^2 = (C*(t_2-t_0))^2$$

$$(X-X_3)^2 + (Y-Y_3)^2 + (Z-Z_3)^2 = (C*(t_3-t_0))^2$$

$$(X-X_4)^2 + (Y-Y_4)^2 + (Z-Z_4)^2 = (C*(t_4-t_0))^2$$

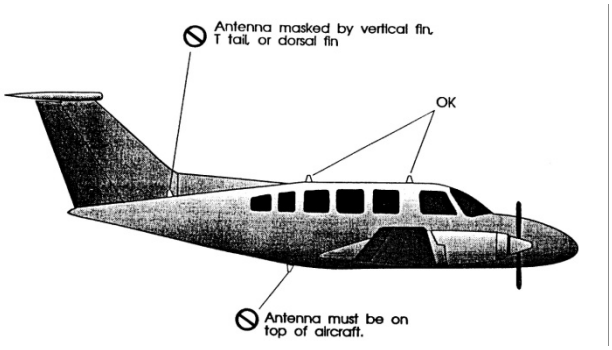
ค่า (X_1,Y_1,Z_1), (X_2,Y_2,Z_2), (X_3,Y_3,Z_3), (X_4,Y_4,Z_4) เป็นค่าที่ถูกส่งมาจากดาวเทียม และ ค่า t_1 , t_2 , t_3 , t_4 สามารถหาได้จากการ Correlate Code ที่ส่งมากับ Code ที่ถูกสร้างขึ้นในเครื่องรับ จะทำให้สามารถคำนวณค่าตัวแปร X, Y, Z และ t_0 ได้

Block Diagram ของเครื่องรับ GPS



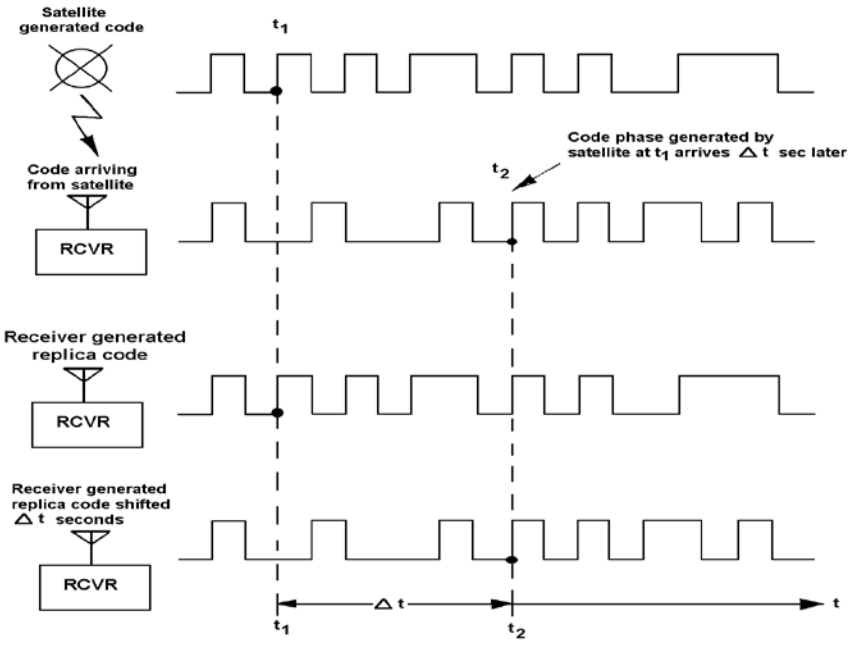
ภาพที่ ๒-๖๐ Block Diagram ของเครื่องรับ GPS

สายอากาศ รับสัญญาณจากดาวเทียม (P-Code, C/A Code) รูปแบบที่ใช้มีหลายรูปแบบ การเลือกสายอากาศดูจากค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ของสายอากาศ



ภาพที่ ๒-๖๑ ตำแหน่งการติดตั้ง Antenna

เครื่องรับทำการรับสัญญาณทั้ง P-Code และ C/A Code การรับสัญญาณ P-Code นั้น จะกระทำกับเครื่องที่มีอุปกรณ์ คริพโตกราฟฟิก (Cryptographic Equipment) เท่านั้น เครื่องรับส่วนใหญ่จะมีช่องสัญญาณหลายช่อง โดยที่แต่ละช่องสัญญาณจะแทรคสัญญาณจากดาวเทียมดวงเดียว ในการรับสัญญาณนั้น ที่เครื่องรับจะมีการสร้าง Code ที่เหมือนกันกับสัญญาณจากดาวเทียมขึ้นมา เมื่อได้รับสัญญาณจากดาวเทียม จะมีการนำ Code ที่ได้รับมา เปรียบเทียบกับ Code ที่สร้างขึ้น ทำให้สามารถคำนวณเวลาที่ใช้ในการส่งข้อมูลจากดาวเทียมลงมาถึงพื้นดิน



ภาพที่ ๒-๖๒ รูปแบบรหัสที่สร้างขึ้นเพื่อหาเวลาการเดินทางของคลื่นที่มาจากดาวเทียม

ไมโครโปรเซสเซอร์ (Microprocessor) ทำการควบคุม และสั่งงานให้เครื่องรับทำงานตามลำดับ เริ่มจาก การค้นหาสัญญาณ ตามด้วยการรับสัญญาณได้ และการดึงข้อมูลจากสัญญาณมาคำนวณเป็นตำแหน่ง ความเร็ว ความสูง เวลา ฯลฯ แล้วนำผลที่คำนวณได้ส่งไปยังชุด Input/Output

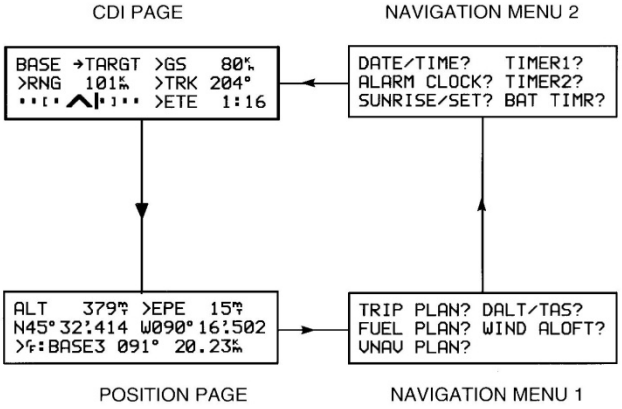
ชุด Input/Output เป็นอุปกรณ์เชื่อมต่อระหว่าง Microprocessor และ Display Unit ซึ่งมีเทคนิคการใช้งานแบบ ARINC 429, MIL-STD-1553B, RS-232 และ RS-422 เป็นทางผ่านของสัญญาณที่จะนำไปใช้งาน หรือควบคุมส่วนอื่น

ชุดแสดงผล (Display Unit) ทำหน้าที่แสดงข้อมูลการนำร่อง

แหล่งจ่ายไฟ (Power Supply) มีทั้งแบบอยู่ภายในตัวเครื่องรับเอง (แบตเตอรี่) และจากภายนอก

๒.๗.๔ การให้ข้อมูลของระบบ GPS

CDI Page ทำหน้าที่แสดงข้อมูลเกี่ยวกับการนำร่อง แสดงถึงตำแหน่งขณะนั้นสัมพันธ์กับเส้นทาง เครื่องหมาย ∧ คือ To และ V หมายถึง From ถ้ามี Alarm ด้วย จะมีเครื่องหมาย [ ] การตั้ง CDI Alarm , CDI Sensitivity และการแสดงของ CDI สามารถทำได้ในหน้านี้ ขณะที่เครื่องกำลังประมวลข้อมูลจากดาวเทียม ข้อมูลเกี่ยวกับการนำร่องจะไม่ปรากฏขึ้นบนจอทั้งสิ้น รายละเอียดในบรรทัดที่ 1 ประกอบด้วยจุดอ้างจุดอิงแรก เครื่องหมาย → และจุดอ้างอิงต่อไป แต่ถ้าหากใช้ Goto ที่จอภาพ CDI จะ On Course ∧ ตลอด ถ้าหากไม่มีจุดอ้างอิงต่อไป ที่ CDI จะมีข้อความ NO ACTV WPT ขึ้นมาแทน Cyclic field ที่มีเครื่องหมาย > อยู่ด้านหน้า สามารถเลือกแบบของข้อมูลได้โดยเลื่อน CURSOR ไปที่ด้านขวาของเครื่องหมาย > แล้วกด CLR



ภาพที่ ๒-๖๓ CDI Page

ประเภทของความเร็ว มีดังนี้

GS เท่ากับ Ground Speed หรือ VOG เท่ากับ Velocity Over Ground คือ ความเร็วที่วัดสัมพัทธ์กับพื้นดิน

VMG เท่ากับ Velocity Made Good คือความเร็วในทิศทางบน Course ที่ต้องการ

ประเภทของทิศทาง มีดังนี้

CMG เท่ากับ Course Made Good คือมุมจากจุดเริ่มต้นถึงตำแหน่งขณะนั้นเมื่อวัดเทียบกับทิศเหนือ

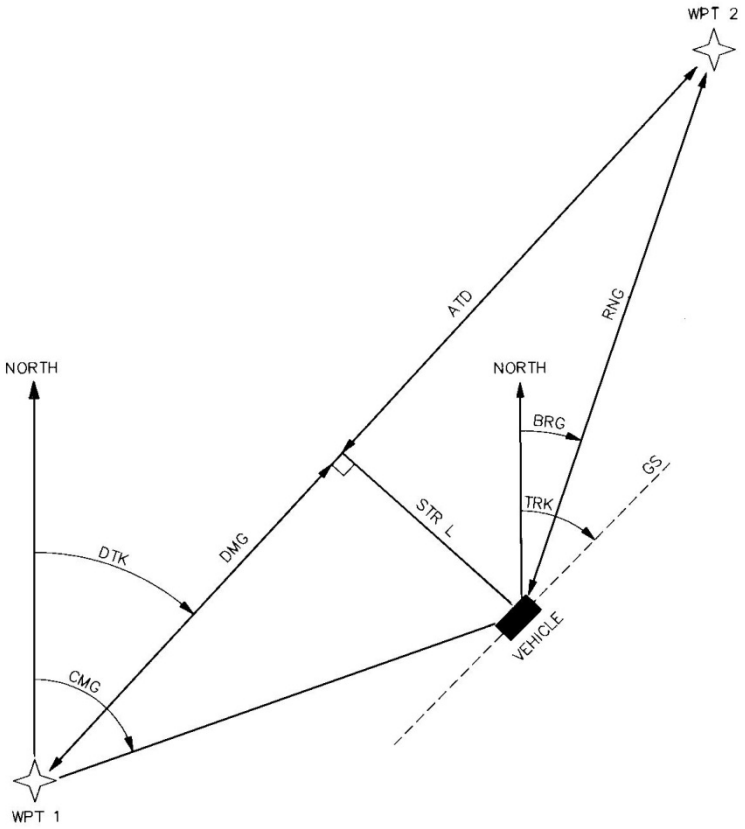
TRK เท่ากับ Track คือทิศทางของการเคลื่อนที่สัมพันธ์กับพื้นดิน

BRG เท่ากับ Bearing ทิศทางจากตำแหน่งขณะนั้นถึงจุดอ้างอิงที่จะไป

TRN เท่ากับ การตกออกจากเส้นทาง ถ้าตัวอักษร L แสดงว่าควรเลี้ยวซ้ายเพื่อเข้าทิศทาง และ R แสดงว่าควรเลี้ยวขวา นอกจากนั้นยังบอกจำนวนองศาที่ตกออกจาก TRACK

CTS เท่ากับ Course To Steer คือ ทิศทางที่ควรใช้เพื่อลดการตกออกจาก Track และจะ On Course ตลอดเวลา

DTK เท่ากับ Desited Track คือทิศทางระหว่างจุดอ้างอิงเริ่มต้น และจุดอ้างอิงสุดท้าย



ภาพที่ ๒-๖๔ ความสัมพันธ์ระหว่างวัตถุกับจุดอ้างอิง

ประเภทของระยะทาง มีดังนี้

RNG เท่ากับ Range คือระยะทางจากตำแหน่งขณะนั้นถึงจุดอ้างอิงที่จะไป

ATD เท่ากับ Along Track Distance คือระยะทางที่ใกล้ตำแหน่งขณะนั้นที่สุดตามทิศทางการเคลื่อนที่ไปยังจุดอ้างอิงสุดท้าย

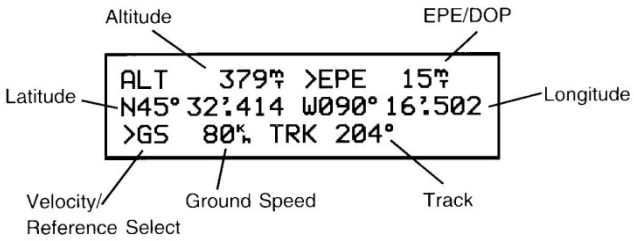
DMG เท่ากับ Distance Made Good คือระยะที่ใกล้ตำแหน่งขณะนั้นที่สุดตาม Track กลับไปยังจุดอ้างอิงเริ่มต้น

STR เท่ากับ Steer Direction And Distance คือการตกออกจากเส้นทาง ถ้าตัวอักษร L แสดงว่าควรเลี้ยวซ้ายเพื่อเข้าทิศทาง และ R แสดงว่าควรเลี้ยวขวา นอกจากนั้นยังบอกระยะทางที่ตกจาก Course ด้วย

ประเภทของเวลา ได้แก่

ETE เท่ากับ Estimated Time Enroute คือระยะเวลาที่ใช้โดยประมาณในการที่จะไปถึงจุดต่อไป ซึ่งอยู่กับความเร็ว

ETA เท่ากับ Estimated Time Of Arrival คือเวลาโดยประมาณที่จะไปถึงจุดหมาย ซึ่งขึ้นอยู่กับความเร็วด้วย



ภาพที่ ๒-๖๕ Position Page

Position Page ทำหน้าที่แสดงค่า Ground Speed, Track, ตำแหน่งซึ่งบอกเป็น LAT และ LONG สำหรับความสูงหนือระดับน้ำทะเล MSL (Mean Sea Level) ซึ่งอาจจะไม่เท่ากับความสูงที่ปรากฏอยู่ใน Altimeters บอกสภาพของการรับ – ส่ง ข้อมูลของเครื่อง

DOP เท่ากับ Dilution Of Precision แสดงถึงความละเอียดในการบอกตำแหน่งของดาวเทียมซึ่งมีระดับ 1 ถึง 10 (1 เท่ากับ ละเอียดที่สุด)

EPE เท่ากับ Estimate Position Error เป็นการบอกความแม่นยำของเครื่องซึ่งจะคำนวณจากค่า DOP คุณภาพของข้อมูลและสัญญาณ สถานภาพ ของเครื่องรับ และตัวประกอบอื่น ๆ

เส้นทาง (Routes) GPS สามารถสร้างและเก็บข้อมูลของเส้นทางได้โดยมีเลข 0 ถึงเลข 9 กำกับไว้ (กรณีที่เก็บได้ 10 เส้นทาง) การเดินทางจะเป็นไปตามลำดับของจุดอ้างอิงที่กำหนดไว้ หรือในทิศ สวนกลับได้ หน้าของเส้นทางแบ่งออกเป็น 3 ลักษณะ ซึ่งสามารถหมุนเปลี่ยนกันได้โดยการกดแป้น RTE

เส้นทางนำร่อง (Navigaion Using Route)

Route จะเรียกว่า Active Route เมื่อเส้นทางบินที่ 0 กำลังใช้งานอยู่

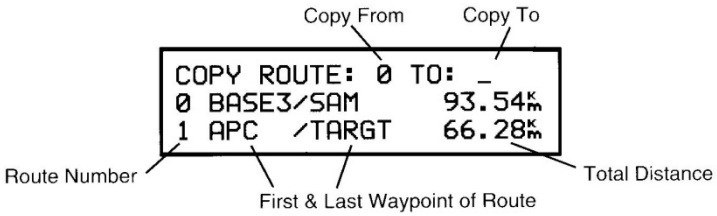
จุด Active To หมายถึงจุดที่เราจะเข้าไป

จุด Active From หมายถึงจุดที่เราได้ผ่านมาแล้วครั้งหลังสุด

LEG หมายถึง เส้นทางจากจุด Active From ถึงจุด Active To

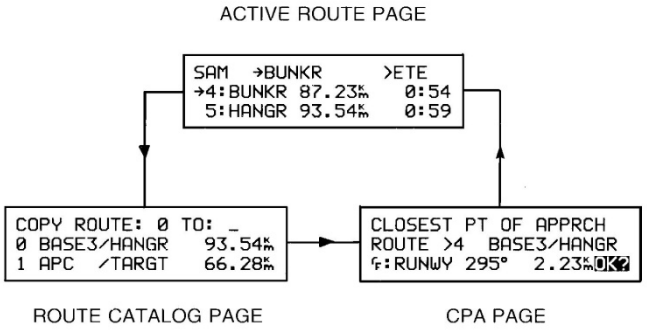
เครื่องจะเลือกขาที่อยู่ใกล้กับตำแหน่งขณะนั้นเป็นขาที่จะไปใช้งาน แต่ถ้าต้องไปยังจุดอ้างอิงนอกเหนือจากตามเส้นทางก็สามารถใช้ GOTO เข้าช่วยได้

เครื่องจะเรียงลำดับของขาเป็นไปตามลำดับเอง และเลือกจุด Active TO ให้ด้วย



ภาพที่ ๒-๖๖ การ Copy รูปแบบของเส้นทาง

รูปแบบของเส้นทาง ในหน้านี้สามารถใช้ในการ Copy รายละเอียดของเส้นทางหนึ่ง ไปยังอีกเส้นหนึ่ง การ Copy นี้ทำได้โดยใส่หมายเลขของเส้นทางที่ต้องการจะ Copy ใน field ของ Copy From ใส่หมายเลขของเส้นทางที่ต้องการจะ Copy เป็นเส้นทางใหม่ ใน Field ของ Copy To ในหน้านี้จะแสดงหมายเลขของเส้นทาง จุดเริ่มต้นและจุดสุดท้ายของเส้นทาง และระยะทางในเส้นทางนั้น เส้นทางจะปรากฏขึ้นบนจอครั้งละ 2 เส้นทาง การเลื่อนดูข้อมูลของเส้นทางอื่นทำได้โดยใช้แป้นลูกศรซ้าย – ขวา



ภาพที่ ๒-๖๗ ความสัมพันธ์ระหว่างหน้าจอแสดงผล

ความคลาดเคลื่อนของ GPS (GPS Error) เกิดจาก

ความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาบนดาวเทียม

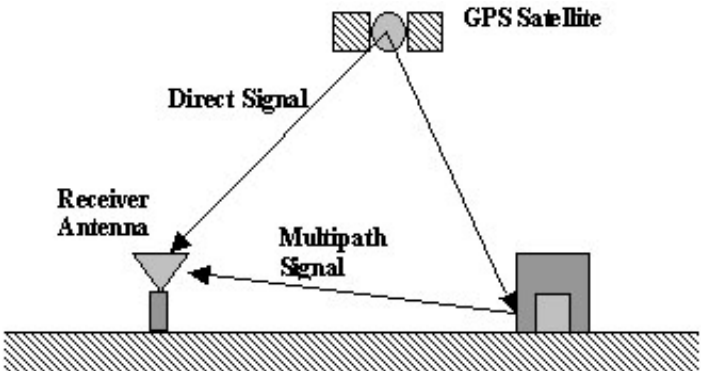
ความคลาดเคลื่อนของข้อมูลอิฟิเมอริส

ความคลาดเคลื่อนจาก Selective Availability (SA)

สัญญาณรบกวนในเครื่องรับ

เกิดจาก มัลติพาธ (Multipath)

มัลติพาธ (Multipath) คือความคลาดเคลื่อนที่เกิดจากปรากฏการณ์ที่สัญญาณ GPS สะท้อนมาจากวัตถุ (เช่น ตึก ยานพาหนะ) ก่อนแล้วจึงวิ่งเข้าสู่เครื่องรับ Multipath จะบิดเบือนรหัส PRN ข้อมูลการนำร่อง และเฟสของพาหะของตัวมันเอง ซึ่งในกรณีที่เลวร้ายที่สุดจะทำให้เครื่องรับ GPS ไม่สามารถรับสัญญาณได้



ภาพที่ ๒-๖๘ Multipat

ที่มา : http://www.ae.utexas.edu/courses/ase389p7/projects/williams/background.html

Dilution Of Precision (DOP) เป็นตัวแสดงถึงคุณภาพของผลลัพธ์ ที่คาดว่าจะได้รับจากการวางตำแหน่งของเครื่องรับ GPS หลักการของ DOP คือ ความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งซึ่งเป็นผลมาจากความผิดพลาดในการวัด อันขึ้นอยู่กับความสัมพันธ์ทางเรขาคณิตของดาวเทียมกับผู้ใช้

ค่าของ DOP มักจะถูกอธิบายในเทอมต่างๆ ที่สัมพันธ์กับสัญญาณที่ได้จากการจับกลุ่มดาวเทียม เพื่อกำหนดตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณ เทอมต่างๆเหล่านี้ได้แก่

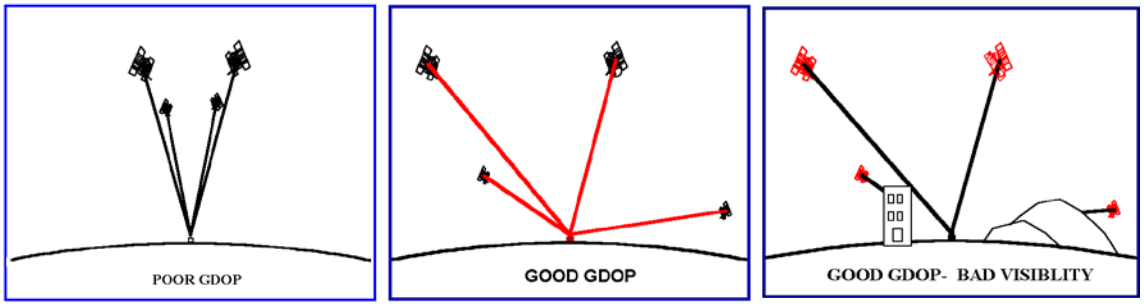
GDOP (Geometrical Dilution Of Precision)

PDOP (Position Dilution Of Precision) (3 – D)

HDOP (Horizontal Dilution Of Precision) (latitude, longitude)

VDOP (Vertical Dilution Of Precision) (height)

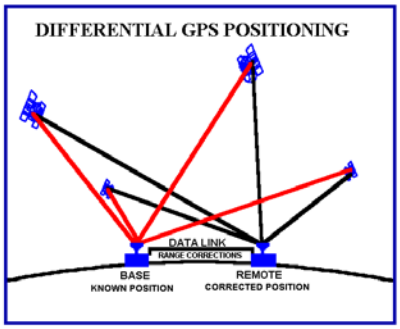
TDOP (Time Dilution Of Precision) (time)



ภาพที่ ๒-๖๙ Geometrical Dilution Of Precision

ที่มา : http://www.nptel.ac.in/courses/105104100/lecture3/3_12_Geometry_dependent.htm

ค่าที่มักจะนำมาพิจารณาได้แก่ค่า GDOP ซึ่งจะแสดงถึงการจัดวางตัวของดาวเทียม 4 ดวงที่ทำกับเครื่องรับสัญญาณ ถ้าค่า GDOP มีค่ามาก พิกัดที่ได้จากเครื่องรับอาจผิดพลาดไปจากที่ควรจะเป็นมาก ถ้าค่า GDOP มีค่าน้อยก็จะทำให้ผิดพลาดน้อย



ภาพที่ ๒-๗๐ Differential GPS Positioning
ที่มา: https://www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gps.html

Differential GPS (DGPS) โดยทั่วไปแล้วความผิดพลาดของการคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับ GPS ที่อยู่บริเวณเดียวกันจะมีค่าใกล้เคียงกันมากจนอาจถือว่าเท่ากันได้

การปรับปรุงค่าความผิดพลาดนี้จะทำโดย ตั้งสถานีรับสัญญาณที่จุดซึ่งรู้ตำแหน่งแน่นอนอันหนึ่ง สถานีรับสัญญาณนี้จะคำนวณตำแหน่งจากสัญญาณดาวเทียมแล้วนำมาเปรียบเทียบกับตำแหน่งจริง ทำให้ทราบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง ณ ขณะใดขณะหนึ่ง ค่าความผิดพลาดนี้จะถูกส่งไปยังเครื่องรับ GPS ในบริเวณนั้นเพื่อนำไปปรับปรุงตำแหน่งที่คำนวณได้ ซึ่งจะทำให้ได้ตำแหน่งที่รายงานมีความถูกต้องมากยิ่งขึ้น ซึ่งหลักการนี้เรียกว่า Differential GPS (DGPS)

บทที่ ๓
แนวโน้มเครื่องช่วยเดินอากาศในอนาคต

เครื่องช่วยเดินอากาศส่วนใหญ่ ทำหน้าที่กำหนดตำแหน่งของเครื่องบินเป็นหลัก โดยการรวบรวมข้อมูล ที่รับจากดาวเทียม หาทิศทางไปยังเป้าหมาย เทียบกับ Nautical Chart เพื่อให้ได้ทิศทางและระยะทางไปยังเป้าหมาย

การพัฒนาเข้าสู่ระบบ Global Position System หรือ GPS เพื่อใช้เป็นเครื่องนำร่องสำหรับเครื่องบิน และระบบ Wide Area Augmentation System (WAAS) โดยเริ่มใช้เป็นเครื่องช่วยเดินอากาศ Category I ในปี 2007 และขยายไปยังระบบอื่นเพื่อพัฒนาให้เป็น Category III หรือดีกว่า เช่น Local Area Augmentation System (LAAS) เป็นต้น

ปัจจุบันเครื่องบินมีแนวโน้มจะใช้งานสถานีเครื่องช่วยเดินอากาศที่อยู่ในอากาศ เช่น GPS เข้ามาแทนที่ระบบต่างๆ เช่น VOR ซึ่งมีลักษณะเฉพาะ เพราะว่ามีความต้องการจำนวนสถานีภาคพื้นจำนวนมากเพื่อให้ครอบคลุมพื้นที่ใช้งานอย่างกว้างขวาง แต่ Satellite – Base GPS มีความเชื่อถือได้สามารถบอกตำแหน่งของเครื่องบินโดยมีค่าผิดพลาดไม่เกิน ๑๐๐ ฟุต และขยายไปสู่ระบบ WAAS ซึ่งปัจจุบันเริ่มพัฒนาในสหรัฐอเมริกา โดยมีค่าความผิดพลาดไม่เกิน ๑๐ ฟุต ซึ่งมีความแน่นอนใกล้เคียงกับระบบ ILS Category I แต่ไม่ต้องใช้สถานีภาคพื้น ยกเว้นจะมีบางกรณีที่ WAAS ใช้สำหรับการตรวจสอบความถูกต้องของสัญญาณให้กับเครื่องบิน ในอนาคตจะเพิ่มความละเอียดของ Local Area Augmentation System (LAAS) ให้เป็น Category III และใช้สถานีภาคพื้นให้น้อยที่สุด ซึ่ง LAAS ถูกเตรียมไว้ใช้งานในย่าน VHF และอาจจะมีเครื่องช่วยเดินอากาศ VOR บางสถานีที่สามารถทำการ Shut Down หรือสลับความถี่ เพื่อหลีกเลี่ยง Interference ได้ต่อไป

ในอนาคตเครื่องช่วยเดินอากาศบนเครื่องบินเช่น VOR TACAN และอื่นๆ จะถูกเปลี่ยนเป็นระบบที่ไม่ต้องใช้งานร่วมกับสถานีภาคพื้น ได้แก่ GPS เป็นต้น

บรรณานุกรม

ภาษาอังกฤษ

T.O. Non Directional Beacon ND 2000

T.O. Instrument Landing System ASII 2001

T.O. Very High Frequency Omni Range WILCOX 5850

T.O. Distance Measuring Equipment WILCOX 5960

Technical Training ILS Keesler air force base
Missisippi November 1988

T.O. Tactical Air Navigation FERNAU 2010

http.www.thaittechnics.com

http.www.en.wikipedia.org

T.O. LTN-72R Inertial Navigation Unit

T.O TACAN AN/ARN-118(V)

T.O. Collins ADF – 60 Automatic Direction Finding System