

Instrumentos y Aviónica

2022. Versión 01.C

Ing. JORGE O. GARCIA, Ing. ANGEL GALEASSO, Ing. PEDRO GIRAUDO

Agosto 2022

Índice general

Datos de la Asignatura	9
0.1. Días y horarios de clases	16
Adecuación transitoria de la metodología de cursada y evaluación segundo semestre 2022	16
Cronograma para el dictado año 2022	17
Docentes	18
1. Paneles de Instrumentos	19
1.1. Introducción al estudio del instrumental	19
1.1.1. Ergonomía	23
1.1.2. Formas de presentación de la información	25
1.2. Clasificación de los Instrumentos	30
1.3. Distribución Normalizada del Instrumental en el Tablero	31
1.4. Presentación en Pantalla Electrónica	36
1.4.1. Electronic Instrument System (EIS)	40
1.4.2. EFIS	40
1.4.3. EICAS y ECAM	46
1.5. Buses de Datos en Aviación	49
1.5.1. Conceptos generales	50
1.5.2. Protocolos de bus	52
2. Medición de datos de aire	59

3. Instrumentos de motores	115
3.1. Introducción	115
3.2. Taquímetros mecánicos , eléctricos, electrónicos	115
3.3. Flujómetros, diferentes tipos, totalizadores	133
3.4. Termocuplas. Medición de la temperatura en motores	142
4. Instrumentos de Control	157
4.1. Indicadores de posición a distancia de CC y CA	157
5. Instrumentos giroscópicos	173
5.0.1. Videos sobre instrumentos giroscópicos	276
6. Radionavegación	277
6.1. Métodos de Navegación Aérea	277
6.2. Radionavegación	279
6.2.1. Ondas Electromagnéticas	279
6.2.2. El espectro electromagnético	282
6.2.3. Propagación de ondas electromagnéticas	283
6.2.4. Modulación	288
6.2.5. Antenas	289
6.3. Sistemas de Navegación Hiperbólicos	292
6.3.1. Introducción	292
6.3.2. LORAN	296
6.4. ADF	304
6.4.1. Antena de cuadro	304
6.4.2. Radiogoniómetro	305
6.4.3. ADF	307
6.5. VOR	315
6.6. DME, función, diagrama en bloque, principio de funcionamiento	335
6.7. Principio de funcionamiento	335
6.7.1. Equipo de tierra	339

6.7.2. Equipo de a bordo	340
6.7.3. Mediciones erróneas	341
6.8. Exactitud del sistema	344
6.9. Ventajas y desventajas del sistema	344
6.10. Sistemas de aproximación	345
6.10.1. Introducción	345
6.10.2. Requerimientos normativos	346
6.10.3. Ayudas visuales	349
6.10.4. Ayudas radioeléctricas	359
6.11. Radar y Sensores de radar	389
6.11.1. Radio-altímetro	389
6.11.2. Radar meteorológico	392
7. Directores y control automático de vuelo	393
7.1. Introducción	393
7.2. Componentes de cabina	393
7.2.1. Indicador y Director de Actitud	394
7.2.2. Indicador de Situación Horizontal	396
7.2.3. Computadora de Control	398
7.3. Modos de operación	399
7.3.1. Modo Preparado (SBY)	400
7.3.2. Modo Ajuste Actitud de Cabeceo (Pitch Attitude Trim, PAT)	400
7.3.3. Modo Rumbo Selectado (Heading HDG)	400
7.3.4. Modo mantenimiento de altura (ALT)	401
7.3.5. Modo Escape (GO AROUND)	401
7.3.6. Modo VOR - Localizador (V/L)	402
7.3.7. Armado Pendiente de Planeo	402
7.3.8. Pendiente de Planeo	402
7.3.9. Modo anunciador ampliación de indicación en pendiente de planeo (GS EXT)	402
7.3.10. Modo Curso Opuesto (REV)	402
7.4. Incorporación del sistema de radioaltímetro	402

7.5. Integración con el Sistema de Piloto Automático	403
7.5.1. Attitude and Heading Reference Systems (AHRS)	403
8. Navegadores	407
8.1. Introducción	407
8.2. El planeta Tierra	408
8.2.1. Forma, tamaño y movimientos	408
8.2.2. Coordenadas geográficas	411
8.3. Distancia, dirección, tiempo, el Norte	412
8.3.1. Distancia	412
8.3.2. Dirección	414
8.3.3. Tiempo	416
8.3.4. El Norte	421
8.4. Cartas de navegación aeronáutica	424
8.4.1. Proyecciones cartográficas	425
8.4.2. Las cartas OACI (Salazar Hernández Dagoberto, 2008)	427
8.4.3. Cartas de aproximación instrumental (IAC = Instrumental Approach Charts)	433
8.4.4. Cartas de salida normalizada (SID = Standard Instrument Departure)	433
8.4.5. Cartas de llegada normalizada - (STAR - Standard Terminal Arrival Chart)	435
8.4.6. Navegación Autónoma	435
8.5. Navegadores, prestaciones que originan, mediciones presentadas	436
8.6. Navegadores inerciales, plataforma inercial	436
8.7. Navegadores GPS	461
9. Síntesis de comunicaciones a bordo	477
9.1. Introducción	477
9.2. Espectro de frecuencias	479
9.3. Transceptor	482
9.3.1. Un sistema simple de radio	482
9.3.2. Transmisor	484
9.3.3. Receptor	484

9.3.4. Equipos integrados	484
9.3.5. Otros sistemas de comunicaciones	485
9.4. Otros equipos del sistema de radio	485
9.4.1. Caja de control	485
9.4.2. Antena	485
9.4.3. Caja de audio	487
9.5. Sistemas avanzados	487
9.5.1. Sistema CAMU	487
9.5.2. Sistema DVI	488
9.5.3. Sistema MIDS	488
Acrónimos	495
Referencias	497
Apéndices	501

Datos de la Asignatura

<p><i>Universidad Nacional de Córdoba Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales República Argentina</i></p>	<p>Hoja 1 de 6</p> <p>Programa de: Instrumentos y Aviónica</p> <p>Código:</p>
<p>Carrera: Ingeniería Aeronáutica Escuela: Ingeniería Mecánica Aeronáutica Departamento: Aeronáutica</p>	<p>Plan: 232-97 y 232-05 Carga horaria: 72 hs Cuatrimestre: Octavo Carácter: Obligatoria Grupo: Tecnologías Aplicadas</p> <p>Puntos: 3 Hs. Semanales: 4,5 Año: Cuarto</p>
<p>Objetivos Generales: Que el alumno adquiera los conocimientos sobre los distintos instrumentos y equipamiento electrónico de los aviones</p> <p>Objetivos Particulares: Formar graduados universitarios capaces de comprender el funcionamiento de los distintos instrumentos de a bordo y aviónica, a los fines de poder llevar a cabo tareas de desarrollo y construcción de aviones, su mantenimiento, actualización o modificación, en el área del instrumental y la aviónica</p>	
<p>Programa Sintético:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Paneles de instrumentos. 2. Medición de datos de aire. 3. Instrumentos de motores. 4. Instrumentos de control. 5. Instrumentos giroscópicos 6. Radionavegación 7. Directores y control automático de vuelo 8. Navegadores 9. Síntesis de las comunicaciones de a bordo 	
<p>Programa Analítico: de foja 2 a foja 4</p>	
<p>Programa Combinado de Examen (si corresponde) de foja _____ a foja _____. No corresponde.</p>	
<p>Bibliografía de Foja: de foja 6 a foja 6</p>	
<p>Correlativas Obligatorias:</p> <p>Aerodinámica</p>	
<p>Correlativas Aconsejadas:</p>	
<p>Rige: 2005 en adelante</p>	
<p>Aprobado H.C.D. , Resolución:</p> <p>Fecha:</p> <p>El secretario Académico de la Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales (UNC) certifica que el programa está aprobado por la resolución y fecha que antecede.</p> <p>Fecha: / / .</p>	<p>Modificado / Anulado/ Sust. HCD Res.:</p> <p>Fecha:</p> <p>Carece de validez sin la certificación de la Secretaría Académica:</p>

Sistemas y Equipos del Avión	Ing. Aeronáutica - Plan 232-97-05	Hoja 2 de 6
------------------------------	-----------------------------------	-------------

PROGRAMA ANALÍTICO

LINEAMIENTOS GENERALES

Instrumentos y Aviónica es una asignatura que le brinda a los alumnos el conocimiento de los distintos instrumentos de a bordo del avión y de los componentes de electrónica para la navegación y comunicaciones, control de vuelo y presentación de información en tablero, que le brindan al alumno una visión completa del funcionamiento de los diferentes componentes de este tipo

La importancia en el área de conocimiento de esta asignatura reside en que permitirá al futuro graduado el encarar proyectos de construcción, modificación, actualización y mantenimiento de aeronaves en forma integral. Se estudian en esta asignatura tanto instrumental mecánico como electrónico, teniendo en cuenta con los componentes electrónicos, que en función de los conocimientos previos a esta asignatura, se alcanza el nivel de conocimiento de aplicación en el avión y principio de funcionamiento del mismo a nivel de diagrama en bloque, sin pretender el conocimiento de diseño de cada componente, con respecto a los instrumentos de tipo mecánico se le brinda información al alumno y este en función de sus conocimientos previos quedará en capacidad de encarar el desarrollo de estos.

En el dictado de la materia, se crea en el educando una actitud de interés e investigación, además de desarrollar las habilidades de diseño, construcción, y mantenimiento del material en cuestión, y su integración en los aviones.

METODOLOGÍA DE ENSEÑANZA

Las actividades a desarrollar son el dictado de clases teóricas y prácticas usando medios visuales tales como transparencias y videos, fomentando en lo posible en el dictado el interrogante en el alumno y su propuesta de solución en función de todos los conocimientos adquiridos en las anteriores asignaturas, discutiendo lo acertado o no de las propuestas, de manera de un debate dirigido, en el que intervienen todos los alumnos para llegar a la solución definitiva y correcta. A los fines de que el alumno pueda fundamentar sus ideas, la cátedra informará el o los temas de la próxima clase y la bibliografía que se recomienda. Todo esto con el fin de que el alumno participe activamente de la clase, generando las actitudes referidas en los Lineamientos Generales. El aspecto de desarrollo de las habilidades, es cubierto por trabajos prácticos de aplicación.

EVALUACIÓN

A los fines de que el alumno demuestre los conocimientos adquiridos, y apruebe o regularice la asignatura, el mismo deberá cumplir con las siguientes condiciones:

Aprobación por promoción:

- 1-Haber aprobado las correlativas previas.
- 2-Assistir como mínimo al 80% de las clases, tanto teóricas como prácticas.
- 3-Aprobar con nota no inferior a 4 (cuatro), todos y cada uno de los temas de dos exámenes parciales. En caso de que el alumno no apruebe uno de los dos exámenes parciales podrá recuperarlo, si el restante examen parcial fue aprobado.
- 4- Aprobar un coloquio integrador con nota no inferior a 4 (cuatro)
- 5- Presentar y aprobar los trabajos prácticos

Tomando en cuenta que los trabajos prácticos se efectúan sobre casos reales, en los que sea necesario se utilizarán a la vista planillas de datos y calculadoras, que permitan la elaboración del trabajo por parte del alumno.

Alumno Regular:

Los alumnos que únicamente hayan cumplido con el 50% de las exigencias referidas a trabajos prácticos y parciales, y tengan una asistencia del 80% a las clases quedarán en la condición de Alumno Regular

CONTENIDOS TEMÁTICOS

Capítulo 1. Paneles de Instrumentos

- 1.1. Introducción al estudio del instrumental.
- 1.2. Clasificación de los Instrumentos.
- 1.3. Distribución Normalizada del Instrumental en el Tablero
- 1.4. Presentación en Pantalla Electrónica.

Capítulo 2. Medición de datos de aire

- 2.1. Circuitos de presiones estática y total. Toma de presiones alternativas
- 2.2. Altimetros barométricos, servoaltímetros. Codificadores de altura
- 2.3. Variómetros
- 2.4. Velocímetros. Machmetros.
- 2.5. Computadores centrales de datos de aire, su función

Capítulo 3. Instrumentos de motores

- 3.1. Taquímetros mecánicos , eléctricos, electrónicos.
- 3.2. Flujómetros, diferentes tipos, totalizadores.
- 3.3. Indicadores de empuje, indicadores de torque.
- 3.4. Termocuplas. Medición de la temperatura en motores.

Capítulo 4. Instrumentos de control

- 4.1. Indicación de la cantidad de combustible, eléctrica y electrónica
- 4.2. Indicadores de posición a distancia de CC y CA.
- 4.3. Termómetros, diferentes tipos de lectura directa y a distancia
- 4.4. Medidores de presión, diferentes tipos de lectura directa y a distancia.

Capítulo 5. Instrumentos giroscópicos

- 5.1. Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo.
- 5.2. Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA .
- 5.3. Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto.
- 5.4. Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre.
- 5.5. Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto.
- 5.6. Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud.
- 5.7. Giróscopo LASER

Capítulo 6. Radionavegación

- 6.1 ADF, función, diagrama en bloque, principio de funcionamiento.
- 6.2 VOR, función, diagrama en bloque, principio de funcionamiento.
- 6.3 ILS, función, diagrama en bloque, principio de funcionamiento.
- 6.4 DME, función, diagrama en bloque, principio de funcionamiento.
- 6.5 Radio-altímetro
- 6.6 Radar meteorológico.

Capítulo 7. Directores y control automático de vuelo

- 7.1 Indicador director de actitud, Indicador de situación horizontal.
- 7.2 Componentes y modos del director de vuelo, diagrama en bloque, flujo de señales.
- 7.3 Piloto automático, componentes, diagrama en bloque, funcionamiento en los distintos modos.

Capítulo 8. Navegadores

- 8.1 Navegadores, prestaciones que originan, mediciones presentadas.
- 8.2 Navegadores iniciales, plataforma inercial.
- 8.3 Navegadores GPS

Capítulo 9. Síntesis de las comunicaciones de a bordo

- 9.1 Comunicaciones en VHF
- 9.2 Comunicaciones en HF

ACTIVIDADES PRÁCTICAS Y/O DE LABORATORIO

Como parte de las actividades de aprendizaje de la materia en la parte práctica, el alumno realizará trabajos de ensayo de diferentes instrumentos, y demostración en simuladores de vuelo, los temas a desarrollar serán enunciados por la Cátedra al comienzo de las actividades del cuatrimestre.

DISTRIBUCIÓN DE LA CARGA HORARIA

ACTIVIDAD	HORAS
TEÓRICA	30
FORMACIÓN PRACTICA:	
○ FORMACIÓN EXPERIMENTAL	30
○ RESOLUCIÓN DE PROBLEMAS	
○ ACTIVIDADES DE PROYECTO Y DISEÑO	10
○ PPS	
TOTAL DE LA CARGA HORARIA	72

DEDICADAS POR EL ALUMNO FUERA DE CLASE

ACTIVIDAD	HORAS
PREPARACION TEÓRICA	30
PREPARACION PRACTICA	
EXPERIMENTAL DE LABORATORIO	20
EXPERIMENTAL DE CAMPO	15
RESOLUCIÓN DE PROBLEMAS	
PROYECTO Y DISEÑO	10
TOTAL DE LA CARGA HORARIA	75

BIBLIOGRAFIA

- E. H. J. Pallet . Instrumentos del avión. Ed. Paraninfo
- J. Powell. Radiosistemas del avión. Ed. Paraninfo
- E. H. J. Pallet . Control automático de vuelo. Ed. Paraninfo
- Apuntes de la cátedra.

0.1. Días y horarios de clases

La asignatura se dicta de manera presencial en el año 2022 los días jueves de 17:30 hs a 22:00 hs.

Adecuación transitoria de la metodología de cursada y evaluación segundo semestre 2022

Modalidad de enseñanza

Clases con PRESENCIALIDAD FÍSICA entre los docentes y los alumnos.

Material de estudio, asignación de tareas mediante Google Classroom

Modalidad de evaluación

Las evaluaciones serán con presencialidad física de los alumnos/as.

Cantidad de parciales dos (2).

Los estudiantes que hayan desaprobado un (1) examen parcial teórico/práctico, si el restante examen parcial fue aprobado, tienen derecho a un (1) recuperatorio, cuya nota reemplazará a la del examen parcial reprobado.

Coloquio tomados con presencialidad física de los alumnos/as. Cantidad uno (1).

Condiciones Transitorias de Regularidad

- Estar correctamente matriculado para el cursado de la asignatura
- Aprobar con nota no inferior a 4 (cuatro) cada uno de los dos (2) exámenes parciales.
- Presentar y aprobar los trabajos prácticos

Condiciones Transitorias de Aprobación definitiva (Promoción)

- Haber aprobado las correlativas previas o aprobar las que se encuentren pendientes dentro del plazo de validez de la regularidad.
- Estar correctamente matriculado para el cursado de la asignatura.

- Aprobar con nota no inferior a 4 (cuatro) cada uno de los dos (2) exámenes parciales.
- Aprobar un coloquio integrador con nota no inferior a 4 (cuatro)
- Presentar y aprobar los trabajos prácticos

Cronograma para el dictado de la Asignatura año 2021

- Capítulo 1. Paneles de Instrumentos (GARCIA) 4/8/2022
- Capítulo 6. Radionavegación (Garcia) 11/8/2022
- Capítulo 7. Directores y control automático de vuelo (GARCIA) 18/8/2022
- Capítulo 9. Síntesis de las comunicaciones de a bordo (GARCIA) 25/8/2022
- Capítulo 8. Navegadores (GARCIA) 01/9/2022
- Capítulo 8. Navegadores (GARCIA) 08/9/2022
- Capítulo 8. Navegadores (GPS, nav. inerc.) (Giraudo) 15/9/2022
- **Parcial 01, 22/9/2022 Abarca Capítulos 1, 6, 7, 8, 9**
- Capítulo 4. Instrumentos de control. Capítulo 3. Instrumentos de motores (Giraudo) 29/9/2022
- Capítulo 2. Medición de datos de aire (Galeasso) 6/10/2022
- Capítulo 5. Instrumentos giroscópicos (Galeasso) 13/10/2022
- **Parcial 02, 20/10/2022 Abarca Capítulos 2, 3, 4 y 5**
- **Recuperatorios Parciales. Entrega de Trabajos Prácticos. 27/10/2022**
- **Coloquio, 3/11/2022 Abarca todo el programa**
- **Coloquio, 10/11/2022 Abarca todo el programa**

Docentes

Docente	Correo electrónico	Día, horario consulta, medio de consulta
Ing. Jorge GARCIA	jgarcia@unc.edu.ar	Día Miércoles, de 15 a 17 hs, correo electrónico, google meet
Ing. Angel GALEASSO	angel.galeasso@unc.edu.ar	Día Miércoles, de 16 a 17 hs, correo electrónico, google meet
Ing. Pedro GIRAUDO	pedrogiraudo@unc.edu.ar	Día Miércoles, de 17:30 a 19 hs, correo electrónico, google meet, zoom

Capítulo 1

Paneles de Instrumentos

1.1. Introducción al estudio del instrumental

Instrumento: Del lat. instrumentum.

m. Objeto fabricado, relativamente sencillo, con el que se puede realizar una actividad.

Fuente: Diccionario R.A.E.

Los **Instrumentos de Vuelo** pueden definirse como el conjunto de mecanismos y dispositivos que forman parte de una aeronave y que posibilitan que un vuelo se lleve a cabo en condiciones seguras (Fuente: <https://definicion.de/instrumento/>).

Estos instrumentos deben permitir:

- Permitir volar en condiciones de climáticas desfavorables, con escasa visibilidad y durante la noche
- Asegurar una operación segura y confiable
- Dar avisos tempranos sobre cualquier falla en los sistemas de la aeronave o partes de la misma, de forma que los pilotos puedan tomar una acción inmediata



La habilidad de capturar y transmitir toda la información que un piloto requiere, de forma segura y fácil de entender, ha sido un desafío a través de la historia de la aviación, ([Academics, 2018](#))

En sus orígenes se equipaba a las aeronaves con pocos instrumentos debido a las cortas duraciones de los vuelos, sus costos y las complicaciones para el piloto en la interpretación de los mismos. éste tipo de vuelo usualmente es conocido como Visual Flight Rules (VFR).

Los pilotos, cuya función es ser los “cerebros” de la aeronave, deben tener conocimiento de todos los parámetros de la misma y los fenómenos que pueden ocurrir durante su operación, algunos de los cuales podrían provocarle a sus sentidos indicaciones erróneas y, a veces, totalmente equivocadas. Es por ello que en el tiempo se han desarrollado todo tipo de instrumentos para asistir a los pilotos en sus funciones.

La operación de una aeronave en condiciones atmosféricas u horarias no comunes condujo a establecer las Instrument Flight Rules (IFR), para las cuales se necesita una capacitación y certificación adecuadas.

Las reglas de vuelo, tanto VFR como IFR están establecidas en Argentina por la Agencia Nacional de Aviación Civil (ANAC) en la RAAC 91 bajo el título *Reglas de vuelo por instrumentos (IFR)* y quien realiza un vuelo de éste tipo debe poseer una *Habilitación de Vuelo por Instrumentos* otorgada por la autoridad competente.

La reglamentación de la ANAC se encuentra comprendida en las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil (RAAC), y pueden ser consultadas [en su sitio web](#). En el mismo se encuentra la **RAAC Parte 91** “*Reglas de vuelo y operación general*”. A su vez también se dispone de la **Subparte I - Aeronaves** y de la **Subparte II - Aviones grandes y turborreactores**.

Es interesante observar la evolución en el tiempo de las cabinas de vuelo en donde se disponen los instrumentos de las aeronaves, ver Figura 1.1.

La evolución que ocurrió en el tiempo de los tableros de instrumentos de aeronaves puede apreciarse en la Figura 1.2



Figura 1.1: Arriba izquierda: Wright Flyer, Arriba derecha: avión primera guerra mundial, Abajo izquierdo: Boeing 707 entre los '60 y '70, Abajo derecho: Airbus A380.

Fuente: <https://www.waybuilder.net/free-ed/SkilledTrades/Aviation/AvAirframes/10AiInstrumt/10AiInstrumtFra.asp>

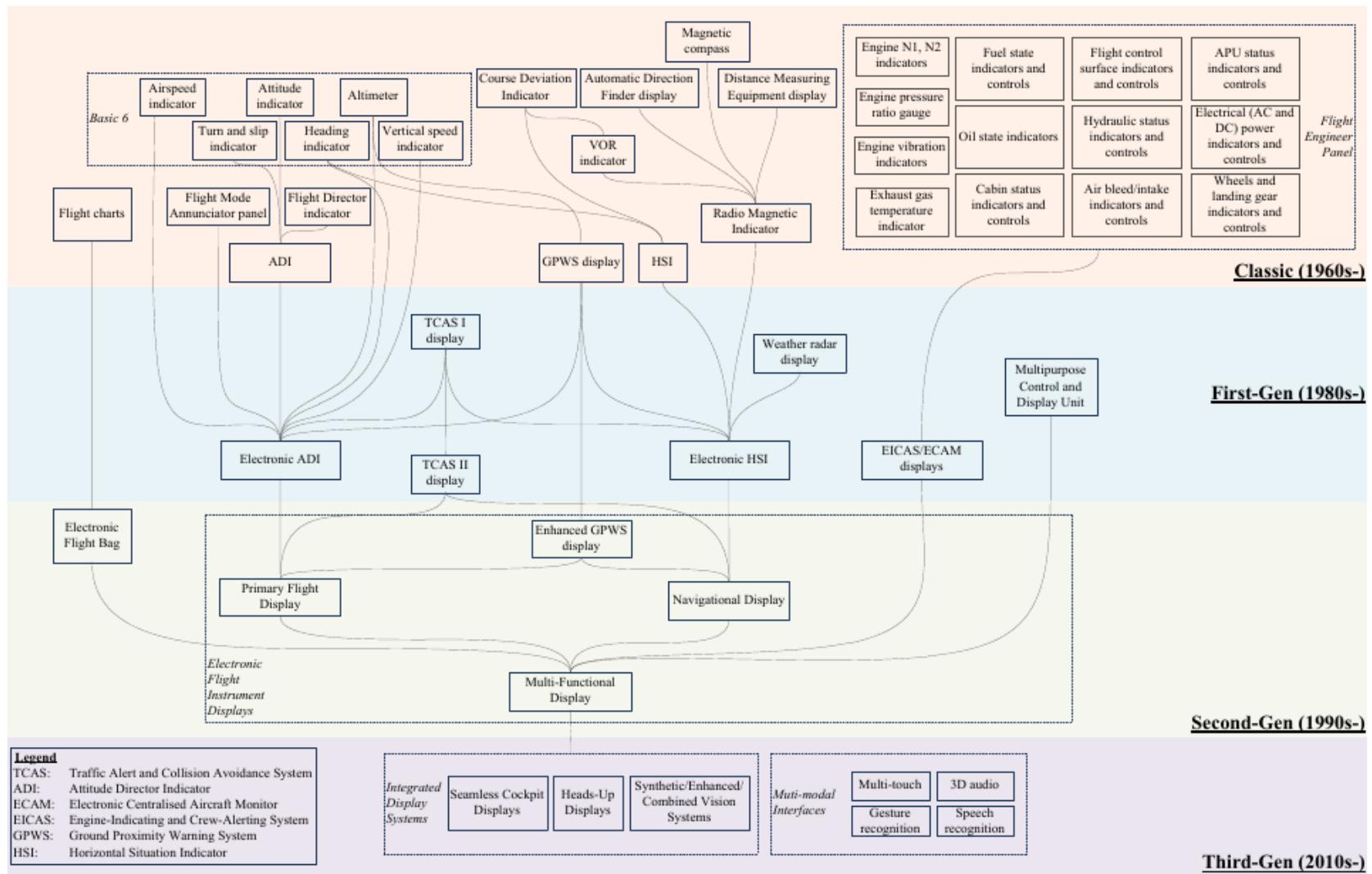


Figura 1.2: Evolución de tableros de instrumentos en aeronaves (Lim y cols., 2018).

1.1.1. Ergonomía

Ergonomía: Del griego. "ergon" (trabajo) y "nomía" "nomos" (regla, ley), más el sufijo "ia" (cualidad)

1. f. Estudio de la adaptación de las máquinas, muebles y utensilios a la persona que los emplea habitualmente, para lograr una mayor comodidad y eficacia.
2. f. Cualidad de ergonómico (adaptado a las condiciones del usuario). *El puesto de conducción tiene buena ergonomía.*

Fuente: Real Academia Española

La Ergonomía (o Factores Humanos) es la disciplina científica relacionada con la comprensión de las interacciones entre los seres humanos y los elementos de un sistema, y la profesión que aplica teoría, principios, datos y métodos de diseño para optimizar el bienestar humano y todo el desempeño del sistema.

Fuente: Asociación

Internacional de Ergonomía (IEA) <https://www.iea.cc/whats/>

Ergonomía Cognitiva

"Se ocupa de los procesos mentales, tales como la percepción, la memoria, el razonamiento y la respuesta motora, que afectan a las interacciones entre los seres humanos y otros elementos de un sistema. Los temas relevantes incluyen carga de trabajo mental, la toma de decisiones, el rendimiento experto, la interacción persona-computadora, la fiabilidad humana, el estrés laboral y la forma como estos pueden estar relacionados con el diseño de los sistemas humanos. La ergonomía cognitiva estudia los procesos de cognición en el trabajo y ajustes operativos, a fin de optimizar el bienestar humano y el rendimiento del sistema. "(Asociación Internacional de Ergonomía (IEA), s.f.)

El campo de la Ergonomía Cognitiva surgió predominantemente al final de la década de 1970 con la llegada de la computadora personal y los nuevos desarrollos en los campos de la psicología cognitiva y la inteligencia artificial. Se contrasta con la tradición de la ergonomía física porque "la ergonomía cognitiva es... la aplicación de la psicología cognitiva al trabajo... para lograr la optimización (entre la gente y su trabajo) ... con respecto a al bienestar y productividad." (Long, 2000).

Mayores detalles sobre Ergonomía Cognitiva pueden consultarse en (van der Veer, 2008)

Un esquema del modelo de procesamiento de información puede observarse en la Figura 1.3.

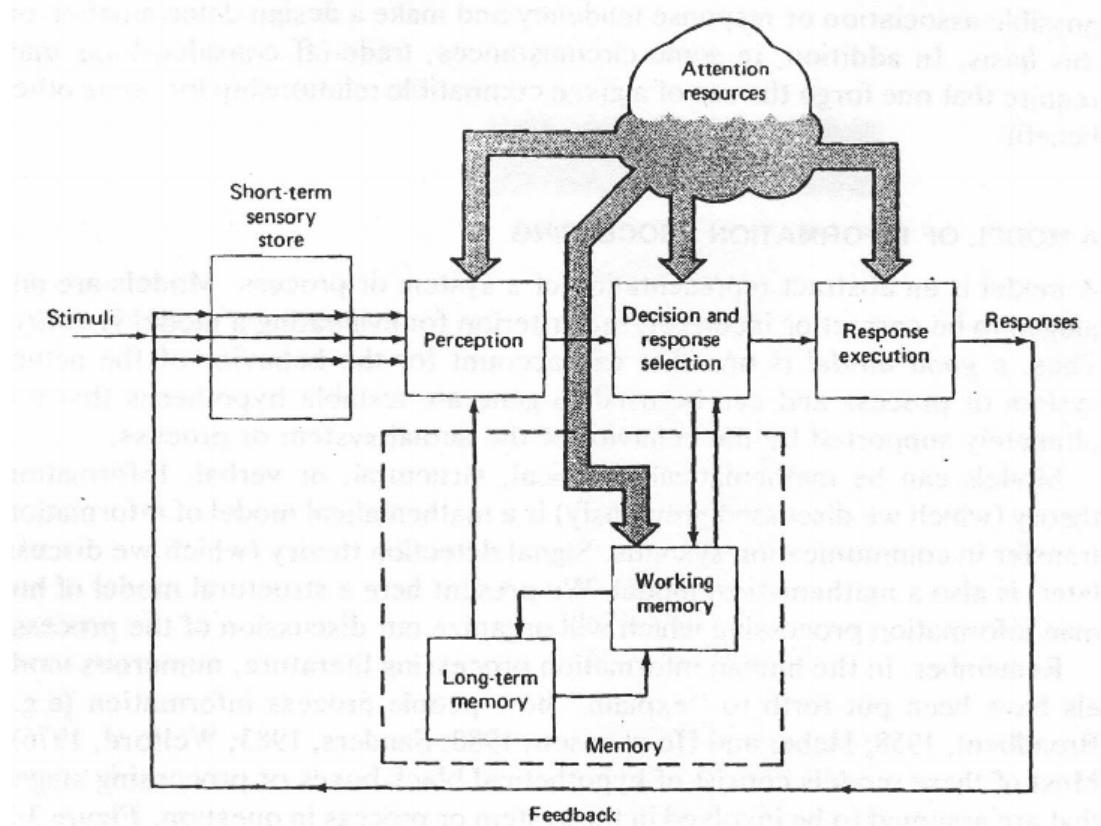


Figura 1.3: Modelo de procesamiento de información humano (Sanders y McCormick, 1993)

Ergonomía Física

La Ergonomía Física se ocupa de las características anatómicas, antropométricas, fisiológicas y biomecánicas del usuario, en tanto que se relacionan con la actividad física.

Sus temas más relevantes incluyen posturas de trabajo, sobreesfuerzo, manejo manual de materiales, movimientos repetitivos, Lesiones Músculo-Tendinosas (LMT) de origen laboral, diseño de puestos de trabajo, seguridad y salud ocupacional (*Ergonomía Física, s.f.*).

En la Figura 1.4 puede apreciarse un estudio de las dimensiones interiores de una cabina y la ubicación de la persona dentro de la misma.

Ergonomía Visual

La Ergonomía Visual, como dominio dentro de la rama de ergonomía, se centra en recomendaciones básicas que deben cumplir aquellas personas que, en el desempeño de su actividad, emplean largas horas trabajando con pantallas y monitores. Estas recomendaciones incluyen aspectos como la separación entre el usuario y la pantalla, la necesidad de separar la vista del monitor repetidamente y centrarla en un punto lejano, o los

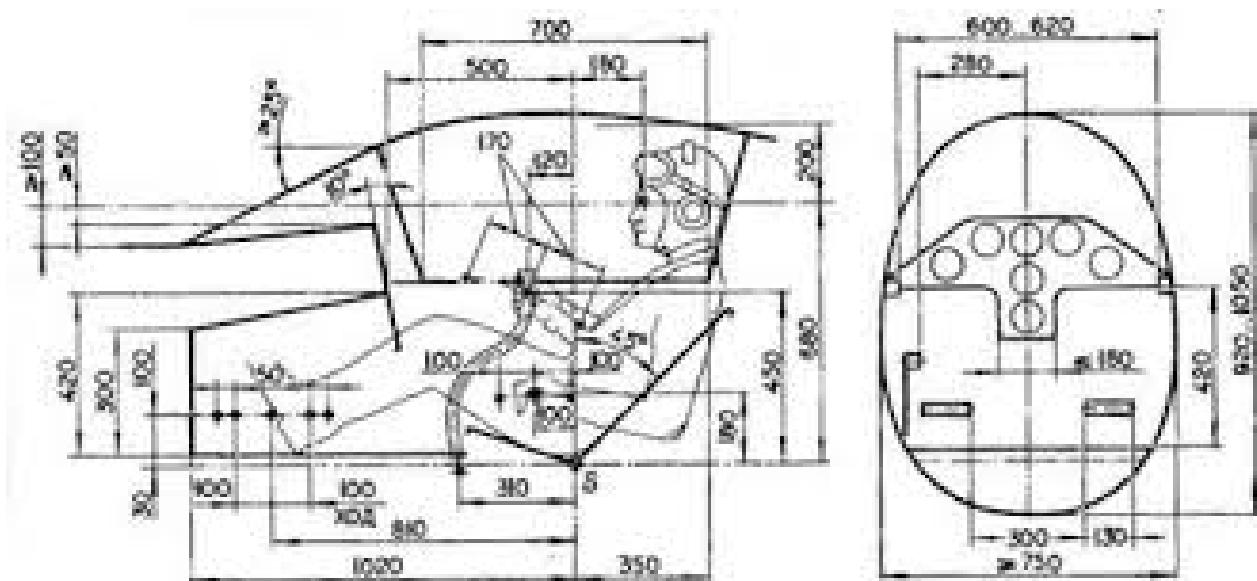
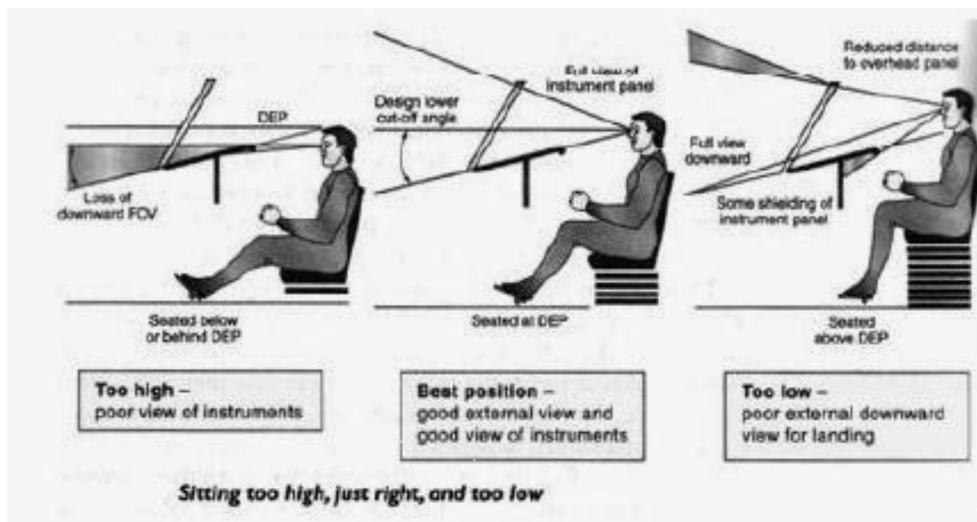


Figura 1.4: Dimensiones estandar del interior de una cabina (Shubham y Devendra, 2017)

beneficios de un parpadeo repetido que hidrate las capas corneales del ojo (*Ergonomía Física*, s.f.).



Fuente: <http://avionics-system-design.blogspot.com/2013/12/ergonomics-of-aircraft-cockpit.html>

1.1.2. Formas de presentación de la información

En vuelo, una aeronave y su tripulación forman un bucle de sistema “*ser humano-máquina*” que, según el tamaño y el tipo de la aeronave, puede ser bastante simple o muy complejo, ver Figura 1.5. La función de la

tripulación dentro de este bucle es la de controlador y el alcance de su función se rige por la simplicidad o no de la máquina como un todo integrado. Por ejemplo, al volar manualmente un avión e iniciar los ajustes a los sistemas esenciales se dice que la función del controlador es completamente activa. Si, por el contrario, el vuelo de un avión y los ajustes a los sistemas esenciales son automáticos, entonces la función del controlador pasa a ser de monitoreo, con la posibilidad de volver a la función activa en caso de falla de los sistemas.

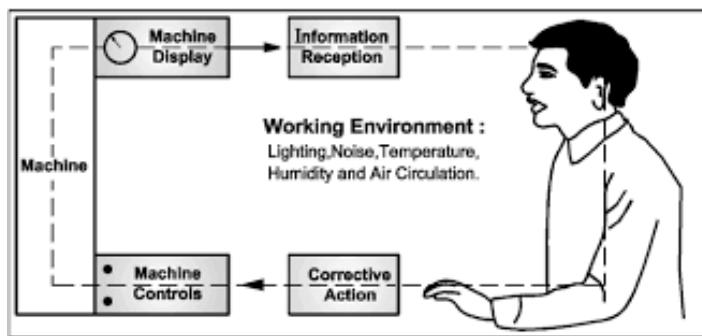


Figura 1.5: Bucle ser humano-máquina ([Shubham y Devendra, 2017](#))

Los instrumentos tienen un rol vital en el circuito de control ya que son el medio de comunicar datos entre los sistemas y el controlador. Por lo tanto, para que un responsable del control pueda obtener el máximo de calidad de control y, también para minimizar el esfuerzo mental en la interpretación de los datos, es necesario prestar la máxima atención al contenido y la forma de visualización de los datos.

Las formas más comunes de visualización de datos aplicadas a los instrumentos de aeronaves son:

- Cuantitativas**, en las que la cantidad variable que se mide se presenta en términos de un valor numérico y por la posición relativa de un puntero o índice, y
- Cualitativas**, en el que la información se presenta en forma simbólica o pictórica.

■ **Presentaciones cuantitativas:** ver Figura 1.6.

- Escala circular, es un método clásico de presentación de información en forma cuantitativa. La escala del instrumento está constituido por las correspondientes marcas de graduación. Su cantidad depende de una solución de compromiso según el tipo de información a brindar: pocas marcas podrían perder información vital y producir errores de lectura, por el contrario una cantidad excesiva de marcas sobrecargaría al operador y le insumiría un tiempo excesivo de lectura. Los tamaños de las marcas son importantes y, usualmente, se numeran las marcas de cifras más grandes las cuales presentan una longitud mayor. Es de suma importancia que el número de puntos posibles de medición se elija cuidadosamente a fin de obtener lecturas rápidas y precisas.

El espaciado de las marcas

- Escala lineal
- Escala no lineal (cuadrática, logarítmica)
- Escala longitudinal

- Presentación digital

- **Presentaciones cualitativas:** la información se presenta en forma simbólica o pictórica para mostrar la condición de un sistema como por ejemplo si el valor de una salida está aumentando o disminuyendo, el movimiento de un componente, etc.
- **Presentaciones directoras** ver Figura 1.7, son aquellas que están asociadas principalmente con la actitud de vuelo y los datos de navegación. Es importante presentarlos de una manera que indique al piloto qué movimientos de control debe hacer para corregir cualquier desviación de una trayectoria de vuelo deseada o para hacer que la aeronave realice una maniobra específica. En el desarrollo de este tipo de visualización debe existir una estrecha relación entre la dirección de los movimientos de control y el puntero del instrumento o elemento indicador de tipo simbólico, esto es los movimientos deben ser en el sentido "natural" para que el piloto pueda obedecer las "*directivas*" o "*demandas*" de la pantalla.

Head Up Display (HUD)

La simplicidad o no de presentación de la información está directamente involucrada a el número de instrumentos y por la cantidad de trabajo y secuencias de monitoreo de instrumentos que debe realizar un piloto durante las diversas fases del vuelo. En la fase crítica de aproximación y aterrizaje, un piloto debe transferir su atención con mayor frecuencia de los instrumentos a las referencias fuera de la aeronave, y viceversa. Un proceso de transición que lleva mucho tiempo y es fatigoso como resultado del constante reenfoque de los ojos.

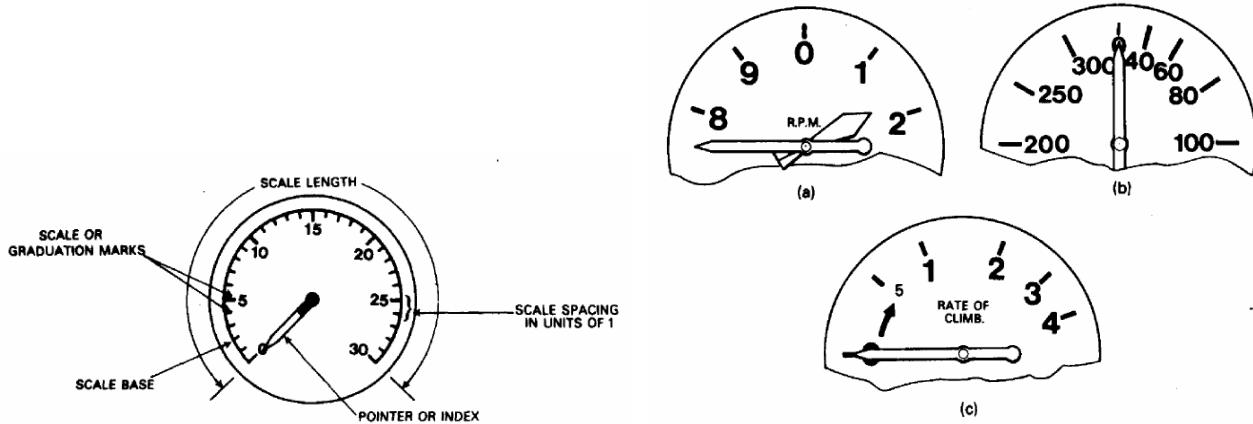
Por lo tanto, se ha desarrollado un método para aliviar estos problemas en el que los datos de vuelo vitales se presentan al mismo nivel que la línea de visión del piloto cuando se ven referencias externas, es decir, cuando se mantiene una posición de "cabeza arriba" (head up). Los componentes de un sistema típico de visualización de esta forma, denominado Head-Up Display (HUD), se pueden observar en la Figura 1.8. La cantidad de datos requeridos se rige por los requisitos de las diversas fases de vuelo y la función operativa de una aeronave, es decir, civil o militar, pero los parámetros que se muestran son básicos. Los datos se transmiten desde una unidad de computadora de datos al tubo de rayos catódicos cuya presentación es proyectada por el sistema óptico al infinito. La longitud, o rango, de las escalas está determinada por los requisitos operativos, pero normalmente solo cubren bandas estrechas de información de velocidad y altitud. Esto ayuda a reducir las marcas irrelevantes y el tiempo necesario para leer e interpretar. La proyección óptica como una imagen simbólica compuesta sobre una placa reflectora transparente, o directamente sobre el parabrisas es lo que ve el piloto.

Un video interesante que cuenta la historia del HUD se encuentra en el siguiente link:



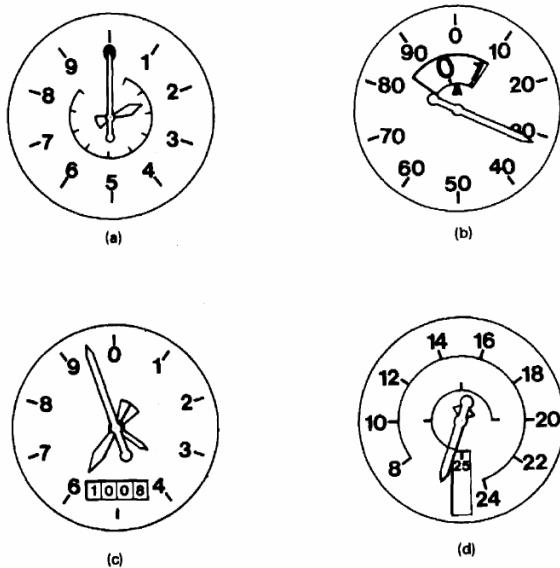
[The Evolution of the Head-Up Display.](#)

Existen en el mercado pequeños HUD para uso en aviación general como el provisto por la empresa Thales, el **TopMax**.

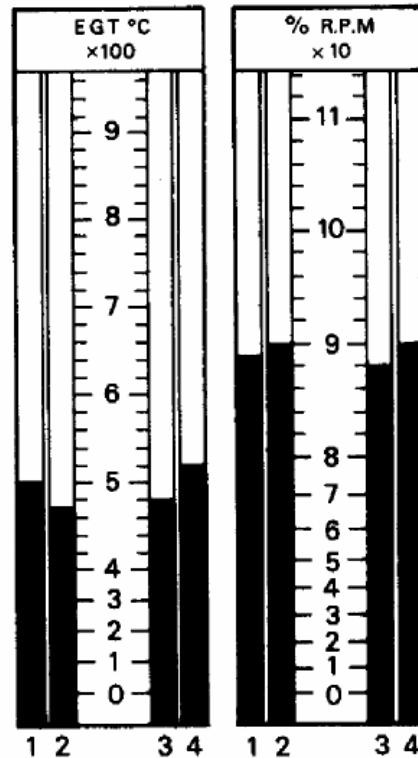


(a) Escala circular cuantitativa (Pallett, 1992)

(b) a)Lineal, b) Ley cuadrática , c) Ley logaritmica (Pallett, 1992)



(c) a)Escalas concéntricas, (b) escalas fijas y giratorias, (c) escala común tres agujas, (d) aguja dividida (Pallett, 1992)



(d) Escala longitudinal (Pallett, 1992)

Figura 1.6: Presentaciones cuantitativas

También se han desarrollado los Enhanced Flight Vision Systems (EFVS) que son sistemas de visión sintéticos, ver Figura 1.9, que proporciona una imagen de la escena y la muestra al piloto con el fin de proporcionar una

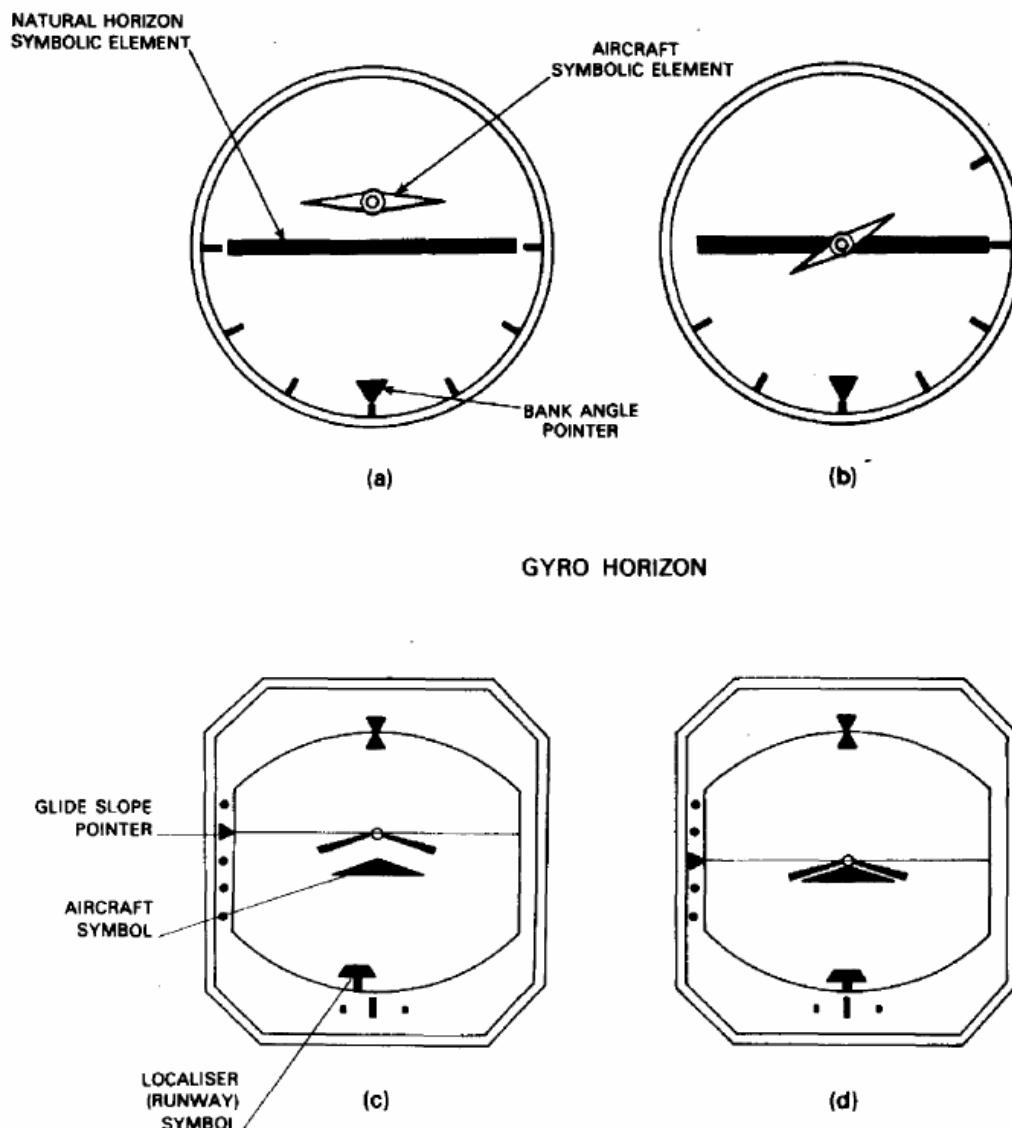
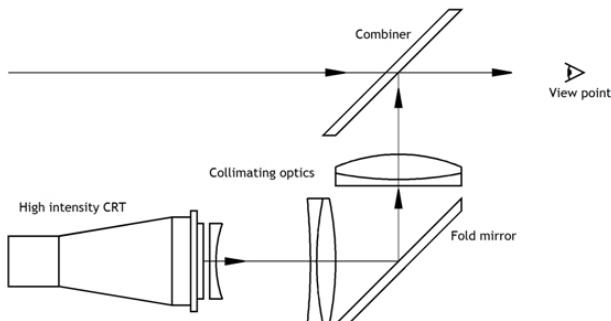


Figura 1.7: Presentaciones directoras (Pallett, 1992)

imagen en la que la escena y los objetos en ella se pueden detectar mejor, esto es, un EFVS es un sistema que proporciona al piloto una imagen mejor que la visión humana sin ayuda.

Los EFVS incluyen sensores de imágenes como una cámara a color, una cámara de infrarrojos o un radar y, normalmente una pantalla para el piloto, que puede ser una pantalla montada en la cabeza del mismo o una pantalla frontal. Un EFVS se puede combinar con un sistema de visión sintética para crear un sistema de visión combinado. [Video de un HUD/EFVS](#).

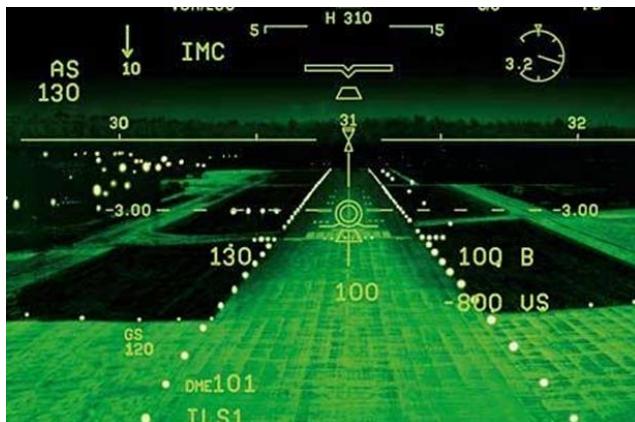


(a) Principio de funcionamiento del HUD



(b) Vista de un HUD

Figura 1.8: HUD



(a) EFVS



(b) EFVS

Figura 1.9: EFVS

1.2. Clasificación de los Instrumentos

Dentro de las distintas formas entre las cuales se podrían clasificar los instrumentos de abordo, esto es por principio de funcionamiento, lectura directa, derivadores, integradores, a distancia, etc.; por lo anterior se puede clasificarlos según las magnitudes que miden. Según este criterio se los puede clasificar como:

- **De Navegación:** que permiten determinar la posición y el movimiento relativo de la aeronave con respecto a la Tierra.
- **De Actitud:** para conocer los ángulos relativos que los ejes de la aeronave que pasan por su baricentro forman con la Tierra.
- **De Control:** entre los que se cuentan respecto al equipo propulsor y otros de equipos y sistemas varios de la aeronave.

- **Equipos Especiales:** tales como avisos de alarma, sistemas de seguridad, etc.
- **Controles Automáticos:** que reemplazan a los pilotos manteniendo cierta condición de vuelo programada.

En la Figura 1.10 también puede observarse una clasificación de los instrumentos en una aeronave.

1.3. Distribución Normalizada del Instrumental en el Tablero

En Argentina los requerimientos de instrumentos y equipos para aeronaves civiles motorizadas con Certificado de Aeronavegabilidad Estándar se encuentran contenidos en la RAAC 91.205, mencionada anteriormente. En la misma se hace la distinción entre:

- Reglas de vuelo visual (VFR) diurno
- Reglas de vuelo visual (VFR) nocturno
- Reglas de vuelo por instrumentos (IFR)
- Reglas de vuelo visual dentro del espacio aéreo controlado (VFR controlado)

En la Tabla 1.1 se detallan los requerimientos anteriores.

A su vez se tienen las RAAC 23 y 25:

RAAC 23 Estándares de aeronavegabilidad: aviones de categoría normal, utilitaria, acrobática y commuter.

RAAC 25 Estándares de aeronavegabilidad: aviones de categoría transporte

En donde se hace mención de las 14 Code of Federal Regulations (CFR) Part 23 y 25:

14 CFR Part 23 Sub Part F

14 CFR Part 25 Sub Part F

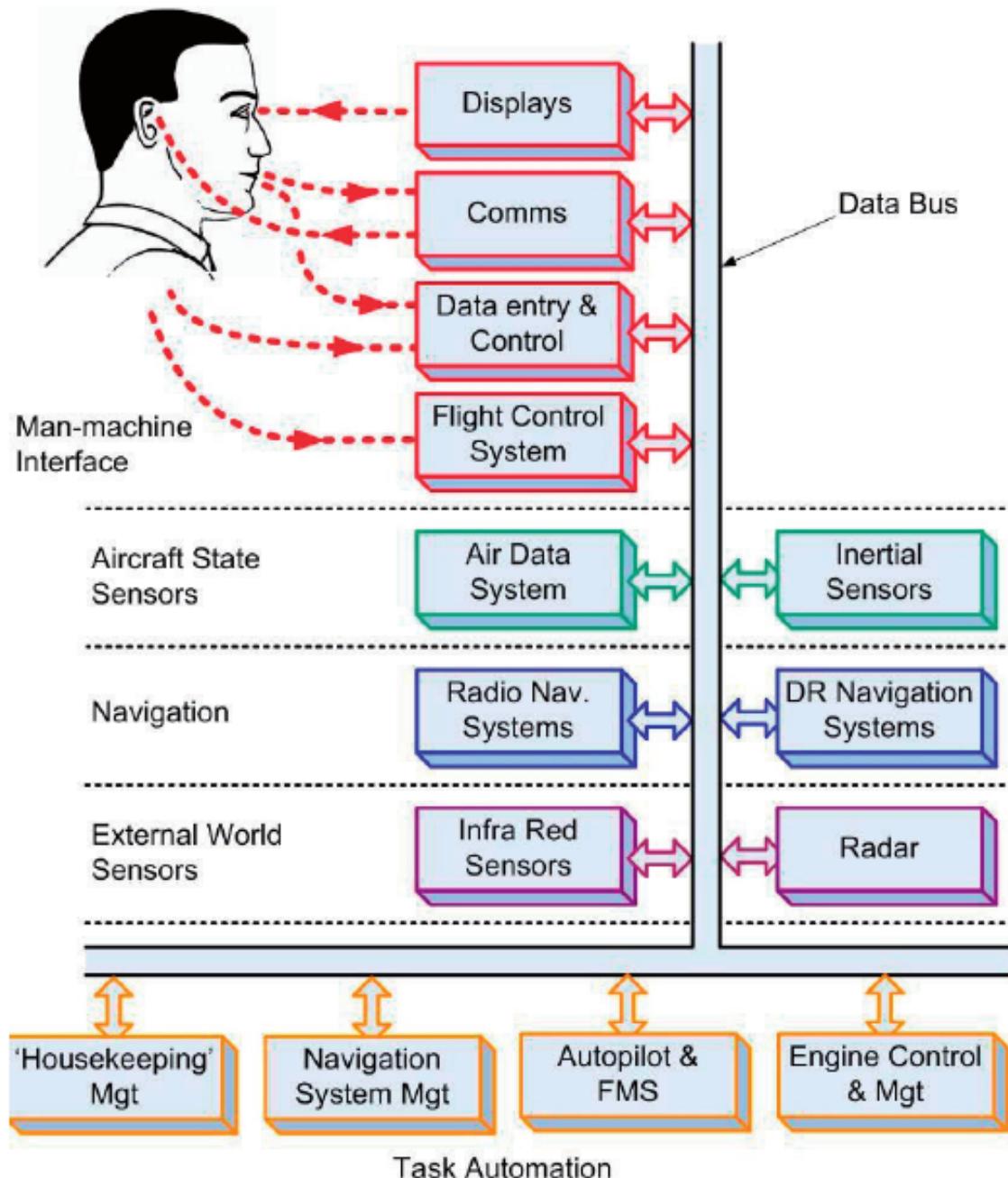


Figura 1.10: Instrumentos en una aeronave (Collinson, 2011)

Reglas

Instrumental requerido

Tabla 1.1: Requerimientos de instrumental según RAAC 91

Reglas

Instrumental requerido

1. Indicador de velocidad del aire.
2. Un Baroaltímetro.
3. Un reloj de precisión que indique las horas, minutos y segundos y que pueda mantener una exactitud de más o menos 30 segundos durante un período de 24 horas.
4. Indicador magnético de dirección.
5. Tacómetro para cada motor.
6. Medidor de presión (manómetro) de aceite, para cada motor que utilice circuito de presión de aceite.
7. Medidor de temperatura (termómetro) para cada motor refrigerado por líquido.
8. Medidor de temperatura de aceite para cada motor refrigerado por aire.
9. Medidor de presión de admisión (Manifold) para cada motor alternativo capaz de mantener la potencia nominal de despegue desde el nivel del mar hasta una altitud establecida (tales como los motores con hélices de paso variable).

Reglas de vuelo visual (VFR) diurno

- Todos los requeridos para VFR diurno
- Un indicador giroscópico de virajes.

Reglas

Instrumental requerido

- Todos los requeridos para VFR diurno y nocturno
- Un sistema de radio comunicación que permita mantener una comunicación en ambos sentidos con las estaciones aeronáuticas en las frecuencias que prescriba la autoridad aeronáutica competente y el equipamiento apropiado de navegación para las estaciones de tierra a ser utilizadas (VHF o HF). En caso de que no se disponga de equipo HF, las operaciones estarán sujetas a limitaciones especificadas en la RAAC 91.205.d.2.
- Un cronógrafo.
- Indicador giroscópico de velocidad de giro, excepto en las siguientes aeronaves:
 - (i) Aviones con un tercer instrumento indicador de actitud que pueda medir todas las actitudes de vuelo a través de 360° de cabeceo y rolido y esté instalado de acuerdo con la Sección 121.305 (j) de la Parte 121; y
 - Helicópteros con un tercer instrumento indicador de actitud que pueda medir actitudes de vuelo entre +80° de cabeceo y +120° de rolido, esté instalado de acuerdo con la Sección 29.1303 (g) de la DNAR Parte 29.
- Un Baroaltímetro sensitivo.
- Un Indicador de viraje y de inclinación lateral.
- Indicador giroscópico de inclinación lateral y cabeceo. (Horizonte artificial)
- Indicador giroscópico de dirección (girodireccional o equivalente).

NOTA: Los requerimientos de: indicador de viraje y de inclinación lateral, indicador de actitud de vuelo (horizonte artificial), e indicador de rumbo (giroscopio direccional), podrían satisfacerse mediante combinaciones de instrumentos o sistemas integrados de dispositivos directores de vuelo, siempre que se conserven las garantías de que no ocurra una falla total, inherente a los tres instrumentos por separado.

- Medios para comprobar si es adecuada la fuente de energía que suministra energía a los instrumentos giroscópicos.
- Un equipamiento aprobado de medición de distancia, Display Measuring Equipment (DME).
- Un dispositivo que indique, en el compartimiento de la tripulación de vuelo, la temperatura exterior.
- Un sistema indicador de la velocidad relativa con dispositivos que impidan su mal funcionamiento debido a condensación o a formación de hielo.
- Un equipo VHF Omnidirectional Range and Ranging (VOR).
- Un equipo Buscador Automático de Dirección, Automatic Direction Finder (ADF) o equipo Global Navigation Satellite System (GNSS).
- Para los vuelos en que se proyecte aterrizar en condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos (IMC), el avión dispondrá de equipo que permita recibir las señales que sirvan de guía hasta un punto desde el cual pueda efectuarse un aterrizaje visual, Instrument Landing System (ILS).

Reglas

Instrumental requerido

Para vuelos VFR controlados dentro del espacio aéreo controlado, se requieren los siguientes equipamientos e instrumentos:

- Según las condiciones:
 - Si el vuelo controlado es VFR – diurno, instrumentos y equipamientos especificados en Reglas de vuelo visual (VFR) diurno.
 - Si el vuelo controlado es VFR – nocturno, instrumentos y equipamientos especificados en Reglas de vuelo visual (VFR) nocturno.
- Un equipo VOR.
- Un equipo DME.
- Un variómetro.
- Un equipo ADF o equipo GNSS.
- Un sistema de radiocomunicación que permita mantener una comunicación en ambos sentidos, en cualquier momento durante el vuelo con aquellas estaciones aeronáuticas en las frecuencias que prescriba la autoridad aeronáutica competente y el equipamiento apropiado de navegación para las estaciones de tierra a ser utilizadas (VHF o HF). En caso de que no se disponga de equipo HF, las operaciones estarán sujetas a las limitaciones indicadas en RAAC 91.205.e.6.
- Un dispositivo que indique, en el compartimiento de la tripulación de vuelo, la temperatura exterior.

Reglas de vuelo visual dentro del espacio aéreo controlado (VFR controlado)

En 1937 la Royal Air Force (RAF) seleccionó seis instrumentos considerados esenciales en la cabina, conocidos como los “*basic six*” (los seis básicos), fue una distribución de instrumentos característica de instrumentos en aviones británicos por los siguientes veinte años (*Royal Air Force Historical Society, Journal 37, 2006*). Esta disposición fué adoptada tanto para aviación comercial como general por los fabricantes de aeronaves y es popularmente conocida como “*six pack*”.

Esta distribución está dividida en dos categorías según se encuentren conectados al sistema de Pitot-Estática o sean Instrumentos Giroscópicos, en la Tabla 1.2 puede observarse dicha clasificación y en la Figura 1.11 su ubicación en el tablero de instrumentos.

Para observar distintos tipos de distribución de instrumental en cabinas de aeronaves puede hacerse una visita al Museo Nacional de la USAF, [donde pueden apreciarse vistas de 360° de cabinas de diversas aeronaves](#).

[Link para obtener vistas de la distribución de instrumentos en el tablero del Airbus A320 y el Boeing 737 NG.](#)

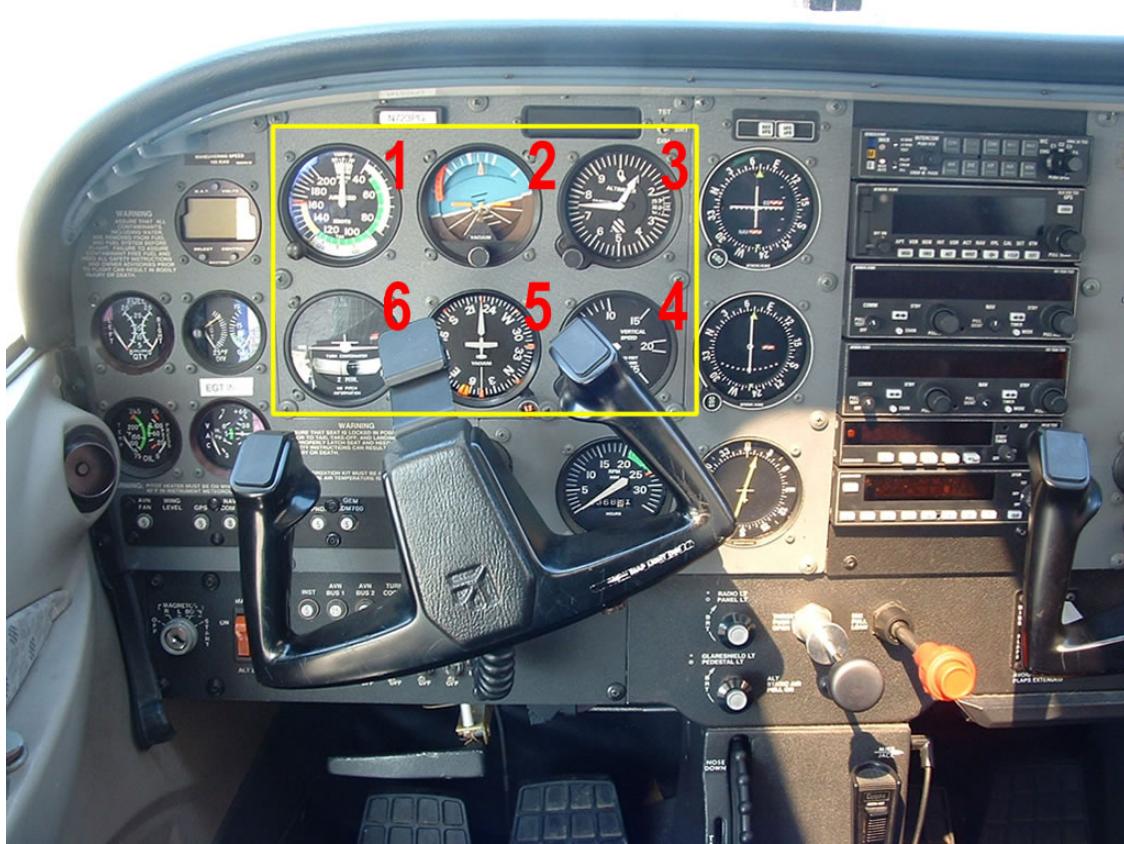


Figura 1.11: Distribución de los basic six, (McKay, 2010)

Tabla 1.2: Detalle de los instrumentos basic six

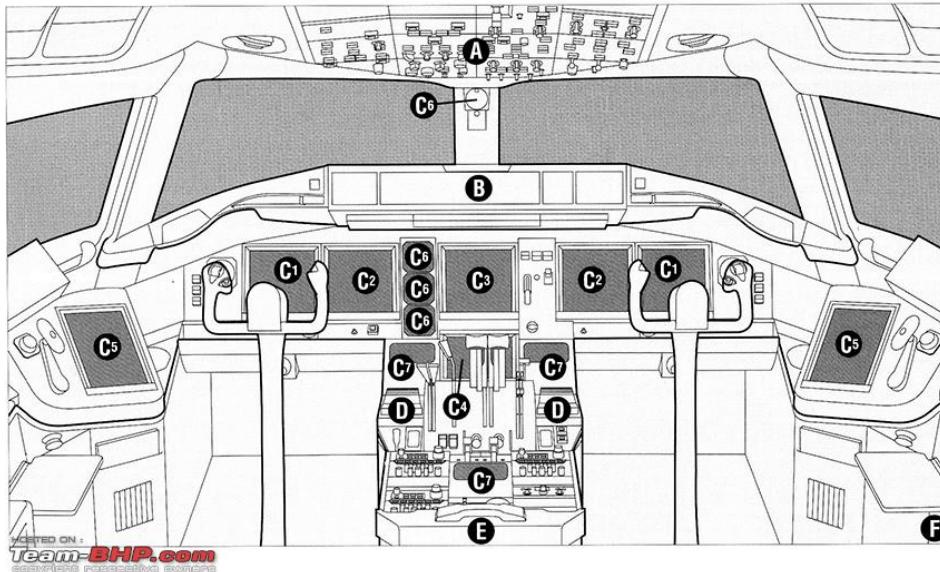
Nro	Instrumento	Instrumentos conectados al sistema de Pitot-Estática	Instrumentos giroscópicos
1	Velocímetro, Air Speed Indicator (ASI)	X	
2	Indicador de Actitud, Attitude Indicator (AI), también conocido como Horizonte Artificial		X
3	Altimetro	X	
4	Indicador de Velocidad Vertical, Vertical Speed Indicator (VSI)	X	
5	Indicador de Rumbo, Heading Indicator (HI)		X
6	Indicador de Giro y Viraje, Turn Coordinator (TC)		X

1.4. Presentación en Pantalla Electrónica

Un poco de historia...

1970 NASA investigación en como mostrar instrumentos de vuelo

1982 Boeing 767 con pantallas electrónicas de datos tipo Cathode Ray Tube (CRT)

**Legend:**

- A. Overhead panel with larger nomenclature, cool LED lighted switches and lightplates, and cockpit lighting master brightness control.
- B. Full-time, triple-channel autopilot with selectable flight path angle and track modes.
- C. Color flat-panel liquid crystal displays (LCD).
 - 1. Primary flight displays (PFD).
 - 2. Navigation displays (ND).
 - 3. Engine indicating and crew alerting system (EICAS).
 - 4. Multifunction display (MFD).
 - 5. Optional side LCDs.
 - 6. Standby flight instruments.
 - 7. Flight management control display units (CDU).
- D. Touch-pad cursor control devices.
- E. Full-size printer.
- F. Maintenance station.

Figura 1.12: Cabina del Boeing 777 (*PilotFLS Review*, 2011)

1990 Fines de la década, pantallas Liquid Crystal Display (LCD) reemplazan pantallas CRT, ver Figura



Figura 1.13: Cabina del Boeing 737 NG. Gentileza pmFlight



Figura 1.14: Cabina del Airbus A320. Gentileza pmFlight

1.16(a).

Actualidad La mayoría de las aeronaves equipadas con pantallas LCD, ver Figura 1.16(b).

Futuro Uso de pantallas tipo Organic Light-Emitting Diode (OLED) y empleo de pantallas táctiles, ver Figura 1.15 y Figura 1.16(c).

La empresa Thales ha presentado FlytX, la nueva generación de cabina de vuelo con pantallas táctiles para aeronaves y helicópteros, mayor información puede encontrarse [aquí](#) y un video de la misma [aquí](#).

1.4.1. EIS

El sistema comprende el Electronic Flight Instrument System (EFIS) y al Electronic Centralized Aircraft Monitor (ECAM) tal como se muestra en la Figura 1.17.

Una instalación EIS sigue la secuencia siguiente:

Pantallas ⇒ Controles ⇒ Procesadores de datos

El sistema EIS está brevemente explicado [aquí](#) y [en este video](#)

1.4.2. EFIS

Como ejemplo de EFIS se tiene el producto **IFD-NET EFIS de M.A.V.AVIONIC DIVISION** que proveen un manual de especificaciones del producto y de instalación.

Video interesante con detalle de uso de la cabina de un Airbus 350 **Airbus A350 Lufthansa ULTIMATE COCKPIT MOVIE + Business Class Tokyo [AirClips full flight series]**

Primary Flight Display (PFD)

El PFD reemplaza a los seis (6) instrumentos tradicionales. Muestra la información crítica de vuelo incluyendo velocidad, altitud, dirección (heading) actitud y velocidad vertical.

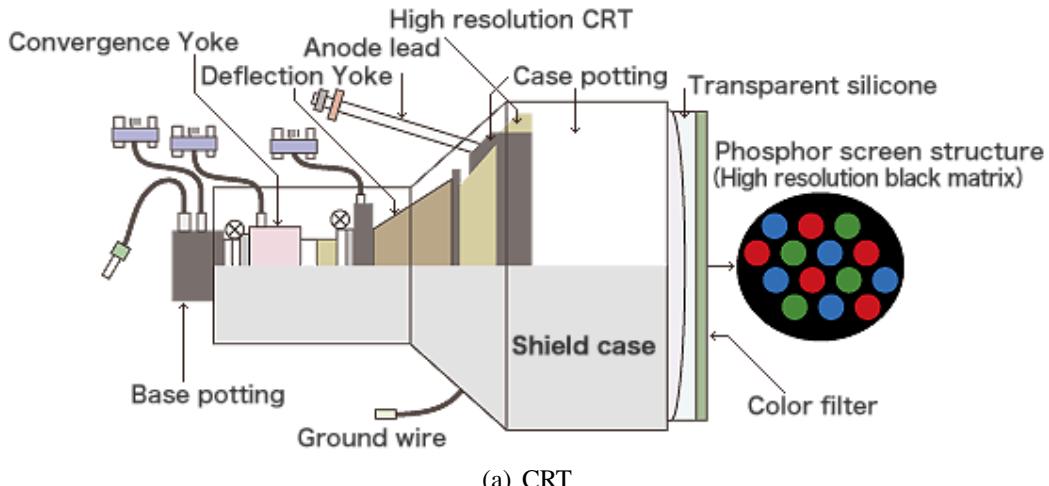
Está diseñado para mejorar las alertas al piloto al integrar información en una sola pantalla. Reduce el tiempo para monitorear otros instrumentos.

Alerta a los pilotos de condiciones potencialmente peligrosas cambiando el color o la forma en el display o mediante alertas de sonido (baja velocidad, alta tasa de descenso).



Figura 1.15: Cabina actual y cabina futura con pantallas táctiles (Bonelli y Napoletano, 2011)

Schematic drawing of Avionics Color Display Tube (A-CDT)



(a) CRT



(b) LCD



(c) OLED

Figura 1.16: Diferentes tipos de tecnología de pantallas

Navigation Display (ND)

También es conocida como Multi-Function Display (MFD)

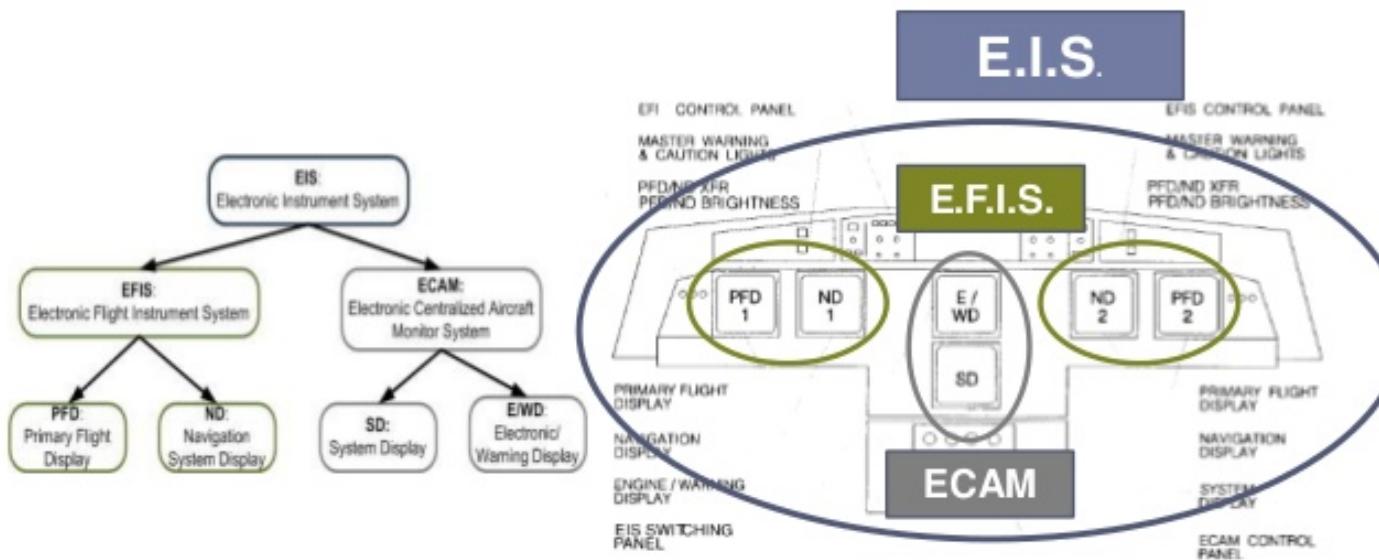
Provee información para navegación (VOR, DME, ILS), información climática de múltiples sistemas (radar a bordo, sensores de detección de relámpagos).

Idem al PFD el MFD puede cambiar color, forma y dar alertas sonoras.

Flight Management System (FMS)

Instrumentos para mantener el plan de vuelo (flight plan) permite a los pilotos modificarlo en vuelo

EIS = EFIS + ECAM



- ▶ **EIS:** Electronic Instrument System.
- ▶ **EFIS:** Electronic Flight Instrument System (Glass Cockpit).
- ▶ **ECAM:** Electronic Centralized Aircraft Monitor.
- ▶ **4 types of instruments:** **PFD, ND, E/WD, SD.**
- ▶

Figura 1.17: EIS

Dada la posición y el plan de vuelo, el FMS se encarga de guiar el avión a lo largo del mismo, gestiona los diversos factores que afectan al vuelo del avión, tanto la ruta que tiene que seguir, como los niveles óptimos a los cuales volar para reducir el consumo y hacer un vuelo más eficiente.

Usualmente se presenta como una pantalla pequeña y un teclado

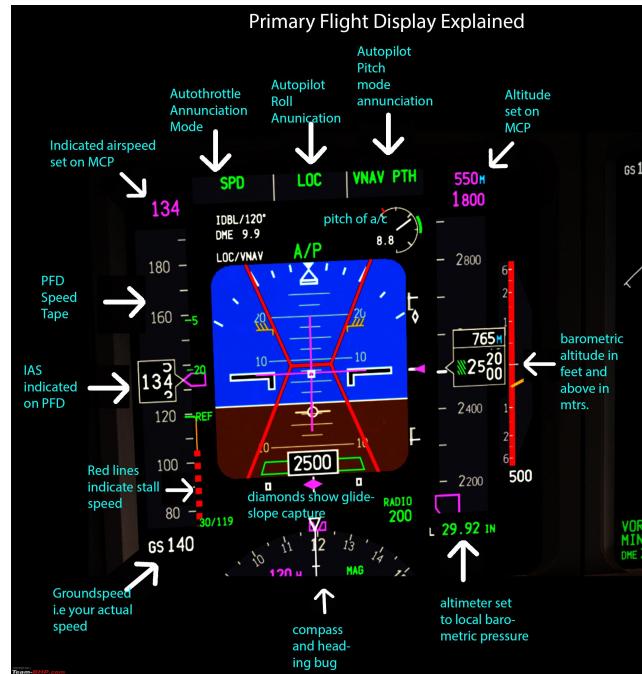
El FMS se compone principalmente del Control Display Unit (CDU) y el Flight Management Computer (FMC)

El piloto introduce los datos al FMC a través de la CDU que no es más que un teclado y una pantalla que sirve para la comunicación entre el piloto y el FMC. A través de la CDU el piloto programa la ruta del vuelo, las Standard Instrument Departure (SID) y las Standard Terminal Arrival Route (STAR), así como los puntos en las rutas donde el avión debe ascender a niveles óptimos según disminuye el peso del avión.

El FMC además adquiere datos de muchos de los sistemas del avión. Para empezar recibe información de los inerciales, y de los Global Positioning Satellite o Global Positioning System (GPS) para triangular la posición



(a) PFD



(b) PFD

Figura 1.18: PFD



Figura 1.19: MFD

del avión y tener una posición aún más exacta de donde se encuentra el avión.

El FMS tiene principalmente dos bases de datos. Una base de datos de navegación, donde están almacenadas las rutas, aerovías, SID, Standard Terminal Automation Replacement System (STARS), así como las frecuencias de las radio ayudas a la navegación que va a sintonizar automáticamente a lo largo de la ruta. Esta base de datos se renueva cada 28 días para poder estar actualizada cuando se producen cambios en los espacios aéreos o se

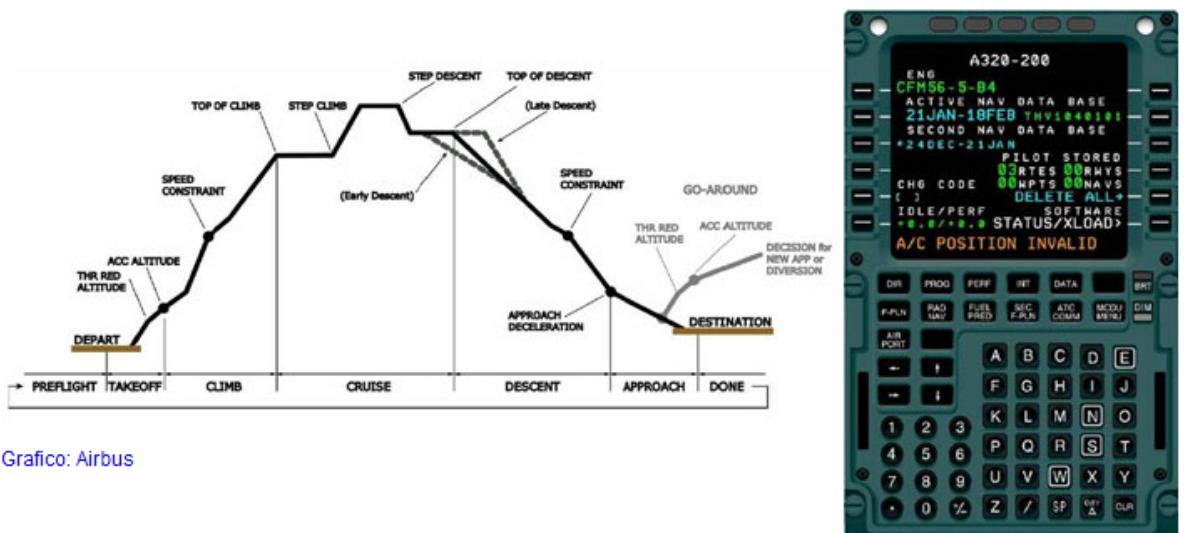


Figura 1.20: FMC

modifican procedimientos de aproximación. El FMC es capaz de guardar dos (2) bases de datos de navegación. La otra base de datos es de performance del avión. Esta base de datos contiene información de los niveles óptimos de vuelo dependiendo del peso del avión. Los consumos que tiene el avión para cada peso y nivel de vuelo. Las predicciones de ascenso y descenso del avión.

Como el avión va envejeciendo a lo largo de su vida y disminuyendo sus performance, el FMS admite un valor de degradación de las performance que se introduce en la página principal del CDU para que de unas previsiones de combustibles más reales según el avión se va haciendo “mayor”

Con el tiempo el FMS ha ido mejorando y abarcando nuevas posibilidades. Así Airbus cambia el nombre al CDU y le ha pasado a llamar Multi Control Display Unit (MCDU). Ahora no solamente se puede acceder al FMC a través del teclado de la CDU si no a una infinidad de nuevos servicios.

Mediante el MCDU se accede al Air Traffic Services Unit (ATSU), Aircraft Integrated Data System (AIDS), Centralised Fault Display System (CFDS) y al FMS comentado hasta ahora y llamado por Airbus Flight Management Guidance System (FMGS).

- El ATSU es el acceso al Acars o sistema de comunicaciones tanto con la compañía como con el control aéreo. A través de esta opción se recibe desde la hoja de carga, cualquier mensaje escrito que envie la compañía, hasta la autorización para ingresar a otro país.
- El CFDS es usado principalmente por el personal de mantenimiento. En él están los reportes de mantenimiento del vuelo, y las averías que haya tenido el avión, por muy pequeñas o temporales que hayan sido (aunque haya sido un fallo temporal de cualquier fusible por menos de 1 sg se queda registrado).
- El AIDS es otra herramienta que maneja mantenimiento, sirve para interrogar y realizar TEST a cualquier sistema del avión para conocer en qué estado de operatividad se encuentra.



Figura 1.21: MCDU

1.4.3. EICAS y ECAM

El Engine Indication Crew Alerting System (EICAS) ha sido desarrollado por Boeing para proporcionar toda la instrumentación del motor y anuncios de tripulación en un formato integrado, por otra parte, el sistema utilizado en los aviones Airbus es el ECAM. Los dos sistemas operan con filosofías diferentes: ambos sistemas producen mensajes de advertencia, precaución y aviso que deben ser evaluados por la tripulación; en ciertos casos, el sistema indica los procedimientos necesarios para abordar el problema. Cada sistema utiliza pantallas LCD o CRT, sus funciones básicas son monitorear los sistemas de la aeronave y mostrar información relevante a los pilotos. En la Figura 1.22 puede apreciarse la presentación de dichos sistemas.

EICAS está dividido en dos pantallas: Upper EICAS (superior) y Lower EICAS (inferior), en la Tabla 1.3 se detalla la información presentada en cada pantalla. Este sistema provee la instrumentación de diversos parámetros del motor, por ejemplo RPM, valores de temperatura, caudal y cantidad de combustible, presión de aceite, etc. Los otros sistemas de la aeronave controlados por EICAS son: hidráulica, neumática, eléctrica, de deshielo, control de los sistemas de superficie. Mediante este sistema se sustituye a todos los medidores analógicos con software impulsado por pantallas electrónicas.



(a) EICAS en cabina de Boeing 747-400 (Wilkins, 2006)



(b) ECAM (Mumaw y cols., 2018)

Figura 1.22: EICAS y ECAM

Tabla 1.3: EICAS presentación en sus pantallas

Pantalla	Funciones
Pantalla Superior (Upper EICAS)	Muestra datos básicos de motor, indicador del modo de potencia, lista de mensajes de alerta, conjunto de arranque en vuelo, tren de aterrizaje, flaps, combustible, presión en los conductos de aire, altura de la cabina.
Pantalla Inferior Lower EICAS	La característica principal de esta pantalla es que tiene la flexibilidad permitir seleccionar distintos grupos de datos en dos formas básicas: <i>Datos en Cifras</i> , y <i>Cuadros Sinópticos</i> . También muestra mensajes de estado.

Los cuadros sinópticos de sistemas son presentados en la Lower EICAS, consisten en esquemas que representan diferentes sistemas de la aeronave. Se les conoce como “*toy modeling*” (modelos de juegete) y permiten a los pilotos comprobar con una mirada a la pantalla de que forma están dispuestos los comandos de varios sistemas.

El sistema EICAS avisa al piloto de cualquier problema usando la sección de mensajes de ALERTA del EICAS SUPERIOR. El color del mensaje varía según su importancia:

- **ROJO** indica máximo nivel de peligro y se denomina WARNING.
- **AMBAR** es el siguiente nivel, de precaución, y se denomina CAUTION
- El ultimo nivel corresponde a simples AVISOS y puede ser de color **AMBAR** o **BLANCO** (STATUS).

Los WARNING y CAUTION no pueden cancelarse

Los mensajes pueden ir acompañados por señales ACUSTICAS.

Los mensajes STATUS del EICAS indican problemas que pueden afectar la capacidad de funcionamiento correcto del avión y son distintos de los mensajes ALERT.

EICAS



Video explicando como funciona EICAS.

ECAM proporciona las características principales de EICAS pero también muestra las acciones correctivas que debe tomar la tripulación así como las limitaciones del sistema después de las fallas.

Usando una jerarquía codificada por colores, la tripulación puede asimilar la información que se presenta y tomar las medidas correctivas necesarias. ECAM se introdujo por primera vez en el Airbus A320. En la Figura pueden observarse varias pantallas de presentación de ECAM.

ECAM comprende una serie de sistemas integrados que muestran información a la tripulación de manera eficiente. Los sensores de aeronaves se clasifican en funciones clave de supervisión; estos sensores transmiten datos a dos System Data Acquisition Concentrator (SDAC). Los datos se procesan y se envían a dos Flight Warning Computer (FWC) que están programadas para identificar cualquier inconsistencia en los datos y luego emitir los datos a través de tres Display Management Computers (DMC).

Si se detecta una falla o evento del sistema, uno de los FWC genera los mensajes de advertencia y alertas auditivas apropiados. Los sistemas críticos, como el motor y la cantidad de combustible, se envían directamente a los FWC para que aún puedan ser monitoreados en caso de falla de ambos SDAC.

ECAM puede tolerar la falla de un SDAC y un FWC y seguir operando. La información es presentada en dos pantallas, una por arriba de la otra, en la Tabla 1.4 se detalla la información presentada en cada pantalla.

Tabla 1.4: ECAM presentación en sus pantallas

Pantalla	Funciones
Pantalla Superior Engine Warning Display (EWD)	Muestra los principales datos del motor y otras informaciones: por ejemplo, configuración de los flaps y slats, EOR, Exhaust Gas Temperature (EGT), N1 y N2, FUEL FLOW, mensajes y checklist en relación a operaciones normales.
Pantalla Inferior System Display (SD)	Presenta avisos permanentes de información adicional, ya sea de forma automática o manual, lo cual incluye daños del sistema y sus consecuencias. Se muestra: Indicaciones adicionales del motor, es decir, combustible utilizado, nivel de aceite, presión y temperatura de aceite niveles de vibración del motor y aviso de obstrucción de filtros de aceite y del combustible. Ademas de página de crucero, Sistema neumático, sangrado e aire (bleed air), Sist. eléctrico, Sist. hidráulico, presurización de cabina, Sist. de combustible, APU, aire acondicionado, puertas y sistema de oxígeno, mandos de vuelo, tren de aterrizaje.

Las fallas del sistema de la aeronave se priorizan como fallas de nivel 1, 2 o 3 para la pantalla superior y / o inferior. En la Tabla 1.5 se detalla la jerarquía de advertencias y precauciones.

Tabla 1.5: ECAM jerarquía de advertencias y precauciones

Jerarquía	Descripción	Ejemplo	Indicación
Fallas de nivel 3	Situaciones que requieren una acción inmediata de la tripulación e indican que la aeronave está en peligro.	Incendio en el motor o pérdida de presión en la cabina.	Se ilumina la luz de advertencia principal roja, un mensaje ECAM de advertencia color rojo y una advertencia sonora que puede ser un timbre repetitivo continuo, un sonido específico o una voz sintética. Al presionar el botón pulsador de advertencia principal, se silencia la advertencia sonora.
Fallos de nivel 2	Situaciones que requieren la atención de la tripulación, pero no una acción inmediata. No tienen un impacto inmediato o directo en la seguridad del vuelo.	Falla de purga de aire o falla del sistema de combustible.	Mediante una luz de advertencia principal color ámbar, un mensaje ECAM color ámbar y un pulso de timbre sólo.
Fallos de nivel 1	Estos son fallos del sistema y/o fallos que podrían provocar una pérdida de redundancia del sistema. Requieren monitoreo pero no tienen un impacto inmediato en la operación segura continua de la aeronave.	La pérdida de un sensor de temperatura del sistema de combustible.	Solamente mediante mensajes ECAM color ámbar, sin advertencia auditiva.

1.5. Buses de Datos en Aviónica

Las señales que se envían entre los distintos componentes del EIS se transmiten por una línea de transmisión digital denominada “*Bus de Datos*”. Las señales transmitidas son pequeños pulsos de tensión en código binario (unos y ceros). Según el protocolo, los unos y ceros se diferencian por tener valores distintos de tensiones positivas o negativas, variaciones de tensiones ascendentes o descendentes, falta de tensión, etc. Los pulsos de tensión tienen duraciones extremadamente breves a fin de enviar una gran cantidad de información en poco tiempo.

Estos son los pilares de los modernos sistemas de aviación integrados, permitiendo el intercambio de información entre los diferentes sistemas de la aeronave. Transmiten la información para los datos de ingreso en un sistema y comunican los resultados para otros usuarios.

La palabra “*bus*” es una contracción de la palabra griega “*ómnibus*” cuyo significado es “*para todos*”. Por lo tanto, en el contexto de computadoras y sistemas digitales, “*bus*” se refiere a un sistema que permite la interconexión y el intercambio de datos entre los dispositivos en un sistema complejo. Sin embargo, se debe tener en cuenta que la “*interconexión*” implica algo más que un cableado físico puesto que, entre otras cosas, define los niveles de tensión y las reglas (o protocolos) que rigen la transferencia de datos.

Con una cantidad tan grande de sistemas de aviónica, una aeronave moderna requiere una cantidad considerable de cableado. Además, algunos de estos tendidos en una aeronave grande pueden tener una longitud considerable.

¿Cómo ahorrar peso?

Con el correr de los años y los avances realizados en aviónica y sistemas de las aeronaves, estos se incrementan en las mismas y la comunicación entre ellos se vuelve más compleja.

Por otra parte el cableado de una aeronave equivale a una proporción significativa de su peso sin carga y, por lo tanto, minimizar la cantidad de cableado es una consideración importante en el diseño de aeronaves modernas, tanto civiles como militares.

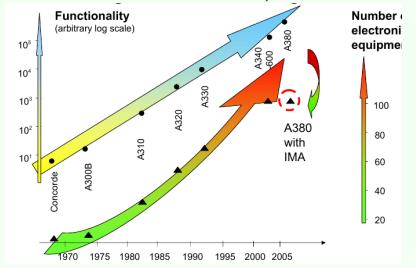


Figura 1.23: Aumento de sistemas de aviónica en el tiempo (Itier, 2007)

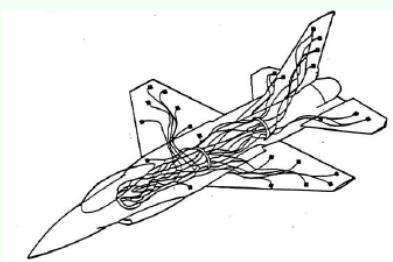


Figura 1.24: Conexiones punto a punto (Waldmann, 2019)

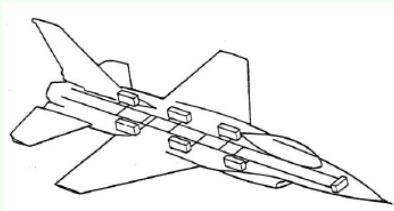


Figura 1.25: Conexiones con bus de datos (Waldmann, 2019)

1.5.1. Conceptos generales

Los sistemas de bus pueden ser unidireccionales o bidireccionales, como se muestra en la Figura 1.26. También pueden ser seriales (un BInary Digit (Bit) de datos transmitido a la vez) o paralelos (donde a menudo aparecen 8, 16 o 32 bits de datos como un grupo en varias líneas de datos transmitido al mismo tiempo). Debido a las restricciones impuestas por la longitud y el peso del conductor, todos los sistemas prácticos de bus de datos en aeronaves se basan en la transferencia de datos en serie en lugar de en paralelo.

Los sistemas de bus proporcionan un medio eficiente para intercambiar datos entre los diversos sistemas de aviónica que se encuentran en una aeronave moderna. Las Unidades Reemplazables de Línea, en inglés Line Replaceable Unit (LRU), como la interfaz de datos del motor o las unidades electrónicas de flaps/slats están conectadas al bus por medio de un acoplador de bus dedicado y un módulo de interfaz en serie.

Dentro de la LRU, la lógica digital dedicada y los sistemas de microprocesador que procesan datos localmente utilizan cada uno su propio sistema de bus local los cuales emplean, invariablemente, la transferencia de datos en paralelo que resulta ideal para mover grandes cantidades de datos muy rápidamente pero solo durante distancias cortas.

Teniendo en cuenta la temporización los buses se dividen en:

Síncronos requieren de un reloj en sus líneas de control, todos los equipos trabajan con la misma velocidad.

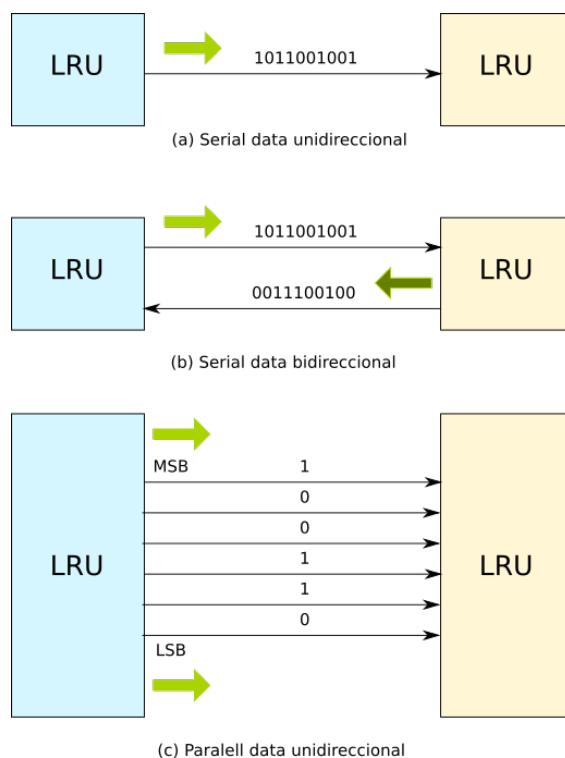


Figura 1.26: Sistemas de bus de datos. Adaptado de ([Tooley, 2013](#))

Asíncronos requieren un “**handshaking**”, mediante el cual los equipos que necesitan comunicarse se ponen de acuerdo previamente.

Respecto a la velocidad de transmisión se tienen:

LS channel o canal de baja velocidad, usualmente de cobre.

HS channel o canal de alta velocidad, de fibra óptica.

Las aeronaves modernas utilizan múltiples sistemas de bus de forma redundante para intercambiar datos entre los diversos sistemas y subsistemas de aviación. Estos sistemas de bus utilizan la transferencia de datos en serie porque minimiza el tamaño y el peso del cableado de la aeronave.

1.5.2. Protocolos de bus

ARINC 429

Creado por Aeronautical Radio INCorporated (ARINC), corporación creada en 1929 y compuesta por aerolíneas, fabricantes de aeronaves y de equipos de aviación. ARINC fue creada para producir especificaciones y normas para equipos de aviación fuera del gobierno para fabricantes nacionales o internacionales.

Es un protocolo utilizado para aviones comerciales y de transporte y nos cuenta como los equipos de aviación se comunican unos con otros, especifica las características eléctricas y de datos.

Se emplea en distintos aviones tanto de Airbus como de Boeing, tal como A330 o el Boeing 747 o los helicópteros Bell. La fiabilidad de este protocolo es a costa de un gran peso en cableado y de tasas de envío limitadas.

El estándar ARINC 429 fue desarrollado a partir del existente estándar ARINC 419, el cual contiene especificaciones de comunicación digital para aviación comercial. En estas especificaciones se tienen cuatro tipos diferentes de topologías de cableado, estando entre ellas una topología en serie que utiliza un par trenzado de cable apantallado. Es esta topología en serie la que evolucionó hacia el estándar ARINC 429.

La primera publicación del ARINC 429 fue en Abril de 1978 y aún existe hoy día bajo la nomenclatura de ARINC 429-15.

Este estándar está dividido en tres partes:

Parte 1-15: Descripción funcional, interfaz eléctrica, asignación de etiquetas y formato del paquete de datos.

Parte 2-15: Estándares para paquetes de datos discretos.

Parte 3-15: Técnicas de transferencias de datos.

ARINC 429 es un bus de datos simplex que tiene las siguientes características:

- Está compuesto por dos hilos unidireccionales de datos estándar (puertos Tx y Rx), apantallados y de lazo abierto (open loop) tipo Mark 33 Digital Information Transfer System bus.
- La fuente y el destino deben estar conectados mediante un par de cables trenzados y apantallados. El apantallamiento debe conectarse a masa en ambos lados de la conexión y en todos los conectores intermedios del cableado.
- Tiene dos velocidades de funcionamiento: baja velocidad entre 12-14,5 Kbps y alta velocidad alcanzando 100 Kbps.
- No se pueden utilizar ambas velocidades en el mismo bus.
- La codificación es RZ bipolar

- El formato de las palabras enviadas por este protocolo es de palabras o paquetes de datos de 32 bits.
- El protocolo establece que debe haber un espacio de tiempo entre cada palabra (o paquete de datos) enviada (GAP).
- Las características del mensaje son:
 - La información fluye desde una puerta de transmisión hasta una o varias puertas de recepción.
 - En ningún caso la información puede llegar hasta una puerta destinada a la transmisión.
 - La transmisión entre dos LRU en ambos sentidos se realiza por buses independientes.
- El transmisor emite siempre, ya sea 32 bits de datos (palabra) o el estado nulo (NULL).
- El bus posee un solo transmisor y hasta 20 receptores.
- Si se desea implementar una comunicación bidireccional se necesitan dos canales o dos buses.

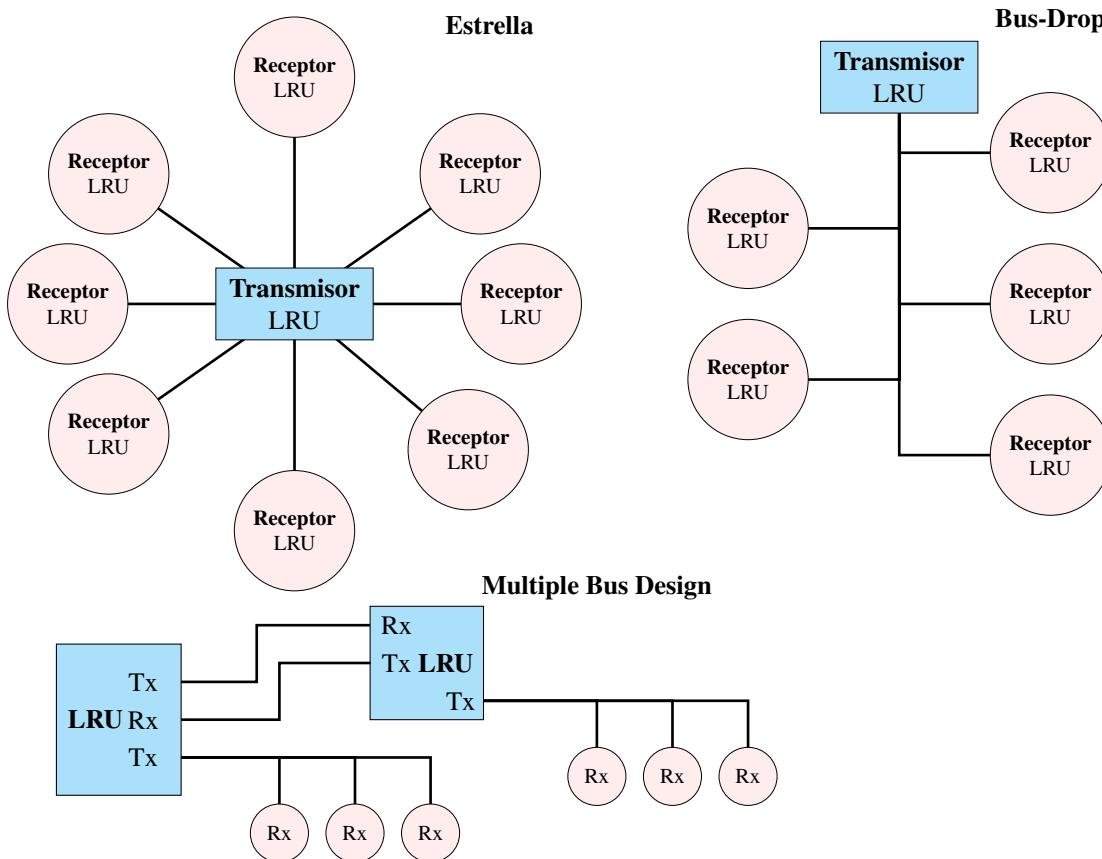


Figura 1.27: Topologías ARINC 429, adaptado de ([Frodyma y Waldmann, 2010](#))

Las formas de conexión más utilizadas para conectar las LRU son la topología en Estrella o la Bus-Drop, Figura 1.27, donde cada LRU puede contener múltiples receptores y transmisores.

La mayor parte de la topología emplea una arquitectura punto a punto lo que proporciona alta fiabilidad en la transferencia de información.

Características del cableado

En este bus de comunicación se utiliza un par de cable trenzado y apantallado con una impedancia de 78Ω . El apantallamiento debe ir conectado a tierra al final de cada tramo y en cada unión de líneas.

La impedancia de salida del transmisor debe ser de $75\Omega \pm 5\Omega$ divididos equitativamente entre las líneas A y B, esta salida balanceada debe coincidir con la impedancia del cable. El receptor debe tener una impedancia efectiva de ingreso de 8Ω como mínimo.

No se especifica una longitud máxima para los conductores, la mayoría de los sistemas emplean menos de 150 pies pero, si las condiciones lo permiten se puede llegar al doble de esta longitud o más.

Como se indicó anteriormente el paquete de datos o palabra está formado por 32 bits según la siguiente estructura:

Bit	32	31	30	29	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
Significado	P	SSM		Data			SDI							Label			

- Los 8 primeros bits son de etiqueta (Label), expresada en octal, identificando el tipo de datos.

El Label se expresa como 3 dígitos codificados en octal por separado. Se reservan los bits 1 y 2 para codificar el primer dígito del Label y los 6 restantes para codificar los dos últimos del Label. Con esta estructura solo se puede codificar hasta 255 Labels.

- Los bits 9 y 10 corresponden al Source/Destination Identifier (SDI), indican el origen y destino de los datos.
- Los bits comprendidos entre el 11 y el 29 son los datos (Data) que se encuentran codificados en sistema BCD o el BNR, que son las codificaciones comunes en ARINC 429. También se pueden utilizar formatos de datos mixtos.

- Binario (BNR)
- Decimal codificado en binario (BCD)
- Combinación de BNR y BCD
- Datos de mantenimiento
- Protocolo Williamsburg/Buckhorn

- Los bits 30 y 31 corresponden al Sign/Status Matrix (SSM), indican si la palabra es válida. Los valores posibles son:

OP (operacional) Indica que los datos de esta palabra se consideran correctos.

TEST Indica que los datos son proporcionados por una fuente de prueba.

FAIL Indica un error de hardware que ha causado pérdida de datos.

NCD (no hay datos computados). Indica que faltan datos o que son inexactos, debido a alguna razón que no está vinculada al hardware. Por ejemplo, los comandos del piloto automático se muestran como NCD cuando el piloto automático no está activado.

La SSM puede indicar también el signo (+/-) de los datos (por ejemplo usada en altura) o información relacionada, como la orientación (Norte / Sur / Este / Oeste).

- El bit 32 es el de comprobación de paridad impar, se utiliza para verificar que la palabra no fue dañada durante la transmisión o que es ilegible.
- De todos estos campos sólo son obligatorios dos: el bit de paridad y la etiqueta (Label).

Otros protocolos de la familia ARINC

Hay otros protocolos del mismo estilo de ARINC 429 tales como:

ARINC 419 que fue sobre el que se basó el ARINC 429, se trata de un protocolo parecido en el que se incluyen palabras de 64 bits así como palabras de 32 bits. Es bastante menos estandarizado para dar cabida a distintos tipos de mensajes, tales como mensajes con etiquetas predeterminadas u otros sin etiqueta alguna.

ARINC 561 se basó en un sistema de seis hilos con tres pares para DATA, SYNC y CLOCK. La codificación de no retorno a cero (NRZ) se empleó con la lógica 1 representada por 12 V. Al igual que ARINC 429, la longitud de la palabra fue de 32 bits con los bits 32 y 31 que comprenden la matriz de signo / estado (SSM) y no hay paridad disponible. Los campos incluyen una etiqueta de 8 bits y seis campos BCD, cinco de cuatro bits y uno de dos bits. Este sistema fue ampliamente utilizado en aviones fabricados antes de 1970. ARINC 568 usa la misma especificación de interfaz eléctrica que la utilizada en ARINC 561.

ARINC 573 adoptado para su uso con Registradores de Datos de Vuelo (FDR, Flight Data Recorder) que utilizan un flujo continuo de datos de palabras codificadas de 12 bits de Harvard Bi-Phase. Estas palabras están codificadas en cuadros que contienen información instantánea de los datos de cada uno de los subsistemas de aviónica en el avión. Cada cuadro comprende cuatro subtramas. Una palabra de sincronización única aparece al comienzo de cada subtrama. ARINC 717 reemplaza a ARINC 573 y atiende a una serie de velocidades de bits y tamaños de trama diferentes.

ARINC 575 similar al ARINC 429 es un sistema de bus de baja velocidad que se basa en un solo par de cables trenzados. Debido a la baja velocidad de datos admitida se considera obsoleto. Eléctricamente es generalmente compatible con ARINC 429 de baja velocidad. Sin embargo, algunas variantes de ARINC 575 usan una tasa de bits que es significativamente más lenta que ARINC 429 y pueden no ser compatibles en términos de especificaciones eléctricas y formatos de datos.

ARINC 615 es un protocolo de software que se puede superponer sobre los sistemas compatibles con ARINC 429. Admite la transferencia de datos a alta velocidad hacia y desde los sistemas digitales integrados lo que permite, por ejemplo, leer y escribir discos de 3,5 pulgadas.

ARINC 629 se introdujo a mediados de la década de 1990 y admite una velocidad de datos de 2 Mbps (20 veces más rápido que ARINC 429). El bus admite 120 dispositivos conectados y actualmente se utiliza en el Boeing 777, Airbus A330 y Airbus A340. Una mejora notable respecto de ARINC 429 es que es un sistema de bus bidireccional por lo que los dispositivos conectados pueden transmitir, recibir o hacer ambas cosas. También logra la comunicación bidireccional del bus sin la necesidad de un controlador de bus. El medio del bus físico es un par trenzado blindado (STP).

ARINC 708 se utiliza para transferir datos desde el receptor de radar meteorológico en el aire a la pantalla de radar de la aeronave. El bus es unidireccional y utiliza datos codificados en Manchester a una velocidad de 1 Mbps. Las palabras de datos tienen una longitud de 1600 bits:

- una palabra de estado de 64 bits y
- 512 palabras de datos de 3 bits

Avionics Full-Duplex Switched Ethernet (AFDX)

Basado en ARINC 664 Parte 7 contribuye al modelo IMA (Integrated Modular Avionics) que presenta nuevas topologías de arquitectura y nuevas amenazas de seguridad.

El Airbus A380 fue el primer avión en utilizar el bus de aviónica basado en el protocolo AFDX.

MIL-STD-1553

Es un protocolo de carácter militar del Departamento de Defensa de EEUU. Ha encontrado su uso, preferente, en aeronaves o helicópteros militares, además es la interfaz preferida entre la nave y los misiles. También se lo puede encontrar este protocolo en barcos, submarinos, tanques de combate y naves espaciales.

Este protocolo especifica las características mecánicas, eléctricas y operativas de un bus de transmisión de datos en serie.

MIL-STD-1553 es la contraparte militar de ARINC-429 y posee diferencias estructurales puesto que, en las aeronaves militares, se exige que el diseño permita seguir controlando la misma en caso de corte de un cable o el mazo de los mismos.

En 1978 apareció MIL-STD-1553B que reemplazó a la anterior MIL-STD-1553A de 1975. La mayoría de los sistemas modernos emplean el formato MIL-STD-1553B. La última revisión es MIL-STD-1553C realizada en febrero de 2018.

Como características principales se tienen:

- Velocidad de envío de datos de 1Mb/seg
- Tamaño de palabras de 16 bit
- Comunicación half-duplex asíncrona.

- Posee la técnica TDM (Time Division Multiplex) en la cual la transmisión se realiza bajo petición.
- Sistema de codificación Manchester II bifase.
- Hasta 31 terminales conectadas al mismo bus.
- Tres tipos de terminales:
 - Bus Monitor (BM)
 - el Bus Controller (BC)
 - y los terminales remotos, o Remote Terminals (RT)

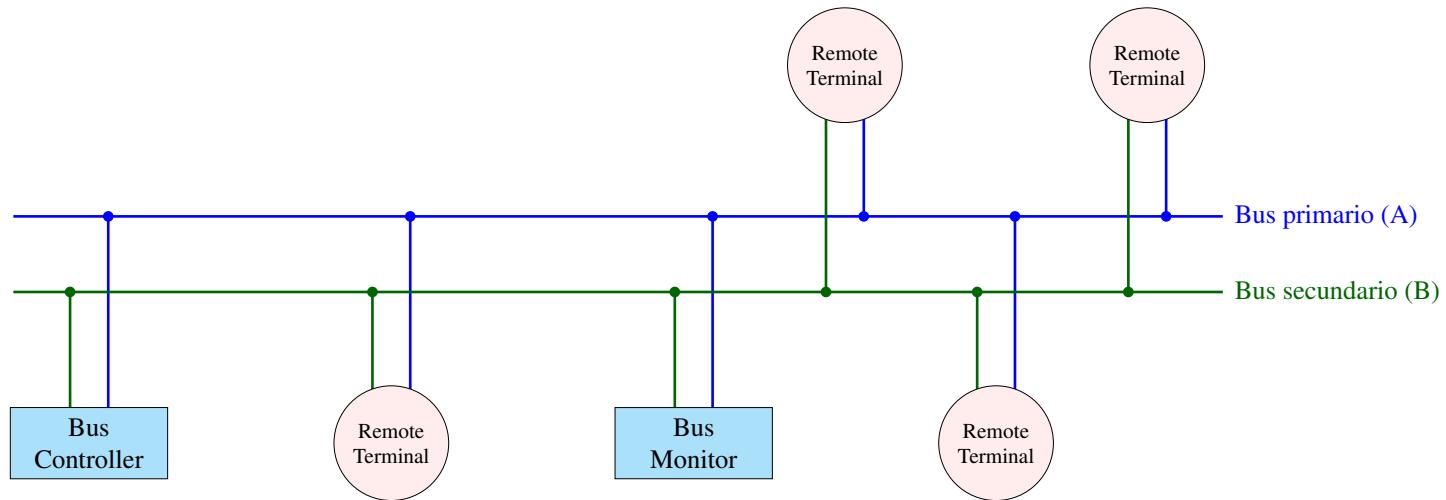


Figura 1.28: Arquitectura de MIL-STD-1553, adaptado de ([Waldmann, 2019](#))

STANAG 3838

STANAG

El STANDARDization AGreement (STANAG, Acuerdo de Normalización) de la OTAN (Organización del Tratado del Atlántico Norte) definen procesos, procedimientos, términos y condiciones de equipamiento o procedimientos y técnicas militares comunes entre los países miembros de dicha alianza.

El protocolo MIL-STD-1553 fué adoptado por la OTAN como STANAG 3838 empleando el método de transmisión bidireccional por una sola línea de 16 bits. Es redundante porque emplea dos buses y dos controladores de bus. Su velocidad de transmisión es de 1Mb/seg.

STANAG 3910

Es un protocolo de bus de alta velocidad de 16 bit bajo STANAG 3838 o control equivalente mediante fibra óptica. Se emplea principalmente para uso en sistemas de aviónica y que permite aumentar un bus de datos STANAG 3838 o MIL-STD-1553B de 1 Mb/seg a un bus de datos de alta velocidad de 20 Mb/seg denominado canal HS mediante, entre otros elementos, el uso de fibra óptica..

El bus STANAG 3838 / MIL-STD-1553B en una implementación de STANAG 3910 se denomina canal de baja velocidad (LS) y emplea canales de cobre.

Ambos canales o cualquiera de ellos pueden tener redundancia múltiple y emplear medios eléctricos u ópticos.

CSDB y ASCB

Son protocolos patentados de Collins (CSDB) y Honeywell (ASCB). Estos sistemas se utilizan a menudo en pequeñas empresas y aviones privados de aviación general.

CSDB es un bus unidireccional que permite la conexión de hasta diez receptores y un transmisor. El estándar admite velocidades de datos de 12,5 kbps y 50 kbps.

ASCB es un bus bidireccional controlado centralmente. Una configuración básica comprende un controlador de bus único y dos buses aislados, cada uno de los cuales puede admitir hasta 48 dispositivos.

FDDI

La Interfaz de Datos Distribuidos por Fibra (FDDI) fue desarrollada originalmente por Boeing para su uso en el avión Boeing 777.

FDDI es una red de área local (LAN) basada en una topología de anillo de token dual. Los datos en cada anillo fluyen en direcciones opuestas. La velocidad de datos es de 100 Mbps y los datos se codifican en cuadros. CDDI (Interfaz de Datos Distribuidos de Cobre) y SDDI (Interfaz de Datos Distribuidos de Par Trenzado Blindado) son estándares de bus de red similares empleando como medios físicos cables de cobre y par trenzado blindado. El formato de datos es NRZI, formato de datos similar a NRZ, pero en el cual un cambio en el nivel de voltaje de línea indica un 1 lógico y ningún cambio indica un 0 lógico.

Capítulo 2

Medición de datos de aire

Por el Prof. Ing. Ángel Galeasso



Universidad
Nacional
de Córdoba



FCEFyN



Departamento
de Aeronáutica

MEDICIÓN DE DATOS DE AIRE

SISTEMA PITOT - ESTÁTICA

Sistema pitot-estática

El sistema pitot-estática es un sistema en el que la presión total creada por el movimiento hacia adelante del avión y la presión estática de la atmósfera circundante se detectan y miden en términos de velocidad, altitud, régimen de cambio de altitud (velocidad vertical) y número de Mach.



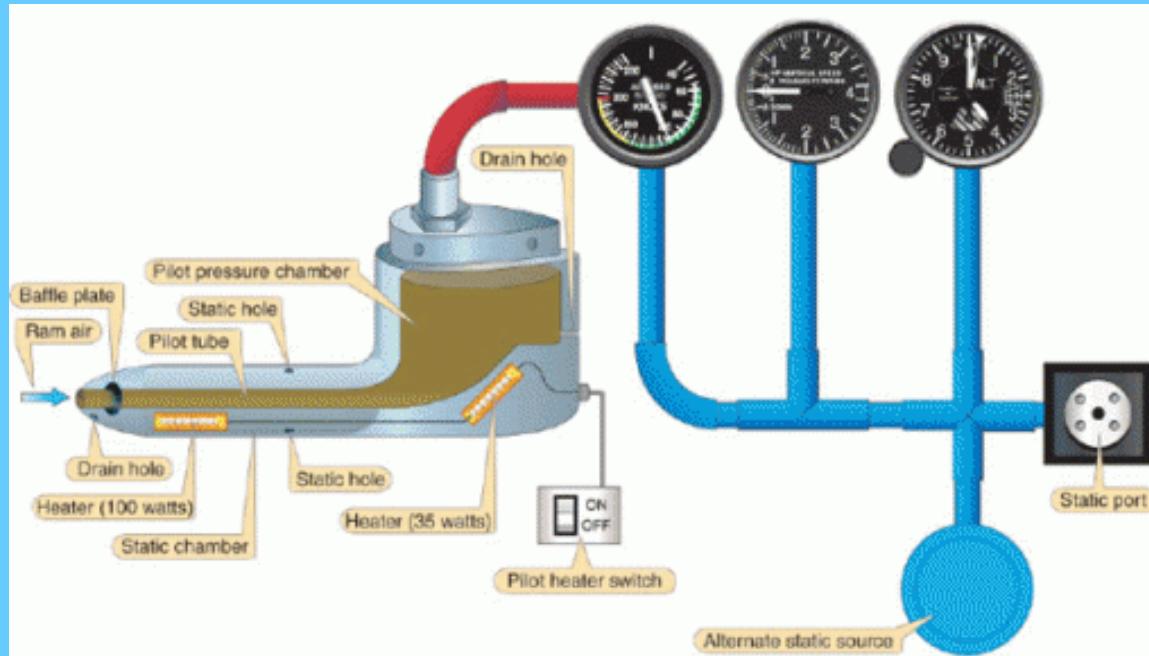
Departamento
de Aeronáutica

Sistema pitot-estática

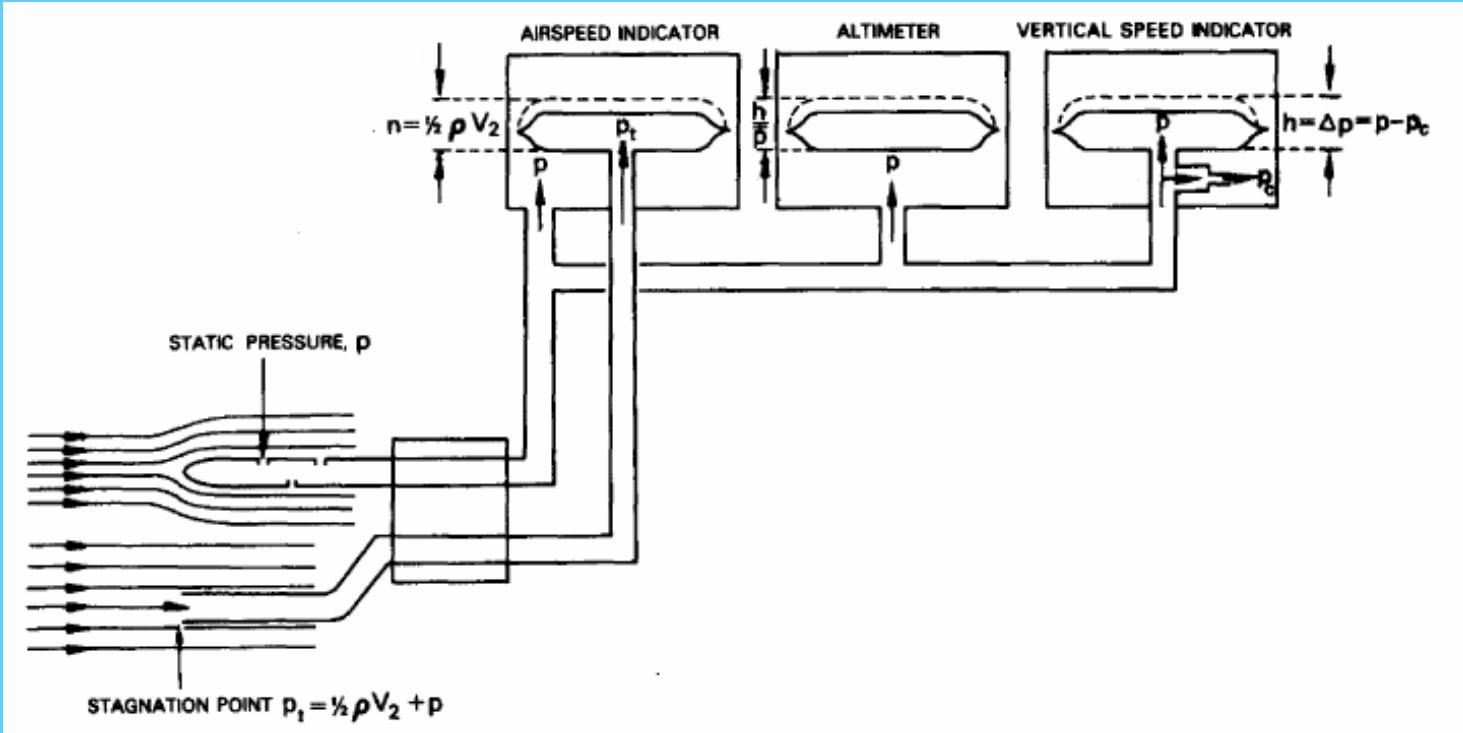
Elementos constitutivos

Básicamente el sistema consta de un tubo pitot-estática, o sonda, los instrumentos de vuelo principales, tuberías y drenajes.

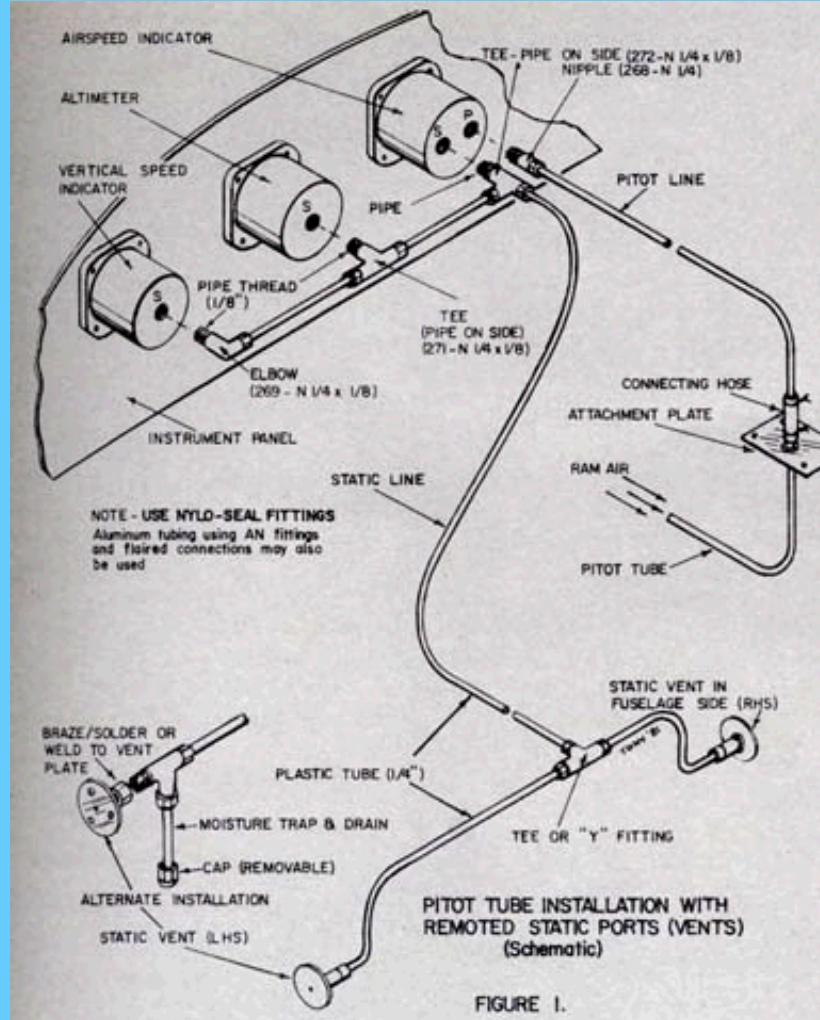
Sistema pitot-estática



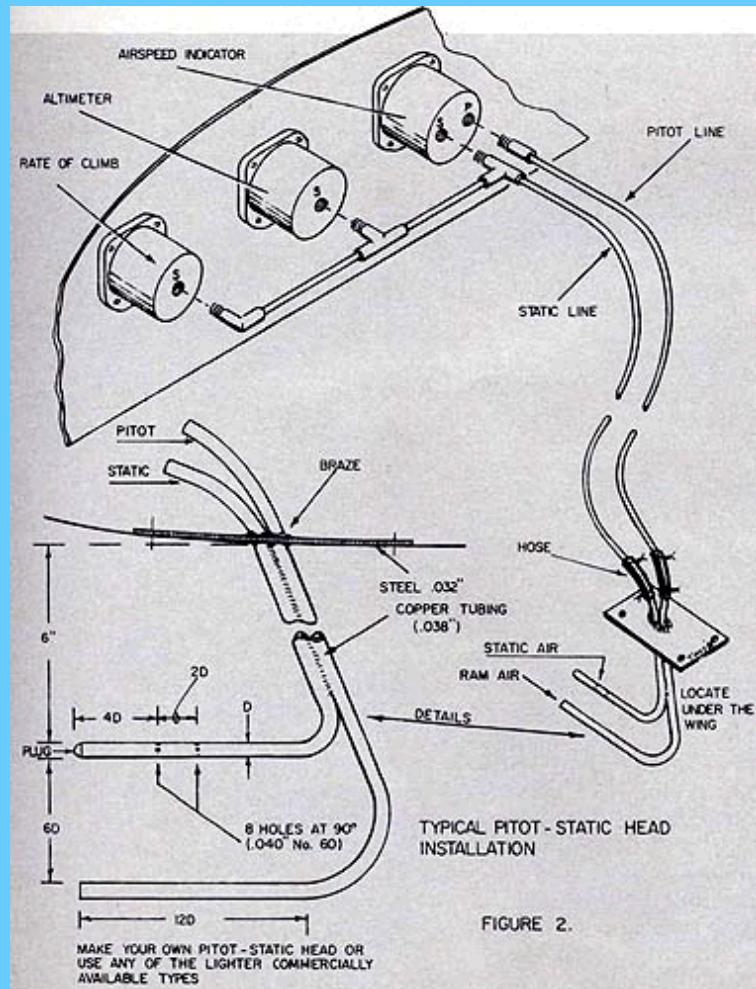
Sistema pitot-estática

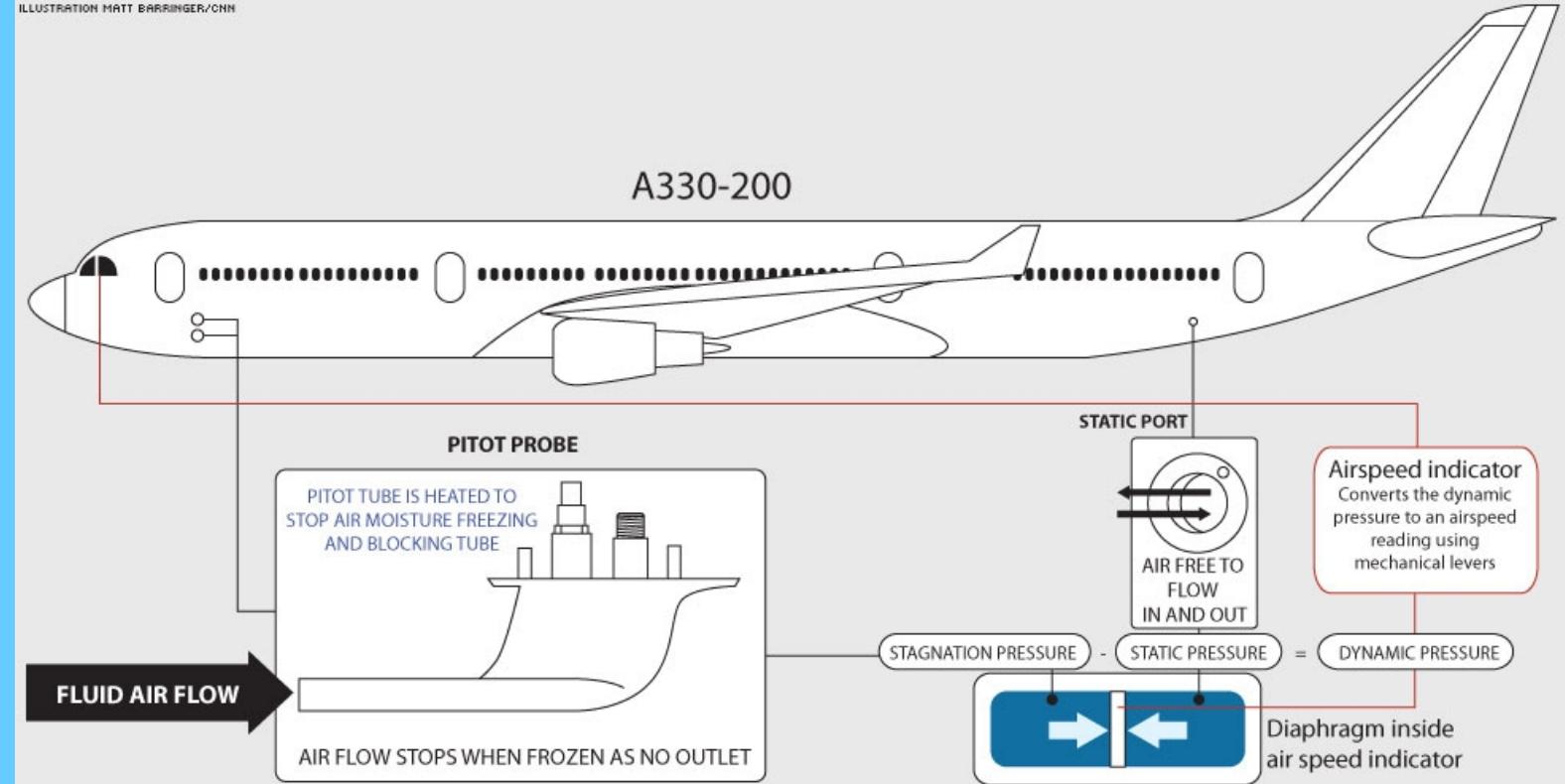


Sistema pitot-estática

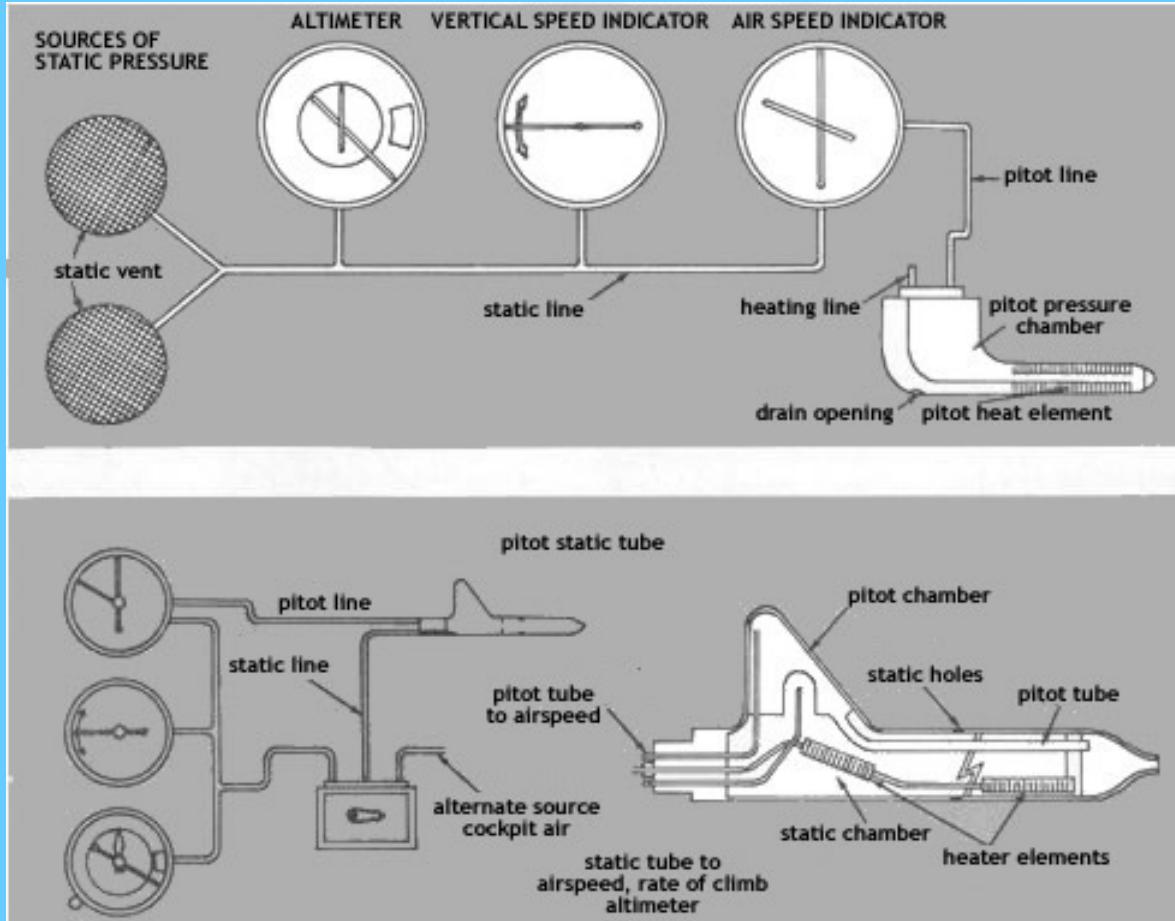


Sistema pitot-estática

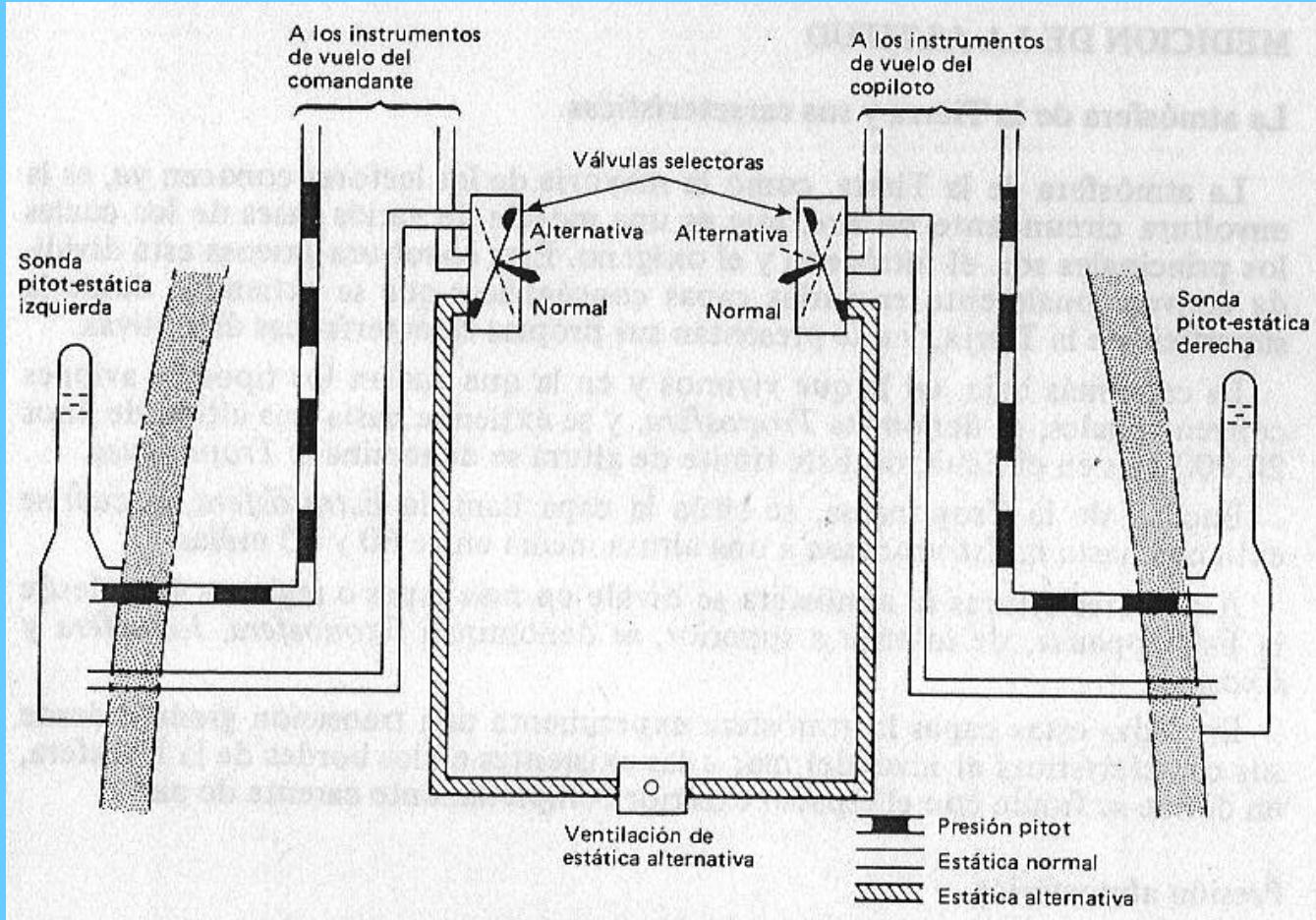




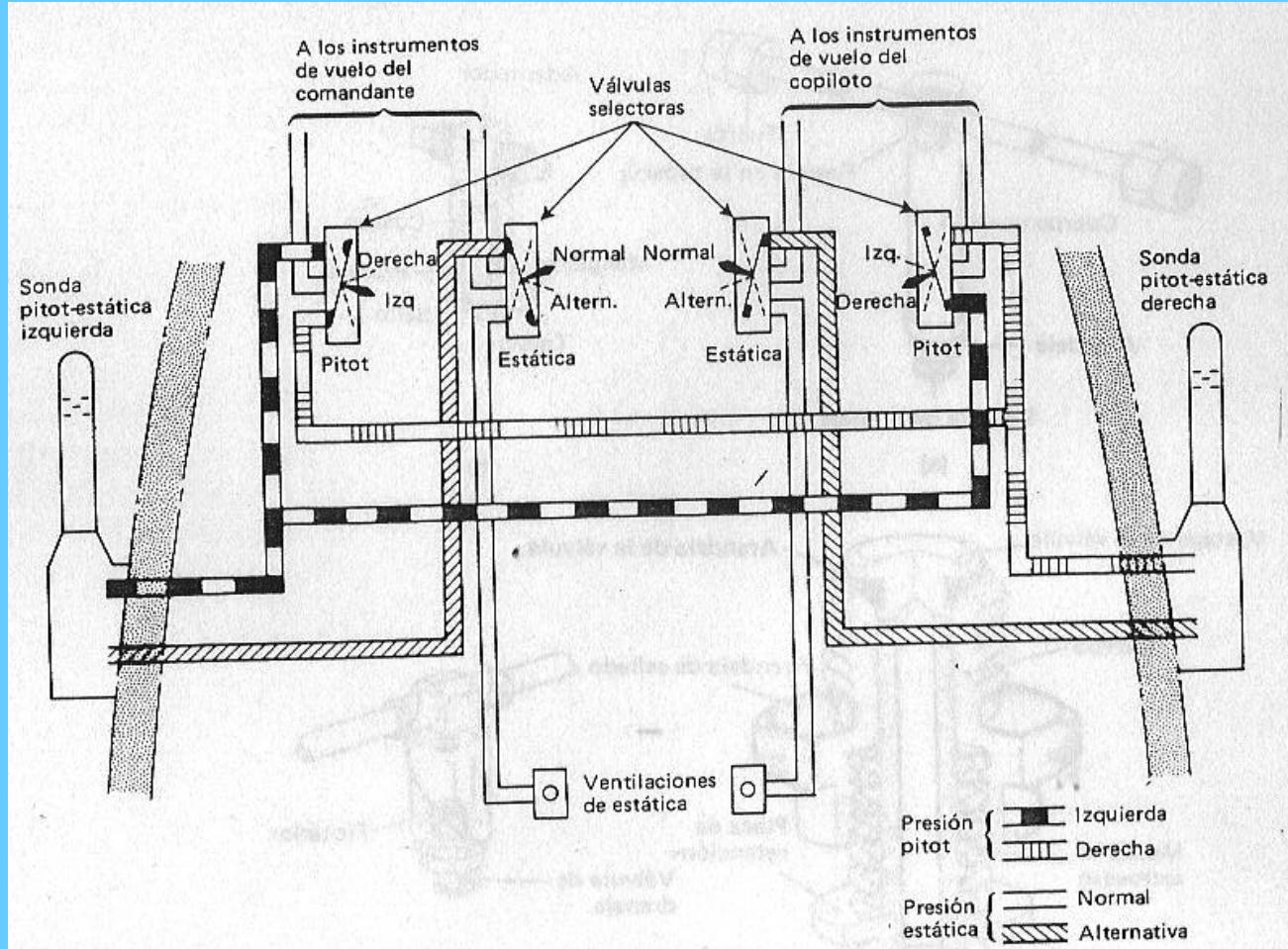
Sistema pitot-estática



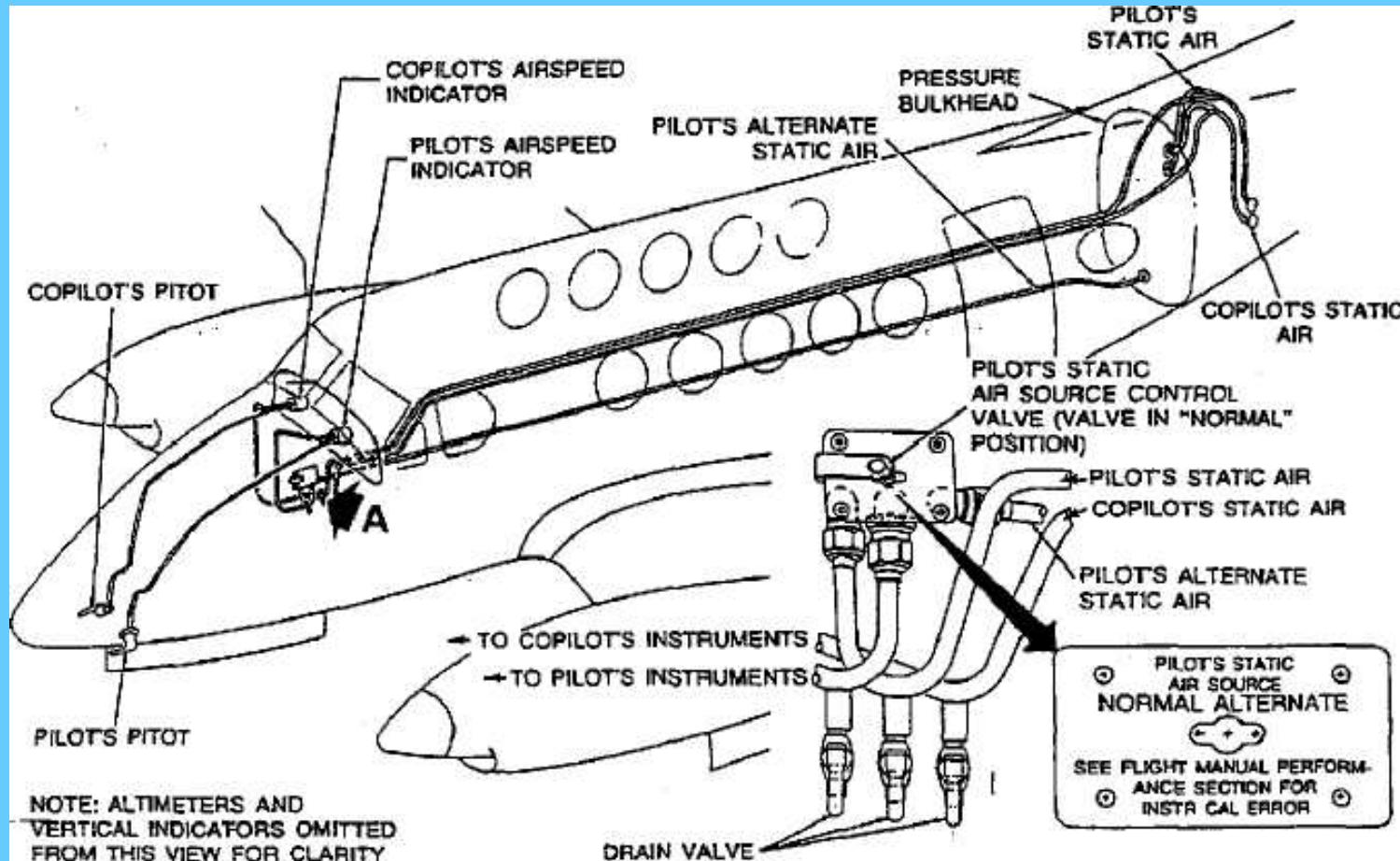
Sistema pitot-estática



Sonda pitot-estática



Sistema pitot-estática



Ubicación de las sondas pitot-estática

Para aviones limitados a velocidades menores a la del sonido:

- Delante de la punta de un ala
- Delante de un estabilizador vertical
- Lateral de una sección de morro de fuselaje

Para aviones que superan la velocidad del sonido:

- Delante del morro del fuselaje

Sistema pitot-estática

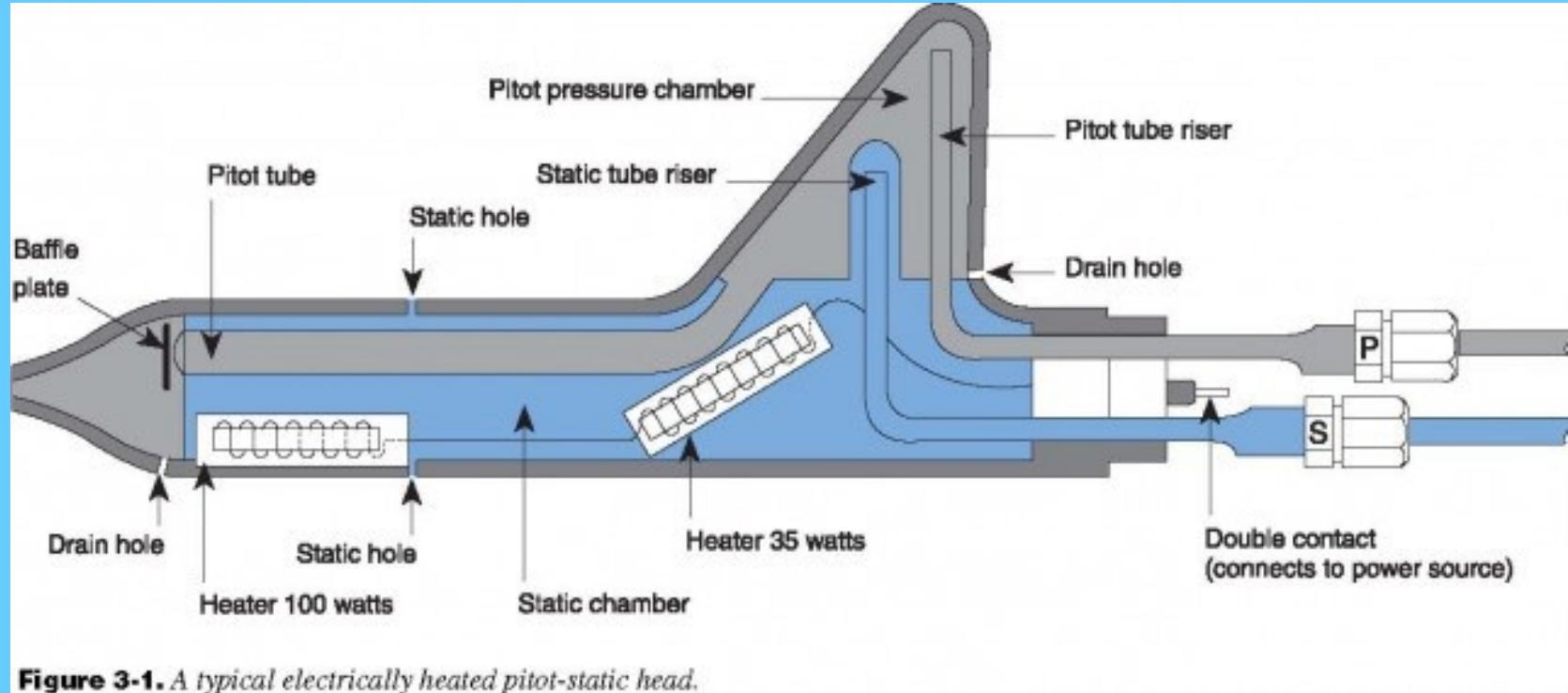
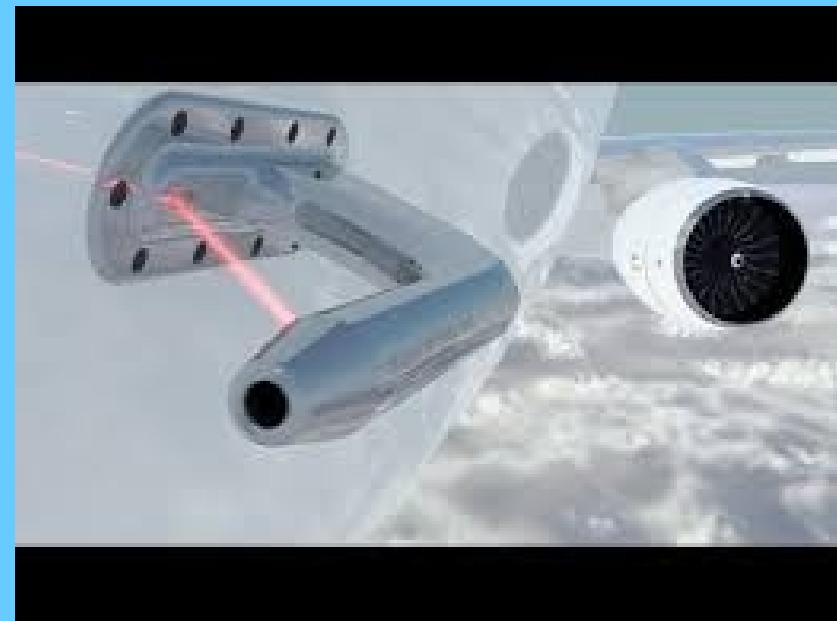


Figure 3-1. A typical electrically heated pitot-static head.

Sistema pitot-estática



Sistema pitot-estática



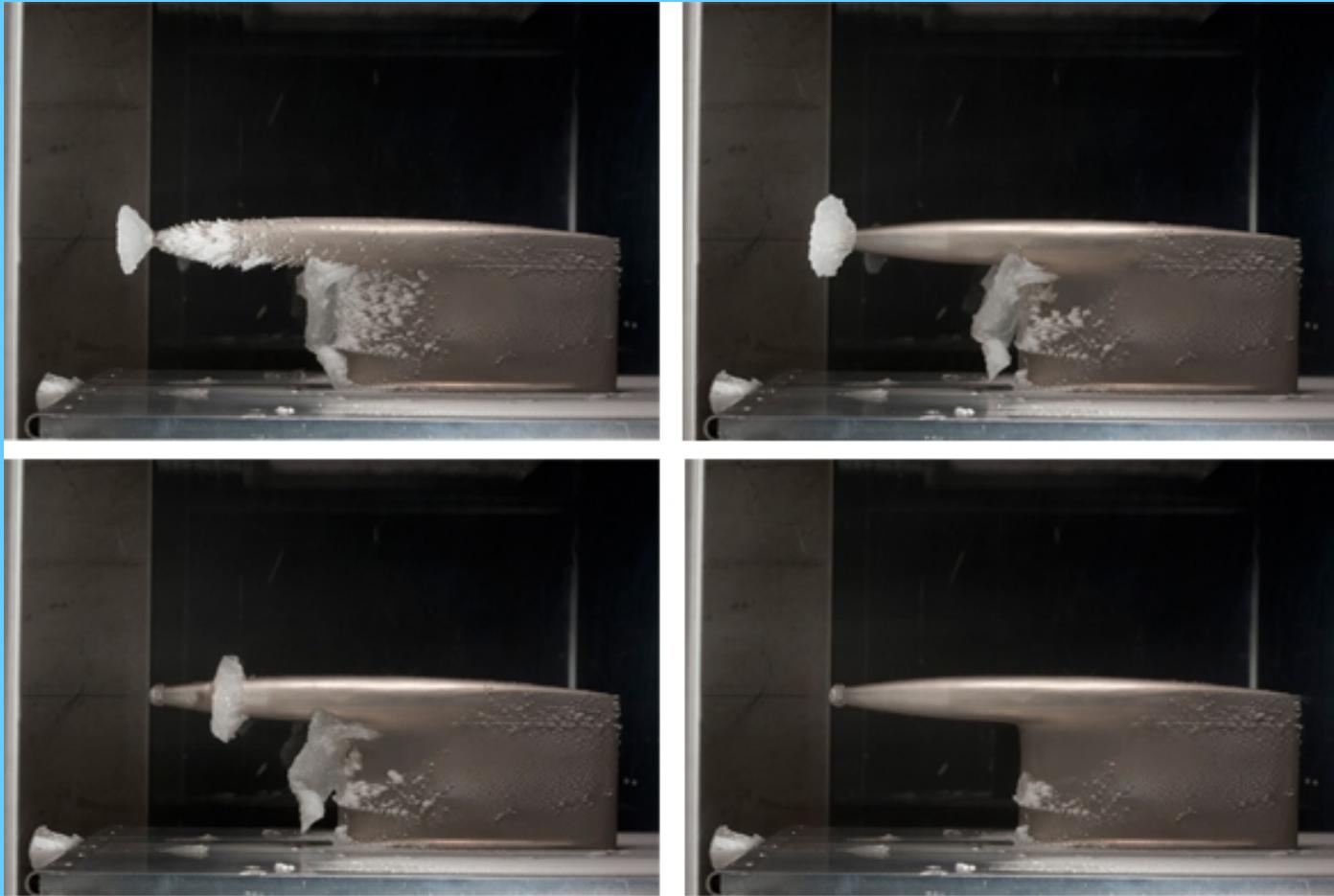
Sistema pitot-estática



Sistema pitot-estática



Sistema pitot-estática



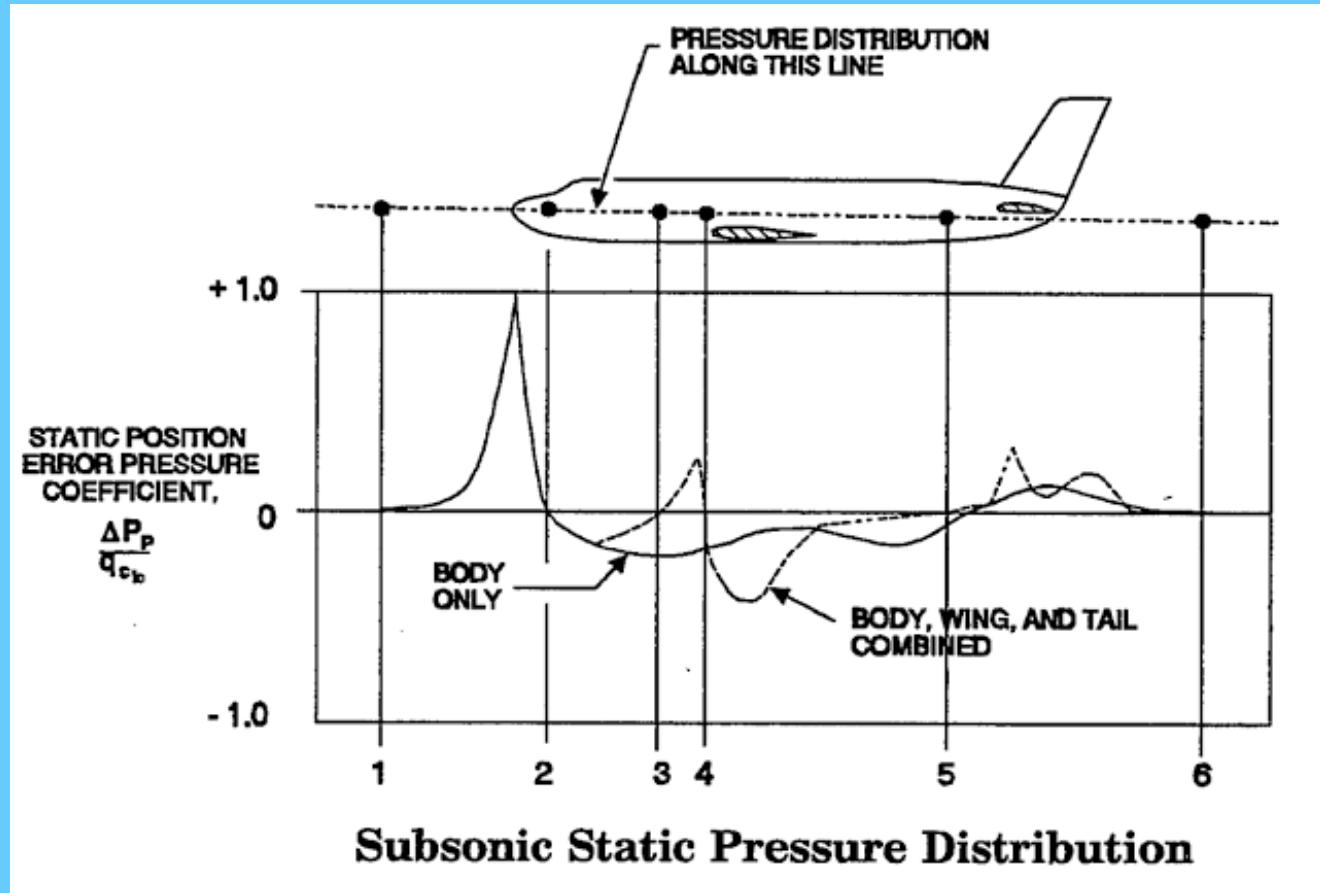
Sistema pitot-estática



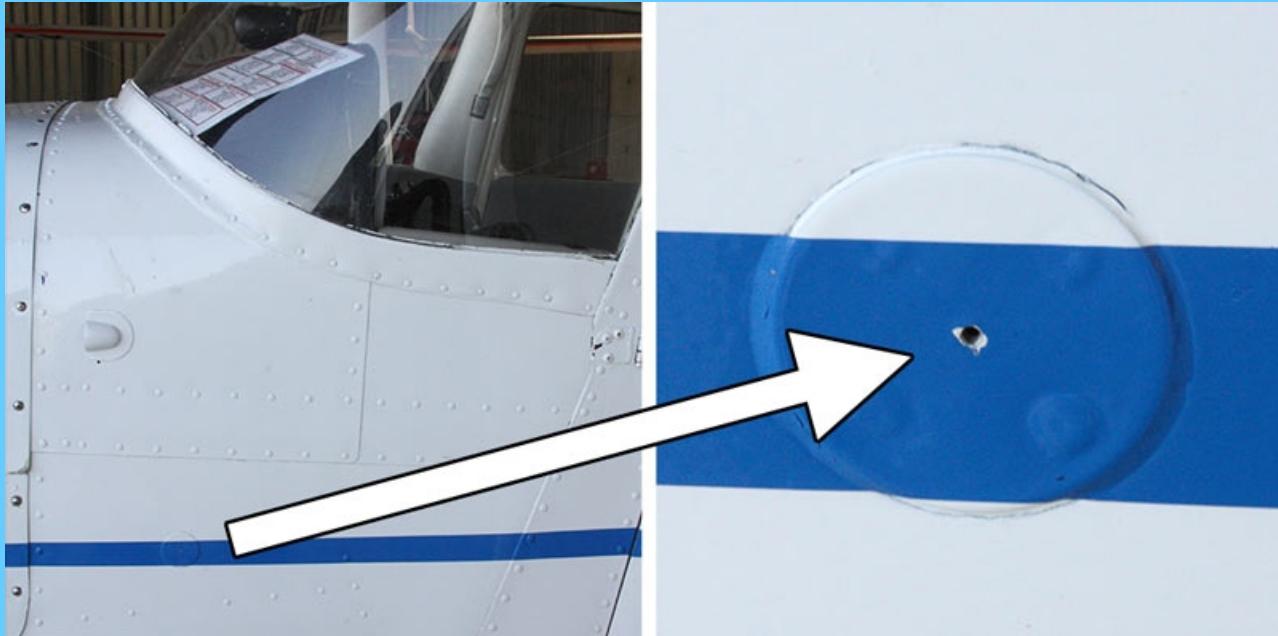
Ubicación de las ventilaciones de estática

Las ventilaciones estáticas, cuando las hay, están siempre situadas en el revestimiento del fuselaje, una en cada lado e interconectadas con el fin de reducir al mínimo los efectos de la presión dinámica debidos a una guiñada o un resbalamiento del avión.

Sistema pitot-estática



Sistema pitot-estática



Sistema pitot-estática



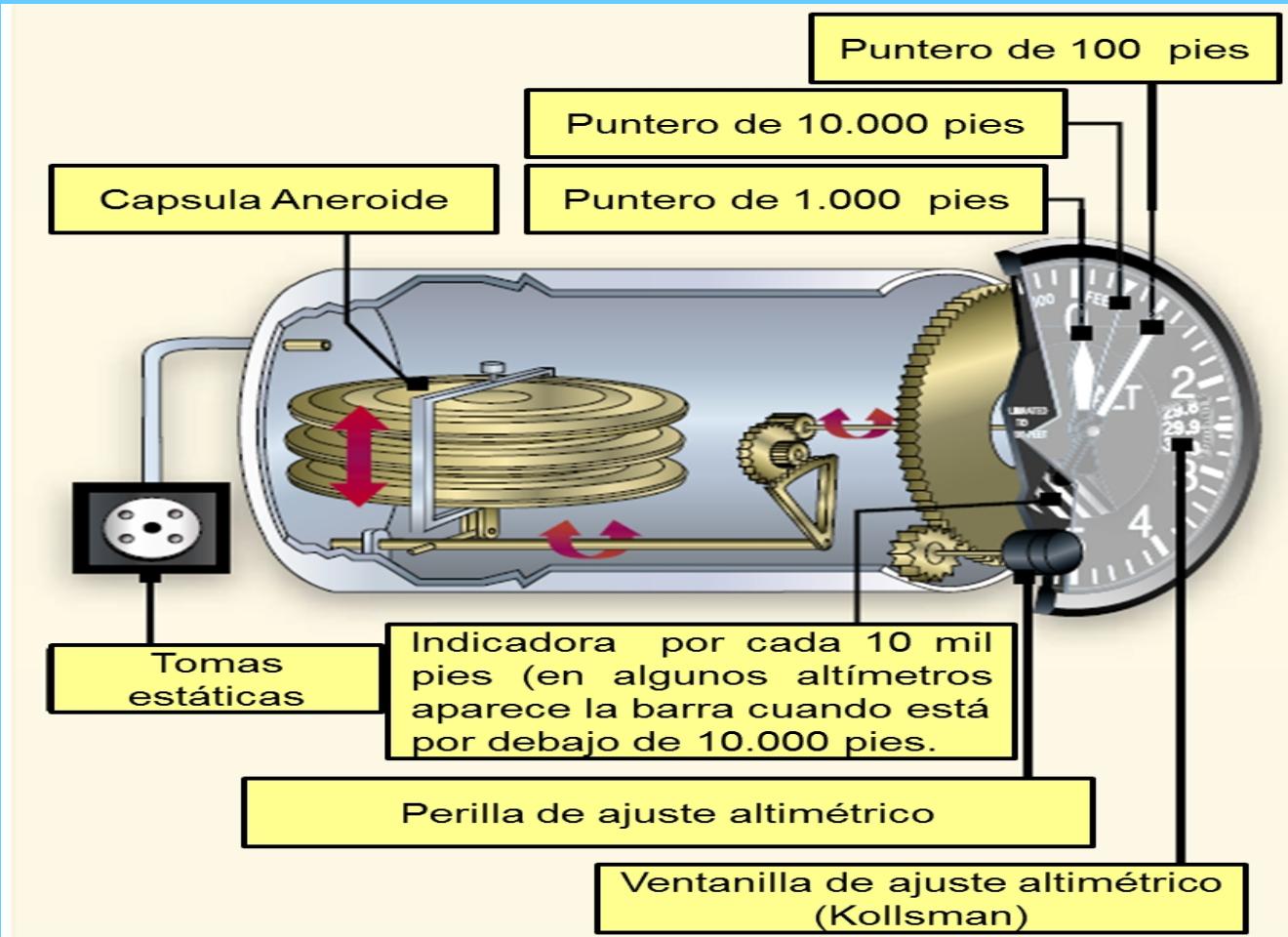
Sistema pitot-estática



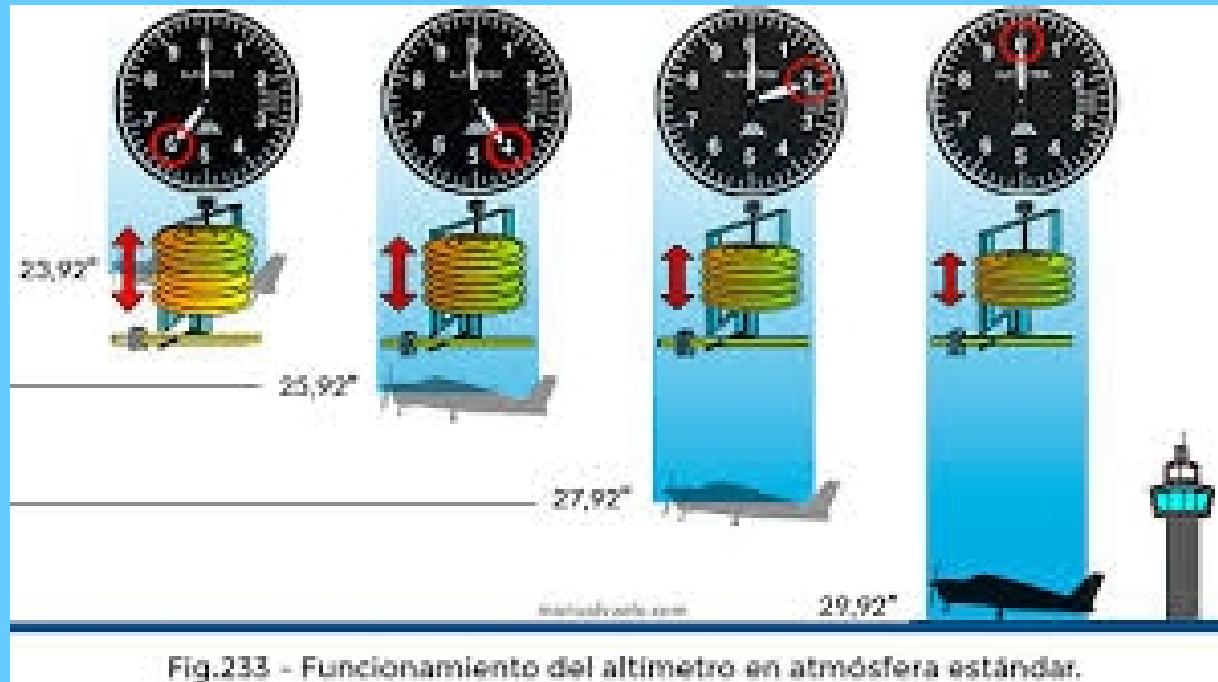
Sistema pitot-estática

El sistema pitot-estática es un sistema en el que la presión total creada por el movimiento hacia adelante del avión y la presión estática de la atmósfera circundante se detectan y miden en términos de velocidad, altitud, régimen de cambio de altitud (velocidad vertical) y número de Mach.

ALTIMETRO



ALTIMETRO



ALTIMETRO

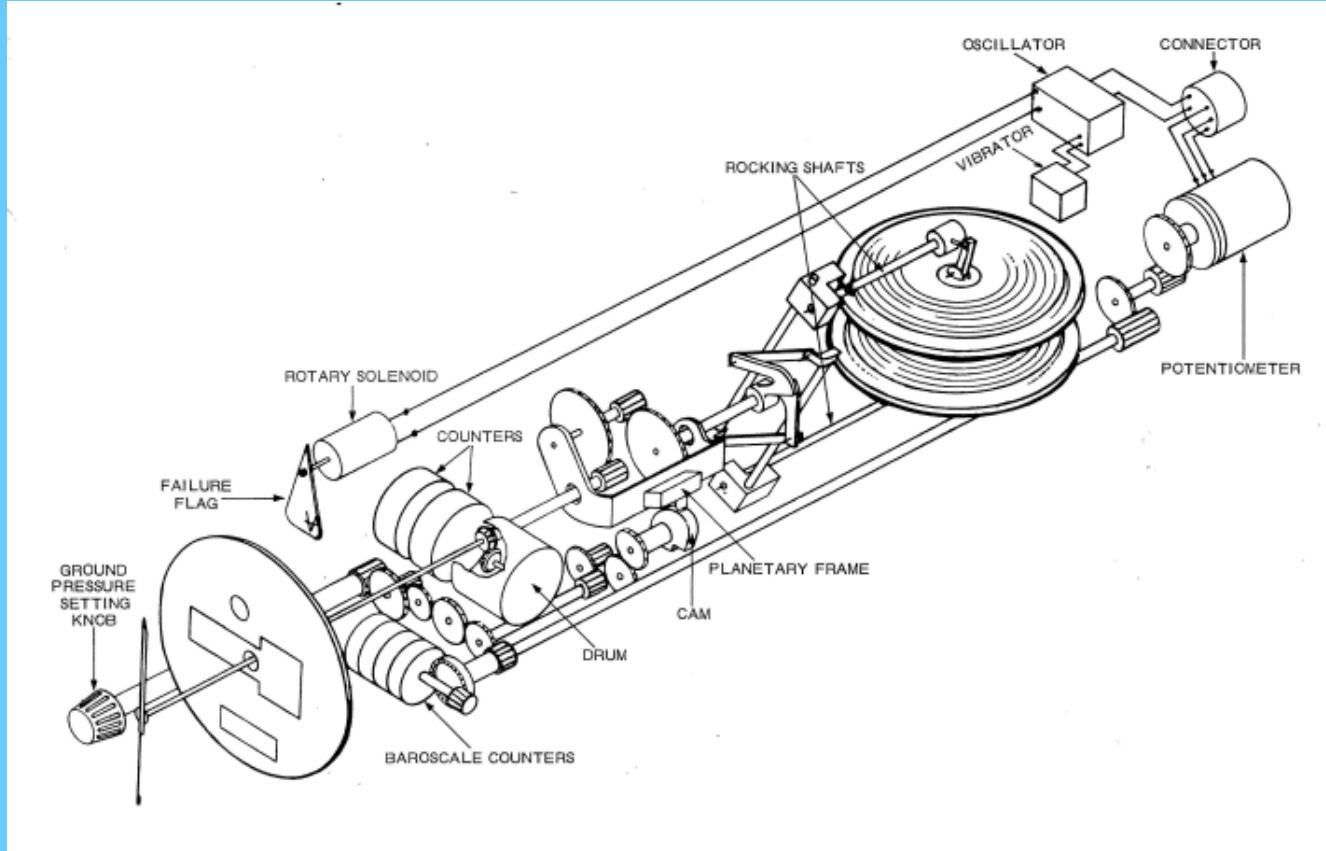


Fig.2.3.1 - Altímetro

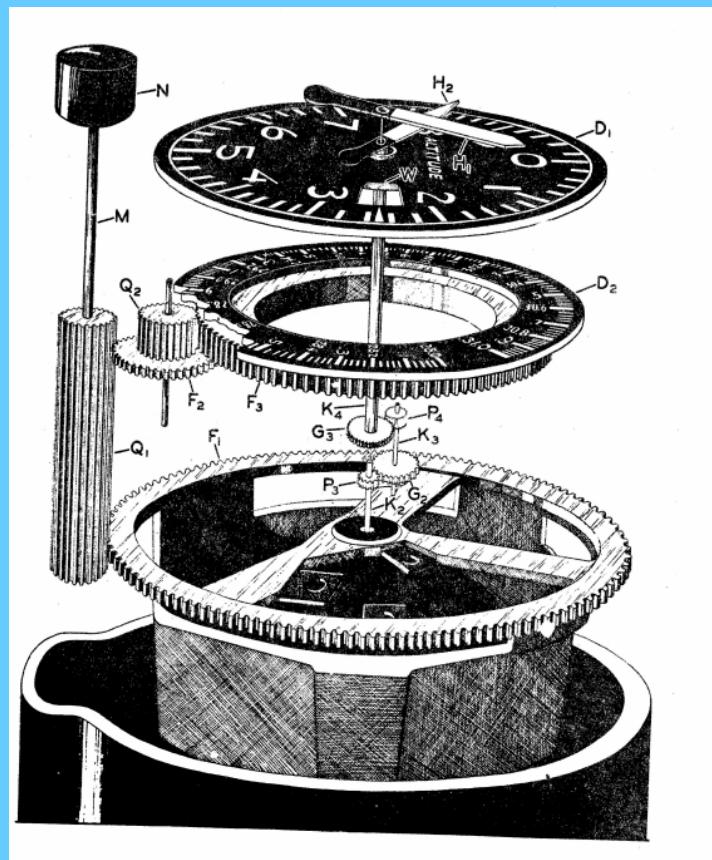
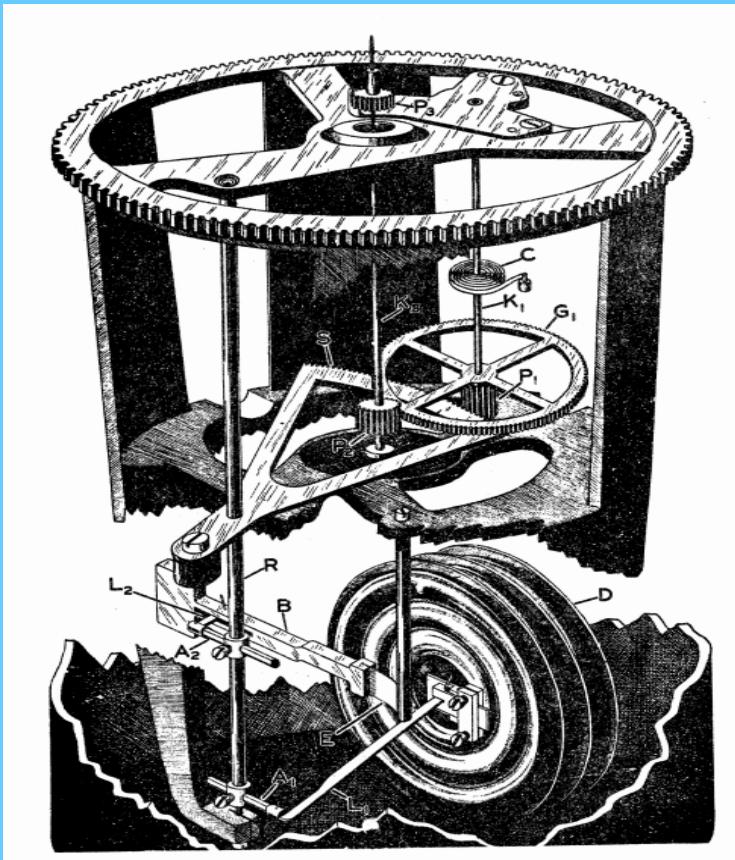


Fig.2.3.3 - Lectura del altímetro de dos agujas.

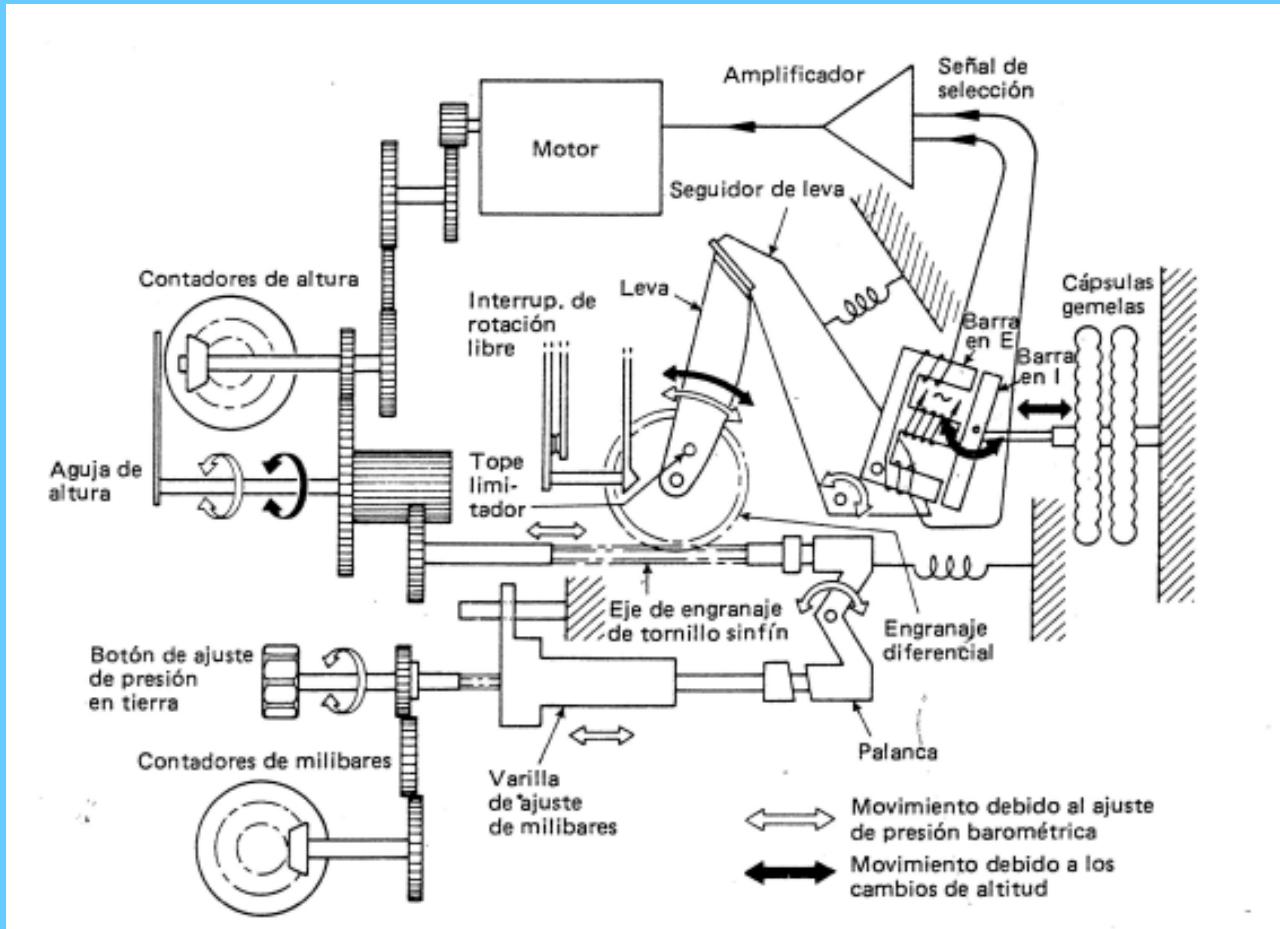
ALTIMETRO



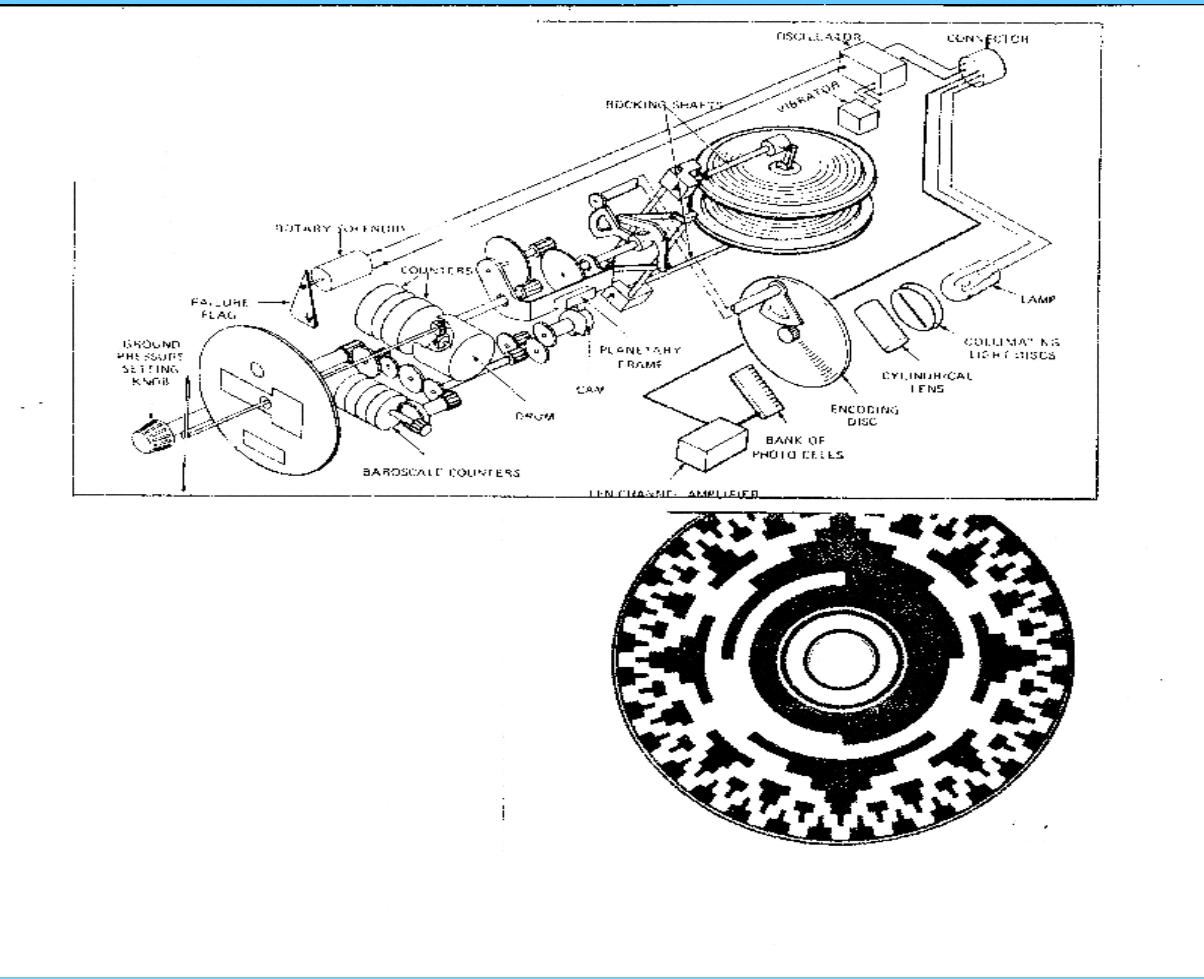
ALTIMETRO



ALTIMETRO



ALTIMETRO



ALTIMETRO

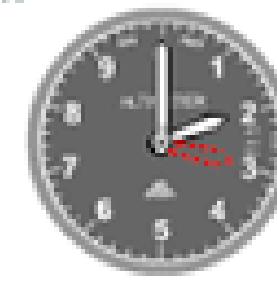
ALTA PRESION



El altímetro calado en el despegue con QNH 30.22" interpreta la diferencia de presión de 3" como 3000 ft.

"DESDE ALTO A BAJO MIRA DEBAJO"

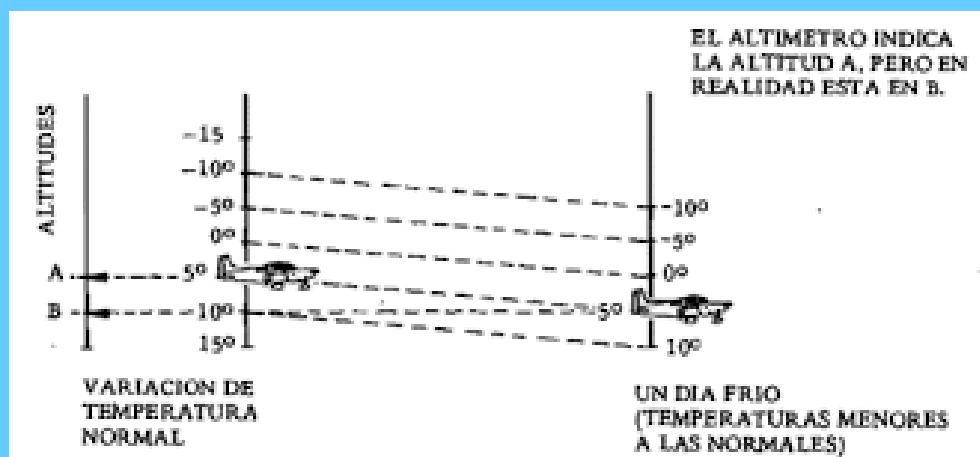
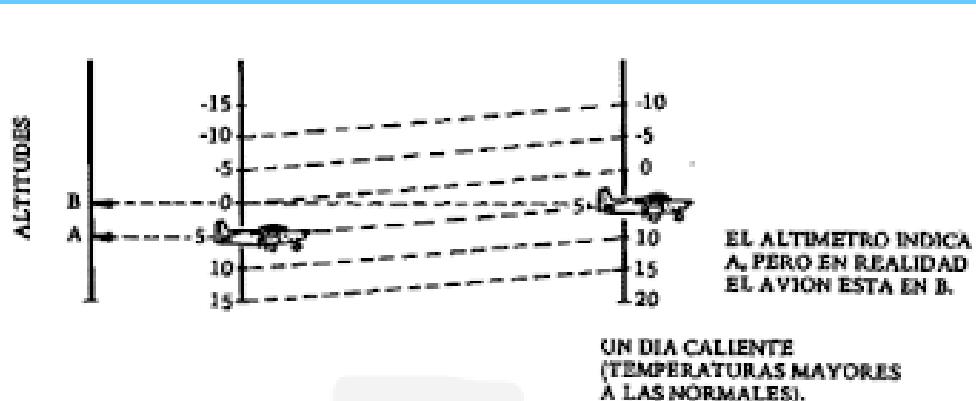
BAJA PRESION



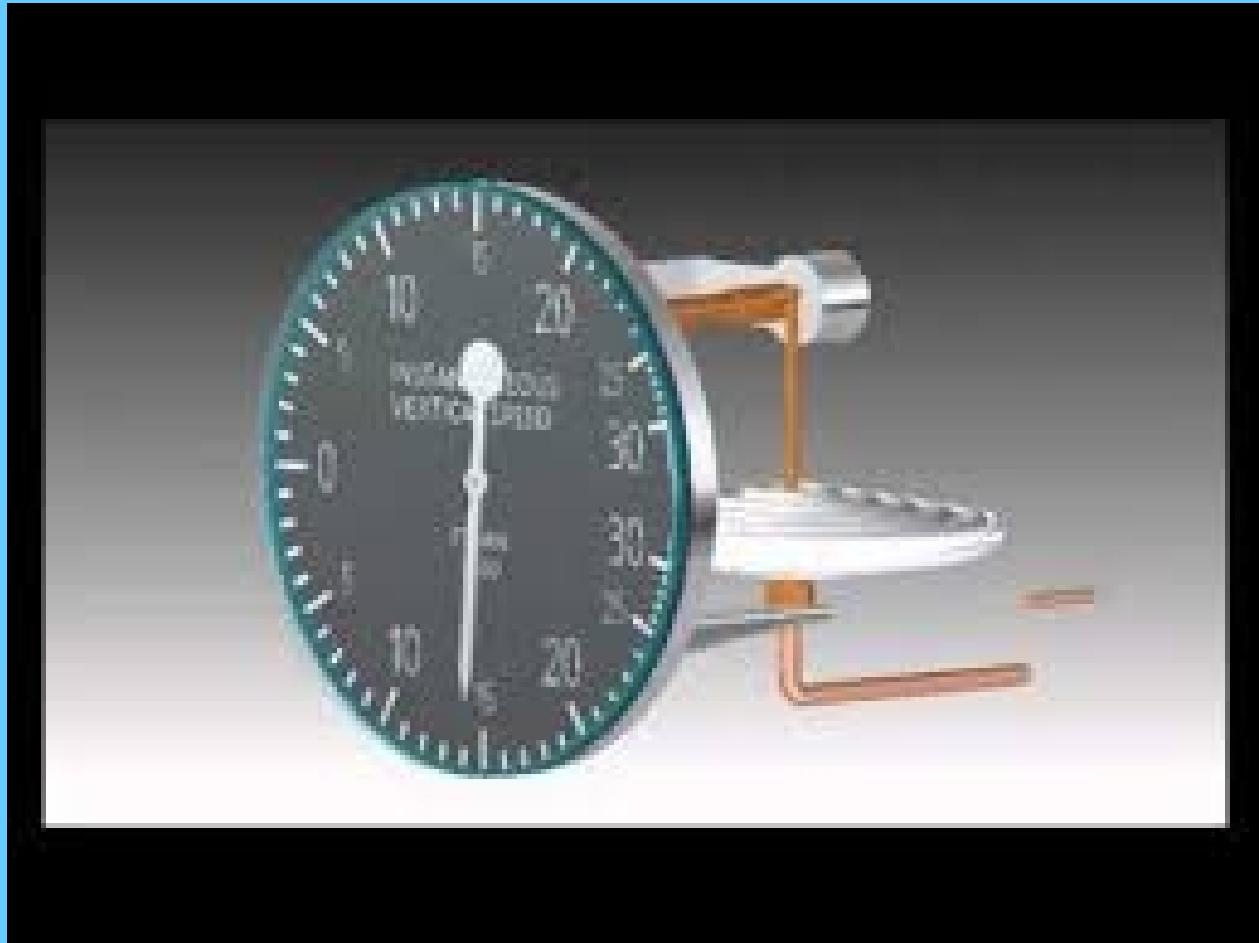
Manteniendo el QNH anterior, el altímetro indicaría 3000 ft. pero calado con el nuevo QNH indica una altura real de 2000 ft.

Fig.2.3.5 - Ajuste del altímetro a los cambios QNH en distintas áreas.

ALTIMETRO



VARIOMETRO



VARIOMETRO



VARIOMETRO

VARIOMETRO/VERTICAL SPEED

El variómetro o indicador de velocidad vertical muestra al piloto dos cosas: a) si el avión está ascendiendo, descendiendo, o vuela nivelado; b) la velocidad vertical o régimen, en pies por minuto (f.p.m), del ascenso o descenso. Este instrumento también se denomina abreviadamente VSI (Vertical Speed Indicator).

Principios de operación. Es similar al del altímetro, está basado en la contracción/expansión de un diafragma o membrana debido a la diferencia de presión entre el interior y el exterior de la misma. Aunque este instrumento funciona por presión diferencial, únicamente necesita recibir la presión estática.

VARIOMETRO

Lectura del variómetro.

El variómetro tiene una única aguja sobre un dial con una escala que comienza en cero en la parte central de la izquierda. Su lectura es muy sencilla e intuitiva: las marcas por encima del cero indican ascenso, las situadas por debajo descenso, y el cero vuelo nivelado. En aviones ligeros, la escala suele estar graduada con cada marca representando una velocidad de ascenso o descenso de cien pies por minuto (100 f.p.m.), hasta un máximo de 2000 f.p.m

VARIOMETRO

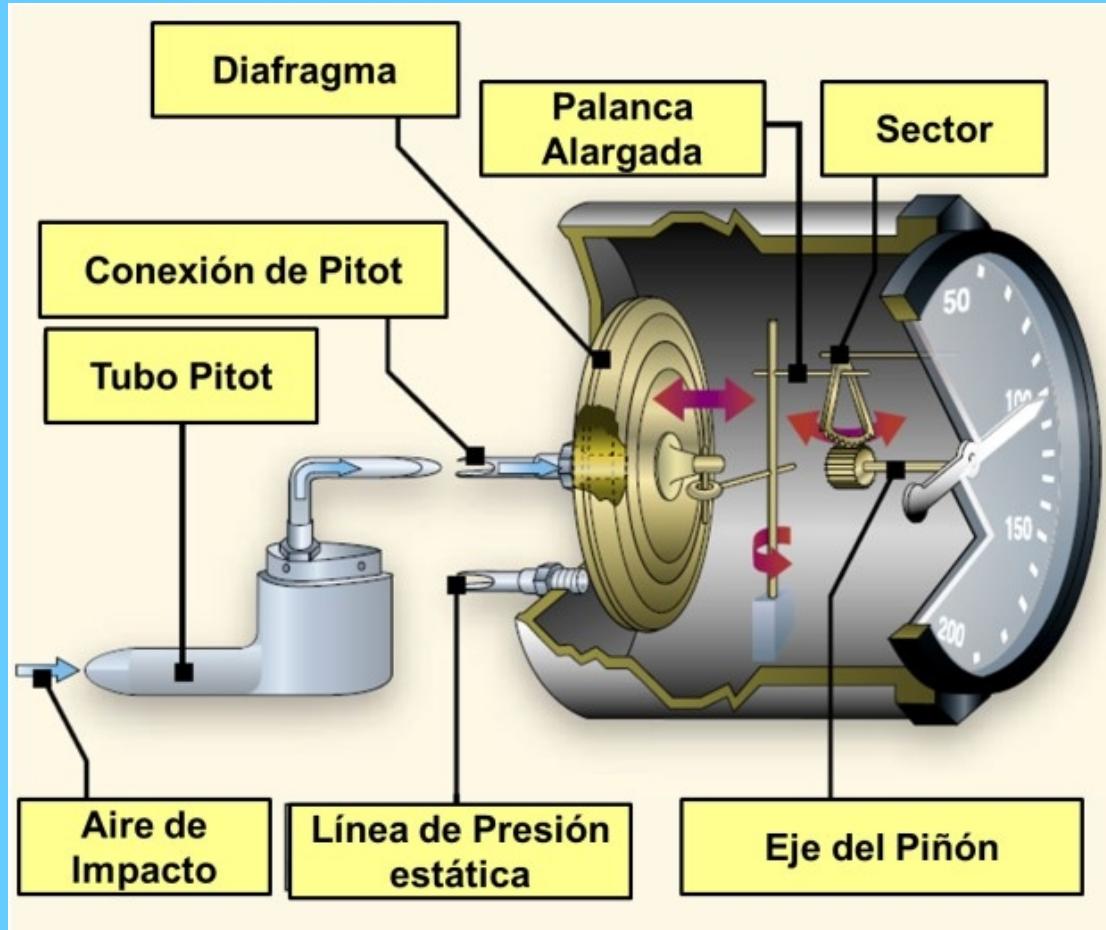
Errores de lectura.

Los cambios súbitos de la posición de morro, maniobras de viraje bruscas, o el vuelo en aire turbulento pueden producir falsas presiones estáticas que hagan las indicaciones del instrumento erróneas o inexactas. Tal como está construido, este instrumento lleva implícito un retraso en la indicación exacta del número de pies por minuto de ascenso o descenso, retraso que puede llegar a ser de hasta 9 segundos; la indicación de subida o bajada es sin embargo inmediata. Por esta razón no debe utilizarse el VSI como referencia principal de vuelo nivelado, pues cuando el avión comience a ascender o descender, el VSI indicará inicialmente el cambio en la dirección correcta, pero tardará algunos segundos en detectar la tasa real de ascenso o descenso. Perseguir la aguja del VSI para mantener un vuelo nivelado es como meter el avión en una montaña rusa.

VARIOMETRO

En caso de fallo en las tomas de presión estática por formación de hielo, obturación, etc... los instrumentos conectados a este sistema darán lecturas erróneas. Si el avión no dispusiera de tomas de emergencia o estuvieran también estropeadas, se puede romper el cristal de uno de estos instrumentos, normalmente el variómetro, para proveer al sistema de una toma de presión estática alternativa. En estas circunstancias, las indicaciones del variómetro son contrarias, indicando ascenso cuando se desciende y descenso cuando se asciende; el resto de instrumentos darán lecturas ligeramente más altas y con retraso.

ANEMOMETRO



ANEMOMETRO

VELOCIDAD INDICADA - IAS

Es la velocidad de una aeronave que indica el velocímetro, asociado al sistema Pitot-estática, calibrado para reflejar el flujo compresible adiabáticamente de la atmósfera estándar a nivel del mar, no corregido por errores del sistema.

VELOCIDAD CALIBRADA - CAS

Es la velocidad indicada de una aeronave, corregida por posición y error de instrumento. La velocidad calibrada es igual a la velocidad verdadera en la atmósfera estándar a nivel del mar. Generalmente, la velocidad indicada será algunos nudos más baja. Esto se debe a que no están ingresando tantas moléculas de aire al tubo pitot como debería, por el ángulo de ataque. La velocidad real no cambia, pero el velocímetro puede que sí.

ANEMOMETRO

VELOCIDAD EQUIVALENTE - EAS

Es la velocidad a nivel del mar que produce la misma presión dinámica incompresible que la velocidad verdadera (TAS) en la altitud en la que la aeronave está volando. Básicamente, es la CAS corregida por error de compresibilidad del aire.

ANEMOMETRO

VELOCIDAD VERDADERA - TAS

Es la velocidad de la aeronave respecto a una masa de aire. Es la velocidad calibrada corregida por variaciones de temperatura y presión. A nivel del mar en la Atmósfera Estándar Internacional (ISA) y a bajas velocidades, la IAS corresponde a la TAS. Cuando la densidad del aire o la temperatura difiere de las condiciones estándar del nivel del mar, el IAS ya no corresponderá a la TAS, por lo que ya no reflejará la performance real del avión.

Mientras mayor altitud, el aire será menos denso, es decir, habrá menos partículas de aire en el ambiente, por lo que se entiende que hay menos aire chocando con el borde de ataque y a su vez con el tubo pitot, se generará menor sustentación y el velocímetro indicará menos velocidad. Pero, en este caso, la TAS aumentará, ya que se produce menor resistencia al avión y es una de las razones por la que se suele volar lo más alto posible. A mayor temperatura, la velocidad verdadera aumentará, ya que el aire es menos denso y, a menor temperatura, será a la inversa, la TAS disminuirá.

ANEMOMETRO



Fig.2.5.7 - Códigos de colores en anemómetro.

Arco blanco	Rango de operación con flaps.
Límite inf.	Velocidad de pérdida con full flaps.
Límite sup.	Velocidad máxima con flaps extendidos.
Arco verde	Rango de operación normal.
Limite inf.	Velocidad de pérdida con flaps arriba.
Limite sup.	Velocidad máxima operación normal.
Arco amarillo	Rango de operación con riesgo estructural.
Limite inf.	Velocidad máxima operación normal.
Limite sup.	Velocidad de nunca exceder.
Línea roja	Velocidad de nunca exceder.

Fig.2.5.8 - Resumen de códigos de colores.

ANEMOMETRO



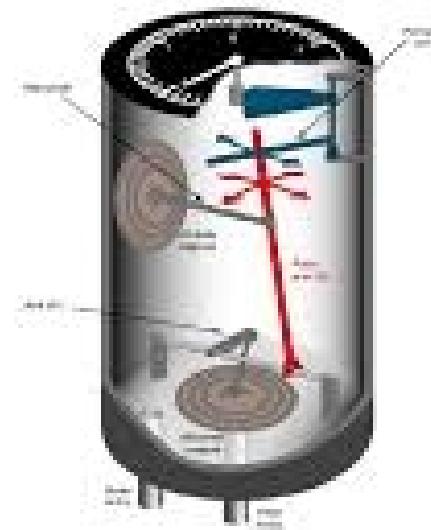
ANEMOMETRO



INDICADOR DE N.^o DE MACH

Medidor de N^o de Mach

- El indicador de Mach es la combinación de una cápsula de velocidad y una de altímetro (presión estática).
- N^o de Mach proporcional: $\frac{P_s - P_0}{P_s}$.
- La lectura de un indicador de n^o de Mach es independiente a la temperatura, (DAT).



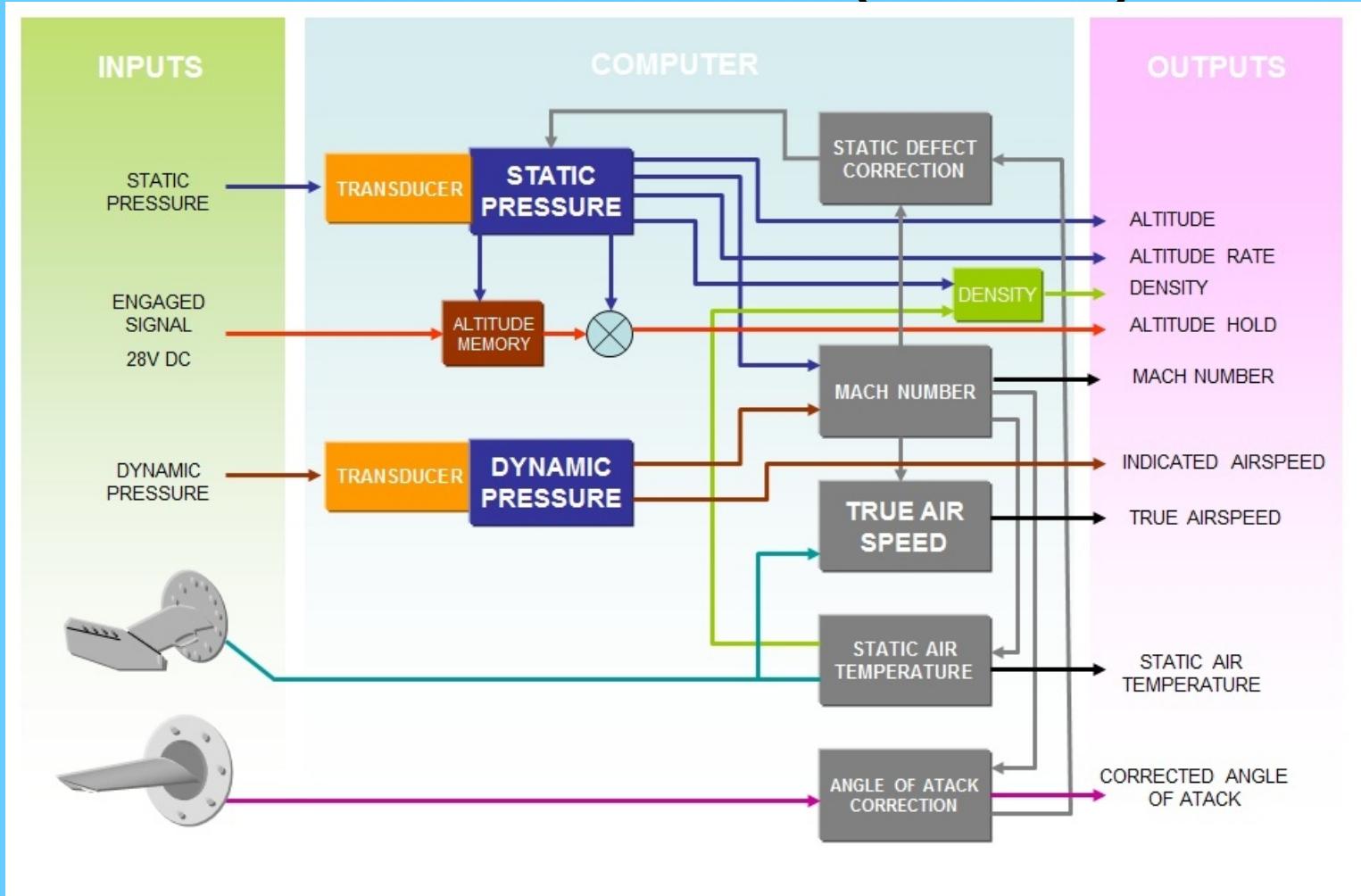
INDICADOR DE N.º DE MACH



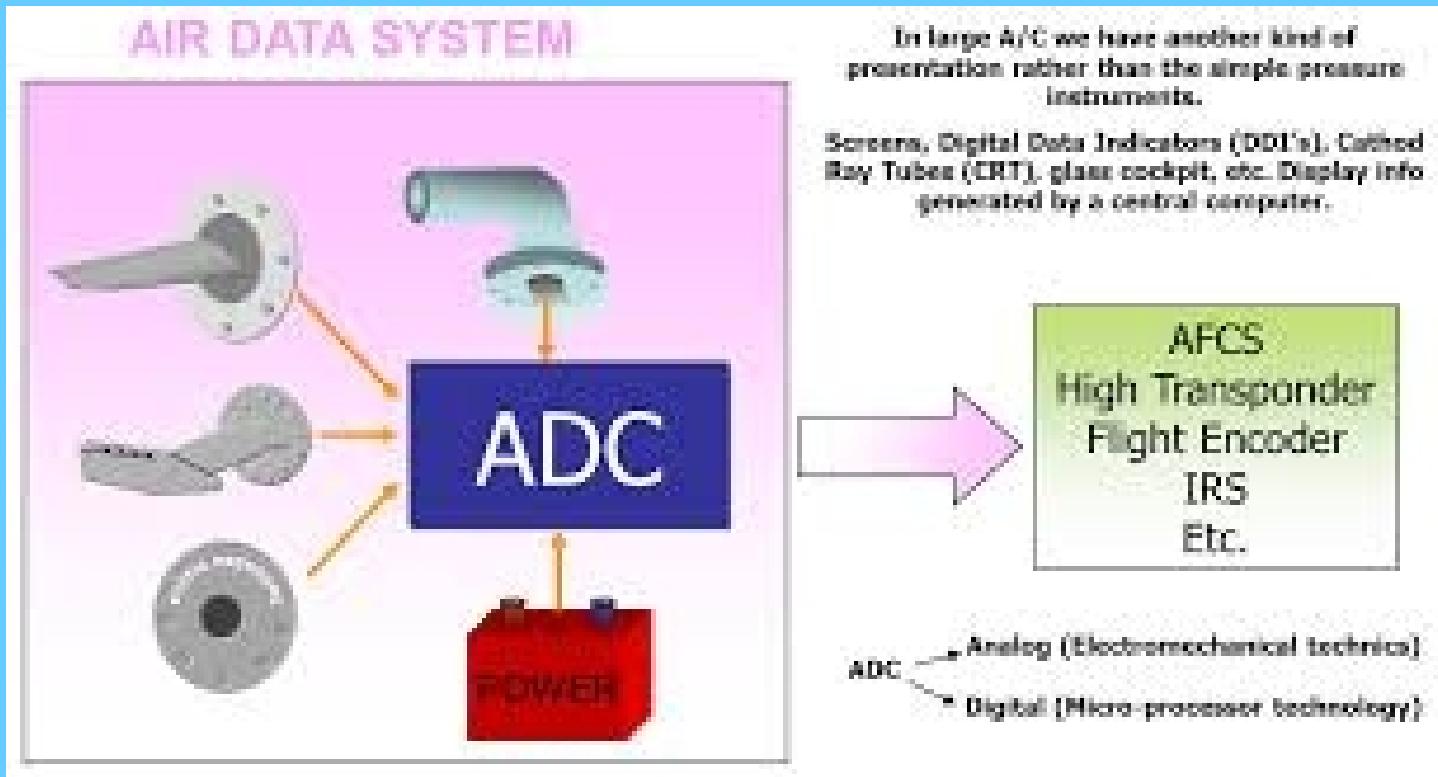
COMPUTADORA CENTRAL DE DATOS DE AIRE (CADC)



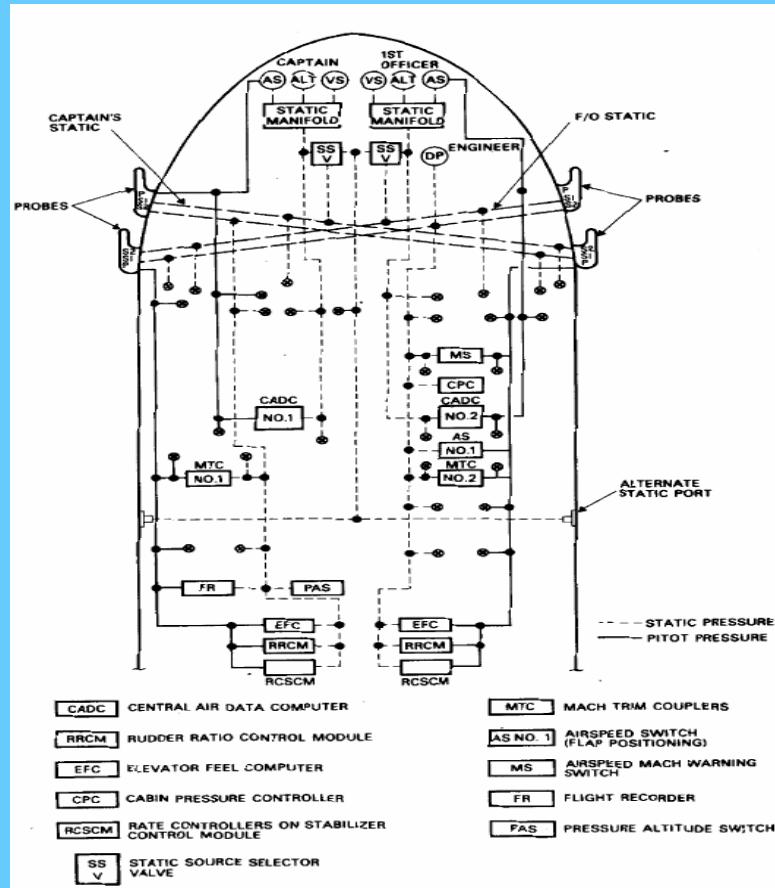
COMPUTADORA CENTRAL DE DATOS DE AIRE (CADC)



COMPUTADORA CENTRAL DE DATOS DE AIRE (CADC)



COMPUTADORA CENTRAL DE DATOS DE AIRE (CADC)



COMPUTADORA CENTRAL DE DATOS DE AIRE (CADC)

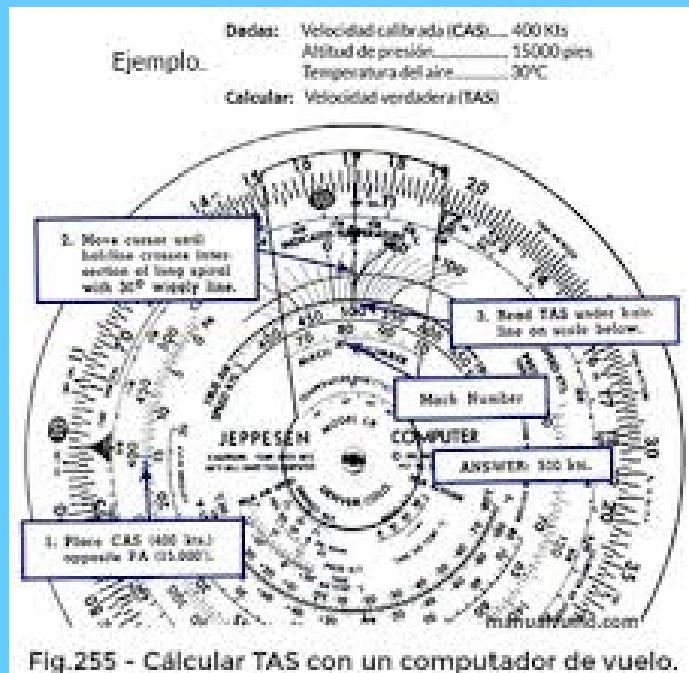


Fig.255 - Cálcular TAS con un computador de vuelo.



Capítulo 3

Instrumentos de motores

3.1. Introducción

Por el Prof. Ing. Pedro Giraudo

3.2. Taquímetros mecánicos , eléctricos, electrónicos

10. Medición de la velocidad del motor

La medición de la velocidad del motor tiene gran importancia, puesto que junto con parámetros tales como la presión de admisión, la presión de torsión y la temperatura de los gases de escape, permite mantener un control exacto sobre la actuación del motor.

En los motores alternativos, la velocidad medida es la del cigüeñal, mientras que en motores turbohélices y turborreactores se mide la velocidad de rotación del eje del compresor, y tal medida sirve de indicación útil del empuje que se produce. Los instrumentos indicadores reciben el nombre de tacómetros.

El método que se usa con más frecuencia para medir estas velocidades es el eléctrico, aunque en varios tipos de aviones de aviación general, se emplean tacómetros accionados mecánicamente.

TACOMETROS MECANICOS

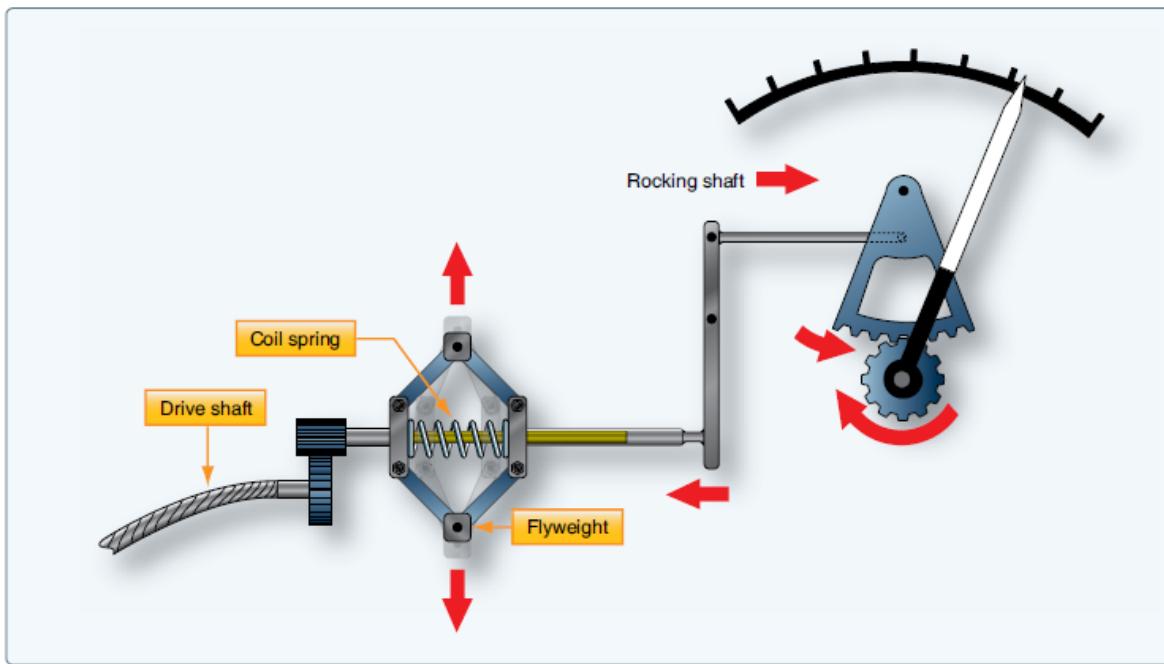


Figure 10-53. The simplified mechanism of a flyweight type mechanical tachometer.

Los tacómetros de este tipo constan de un imán que gira continuamente por la acción de un eje flexible acoplado a una salida de arrastre del motor. Alrededor del imán va instalado un elemento de aleación en forma de copa (conocido como copa de arrastre) de tal forma que quede una pequeña separación entre los dos. La copa de arrastre va soportada en un eje al que va unida una aguja y un muelle de mando. Cuando el imán gira, induce corrientes parásitas en la copa de arrastre o mando, que tiende a girar a la misma velocidad que el imán. Sin embargo, está limitado por el muelle de mando o control, de tal forma que para cualquier velocidad, el arrastre de las

corrientes parásitas y la tensión del muelle están equilibradas y la aguja indica entonces la velocidad correspondiente en la esfera del tacómetro.

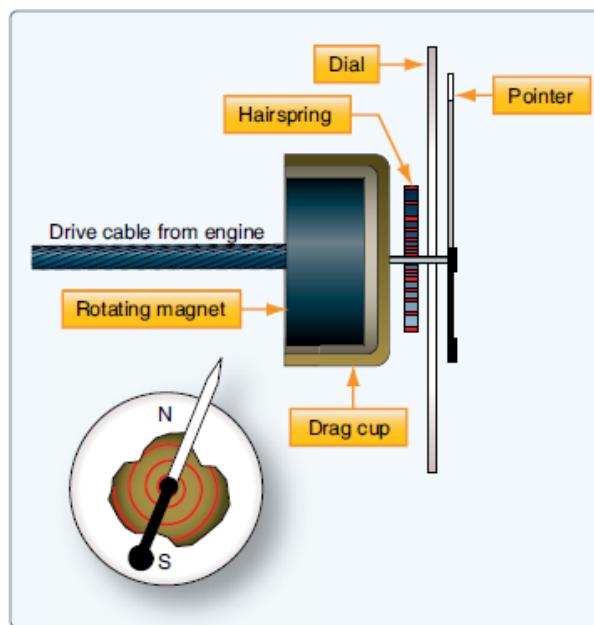


Figure 10-54. A simplified magnetic drag cup tachometer indicating device.

SISTEMAS DE TACÓMETROS ELÉCTRICOS

Los sistemas de este tipo se clasifican en dos categorías principales: (i) generador e indicador, y (ii) sonda de tacómetro e indicador.

Sistemas de generador e indicador

Un generador consta de un rotor de imán permanente que gira dentro de un estator ranurado que lleva un devanado trifásico conectado en estrella. El rotor puede ser bipolar o tetrapolar, según se muestra en la Fig. 10.1; en algunos casos puede utilizarse un rotor dodecapolar. Se observará que los polos del rotor tetrapolar están sesgados, de forma que cuando un extremo de un polo deja un diente del estator, el otro extremo entra en el diente siguiente. Esto produce la mejor forma de onda y permite una torsión de accionamiento constante. Con el rotor bipolar se obtiene el mismo efecto, sesgando los dientes del estator y las bobinas individuales que componen una fase.

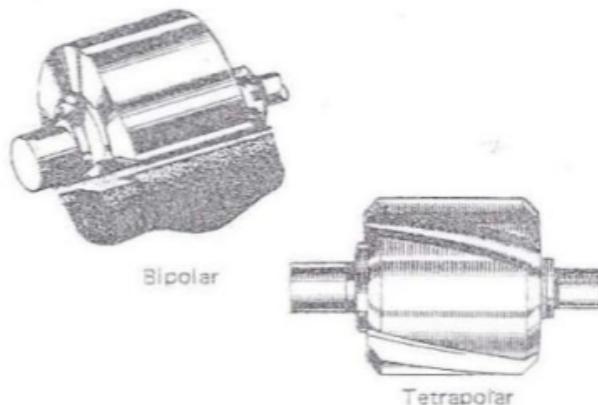


Figura 10.1.-Tipos de rotor de generador.

El método que se usa con más frecuencia para accionar un rotor se basa en un acoplamiento de eje estriado; el generador como un conjunto, está sujeto directamente por pernos a un soporte de montaje apropiado del motor en la salida del eje de arrastre de accesorios.

Con el fin de limitar las cargas mecánicas en los generadores, la velocidad de operación de los motores se reduce por medio de engranajes de relación cuatro-a-uno y dos-a-uno en el sistema de arrastre del motor. En la Fig. 10.2 se muestra una vista en corte de un generador de arrastre por estrías.

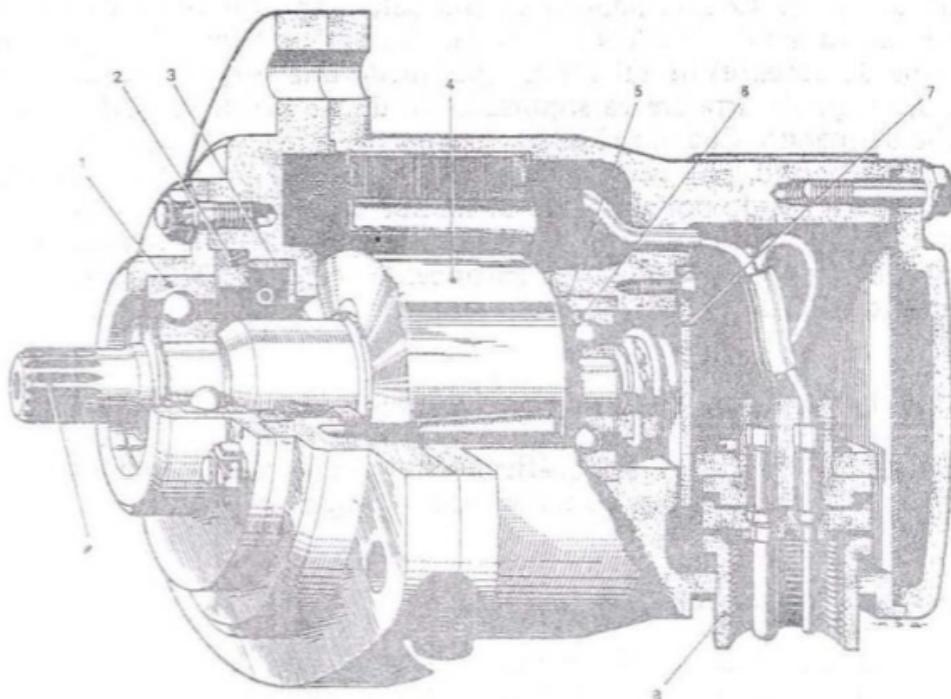


Figura 10.2.-Vista en corte del generador accionado por estrías. 1.-Cojiente de bolas. 2.-Anillo de retención del retén de aceite. 3.-Retén de aceite. 4.-Rotor de imán permanente bipolar. 5.-Retén de grasa. 6.-Cojinetes de bolas. 7.-Tapa obturadora. 8.-Enchufe. 9.-Estría de accionamiento.

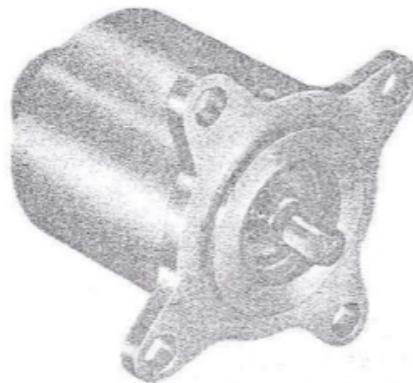


Figura 10.3.—Generador ligero.

En la Fig. 10.3 se muestra otro ejemplo de un generador de corriente alterna de arrastre directo. Es más pequeño, el rotor es bipolar o dodecapolar, y es accionado por un eje de extremo cuadrado. El generador bipolar se utiliza en conjunción con un tipo de indicador de motor síncrono trifásico, mientras que el dodecapolar, que produce una salida monofásica a una frecuencia y sensibilidad mucho más altas, se utiliza en conjunción con indicadores servoaccionados de contador y aguja y para suministrar señales a las unidades de control del motor. El indicador típico que se muestra en la Fig. 10.4 consta de dos elementos interconectados: un elemento de accionamiento y un elemento indicador de velocidad de arrastre por corriente parásita.

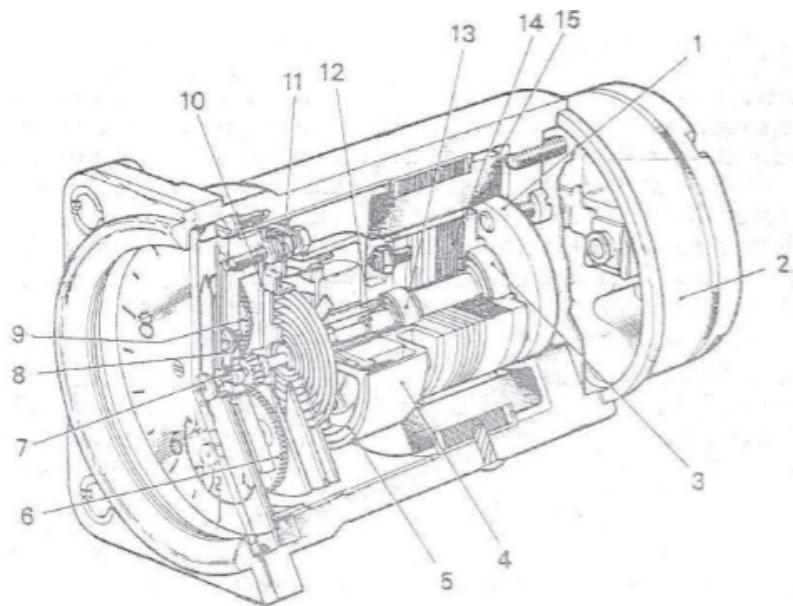


Figura 10.4.—Vista en corte de un indicador de tacómetro típico tipo motor síncrono. 1.—Eje en voladizo. 2.—Conjunto de bloque de terminales. 3.—Cojinete de bolas posterior. 4.—Conjunto de taza magnética. 5.—Conjunto de elemento de resistencia al arrastre. 6.—Husillo y engranaje de la aguja pequeña. 7.—Cojinete exterior del husillo. 8.—Orejeta de blocale del cojinete. 9.—Engranaje intermedio. 10.—Placa de apoyo. 11.—Orejeta de sujeción del muelle en espiral. 12.—Cojinete interior del husillo. 13.—Cojinete de bolas delantero. 14.—Rotor. 15.—Estator.

Consideremos primero el elemento de accionamiento. Se trata, en realidad, de un motor síncrono que tiene un devanado trifásico de estator conectado en serie y un rotor que gira en dos cojinetes de bolas. La construcción del rotor es compuesta, en una parte chapas estampadas de metal blando, y en la otra un imán permanente bipolar laminado. Un disco de aluminio separa las dos partes, y una serie de barras de cobre longitudinales atraviesan el rotor formando una jaula de ardilla. El motivo de que se construya el rotor de esta forma es combinar las propiedades de arranque automático y alta torsión de un motor en jaula de ardilla con las propiedades autosíncronas asociadas con un tipo de motor de imán permanente.

El elemento indicador de velocidad consta de un rotor de imán permanente cilíndrico insertado en un tambor de modo que quede un pequeño entrehierro entre la periferia del imán y el tambor. Una copa metálica, denominada copa de arrastre, va montada en un eje y soportada en pivotes de rubí de modo que se reduzcan las fuerzas de fricción, de tal forma que ajusta en el rotor de imán para reducir al mínimo el entrehierro. En un extremo al eje de la copa de arrastre va unido un muelle en espiral calibrado, y en el otro, al armazón del mecanismo. En el extremo del eje de la copa de arrastre hay un engranaje acoplado a dos agujas montadas concéntricamente; la pequeña indica centenas y la grande miles de r.p.m.

Funcionamiento del sistema

Cuando el rotor del generador gira en el interior de su estator, los polos pasan rápidamente más allá de cada devanado de estator en sucesión, de modo que se generan tres ondas o fases de fuerza electromotriz alterna; estas ondas estarán separadas 120° (véase la Fig. 10.5). La magnitud de la fuerza electromotriz inducida por el imán depende de la fuerza de éste y del número de vueltas en las bobinas de fase. Además como cada bobina es pasada por un par de polos de rotor, la fuerza electromotriz inducida completa un ciclo en una frecuencia determinada por la velocidad de rotación del rotor. Por consiguiente la velocidad del rotor y la frecuencia son directamente proporcionales y puesto que el rotor es accionado por el motor en alguna relación fija, la frecuencia de fuerza electromotriz inducida es una medida de la velocidad del motor.

Las fuerzas electromotrices de los generadores se suministran a las bobinas de fase correspondientes del estator del indicador para producir corrientes cuya magnitud y dirección dependen de dichas fuerzas electromotrices. La distribución de las corrientes del estator producen un campo magnético resultante que gira a una velocidad que depende de la frecuencia del generador. Cuando el campo gira, corta a través de las barras de cobre del rotor en jaula de ardilla, induciendo una corriente en ellas que, a su vez establece un campo magnético alrededor de cada barra. La reacción de estos campos con el campo giratorio principal produce una torsión en el rotor que le hace girar en la misma dirección que el campo principal y a la misma velocidad.

Cuando el rotor gira, acciona el imán permanente de la unidad indicadora de velocidad, y debido al movimiento relativo entre el imán y la copa de arrastre se inducen corrientes parásitas en esta última. Estas corrientes crean un campo magnético que reacciona con el campo magnético

permanente, y puesto que siempre hay una tendencia a oponerse a la creación de corrientes inducidas (ley de Lens), la reacción de torsión de los campos hace que la copa de arrastre gire continuamente en la misma dirección que el imán. Sin embargo, esta rotación de la copa de arrastre está limitada por el muelle en espiral calibrado, de tal forma que dicha copa se moverá a una posición en la que la torsión de arrastre de corrientes parásitas está equilibrada por la tensión del muelle. De este modo, el movimiento resultante del eje de la copa de arrastre y el tren de engranajes sitúa las agujas en la esfera para que indiquen la velocidad del motor predominante en ese instante.

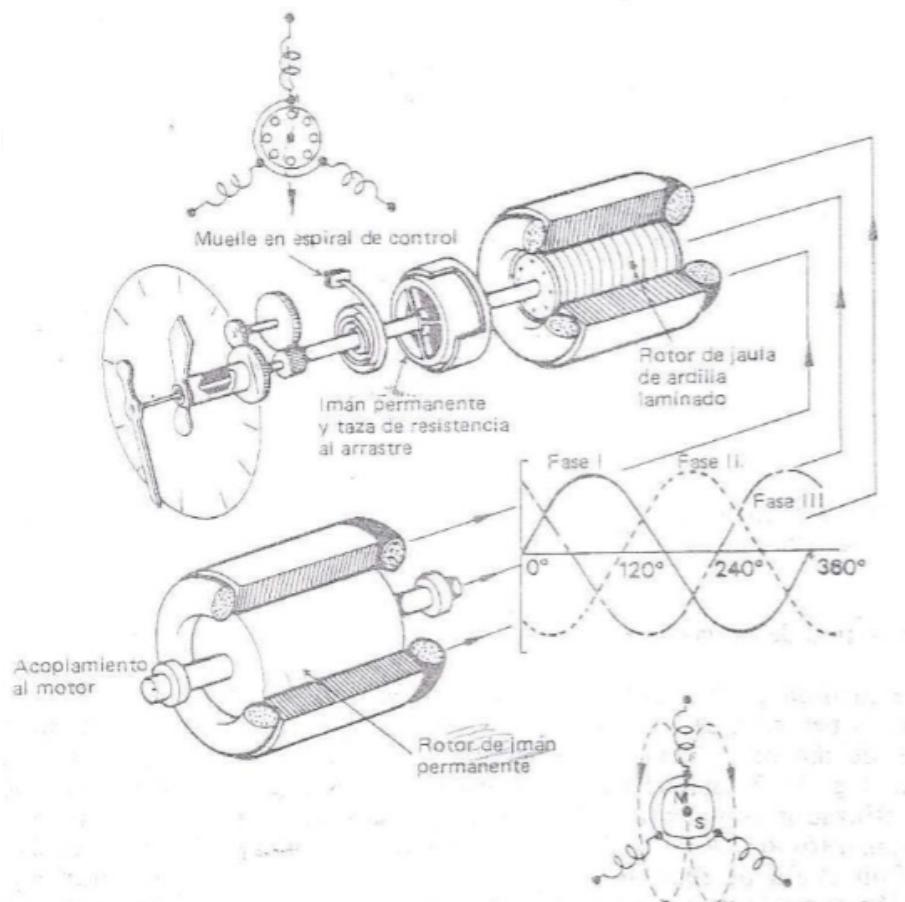


Figura 10.5.—Principio de un sistema de generador e indicador.

Los indicadores se compensan en lo que se refieren a los efectos de la temperatura en el imán permanente del elemento indicador de velocidad instalando un dispositivo de derivación termomagnético adyacente al imán. Se trata de una tira de aleación de níquel-hierro sensible a las variaciones de temperatura, que está sujeta a través de los polos del imán permanente de forma que desvía parte del flujo magnético en el entrehierro a través de ella misma. Esta tira aumenta su reluctancia (o resistencia magnética) con la temperatura por lo que disminuye el flujo de derivación y como consecuencia se incrementa el flujo magnético en el entrehierro. Para efectuarse la compensación requerida pueden instalarse varias tiras termomagnéticas.

La Fig. 10.6 muestra otra versión de elemento indicador de velocidad que se usa en algunos tipos de indicador. Consta de seis pares de pequeños imanes permanentes montados en placas sujetas por pernos, de tal forma que los imanes están directamente opuestos con un pequeño entrehierro entre las superficies de los polos para acomodar un disco de arrastre. La rotación del disco se transmite a las agujas de forma análoga al método de copa de arrastre.

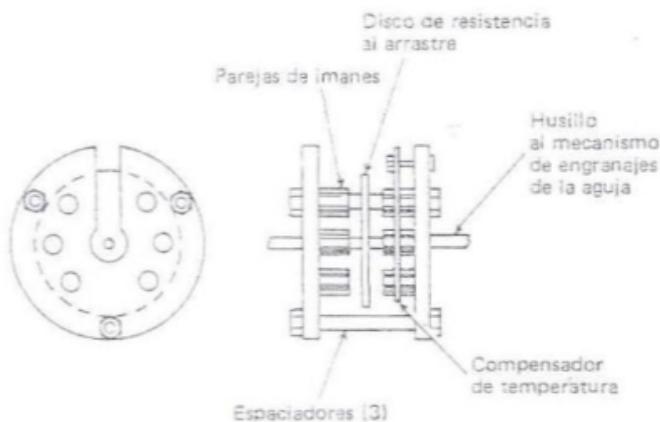


Figura 10.6.—Elemento de resistencia al arrastre tipo disco.

Tacómetros de porcentaje de r.p.m.

La medida de la velocidad del motor en términos de porcentaje se adopta para la operación de los motores turborreactores, y se introdujo para que varios tipos de motor pudieran ser operados sobre la misma base de comparación. En la Fig. 10.7 se muestran las presentaciones de tres tacómetros de porcentaje utilizados actualmente. Las escalas principales están graduadas de 0 a 100% en aumentos del 10%; el 100% corresponde a la velocidad óptima de la turbina. Con el fin de realizar esta presentación, el fabricante del motor elige una relación entre la velocidad real de la turbina y el arrastre del generador, de forma que la velocidad óptima produzca 4.200 r.p.m. en el arrastre del generador. Una segunda aguja o contador digital presenta la velocidad en aumentos del 1%.



Figura 10.7.—Presentaciones en la esfera de tacómetros de porcentaje.
a) Tipo motor síncrono. b) Indicador de motor de torsión de c.c.
c) Indicador servoaccionado de contador y aguja.

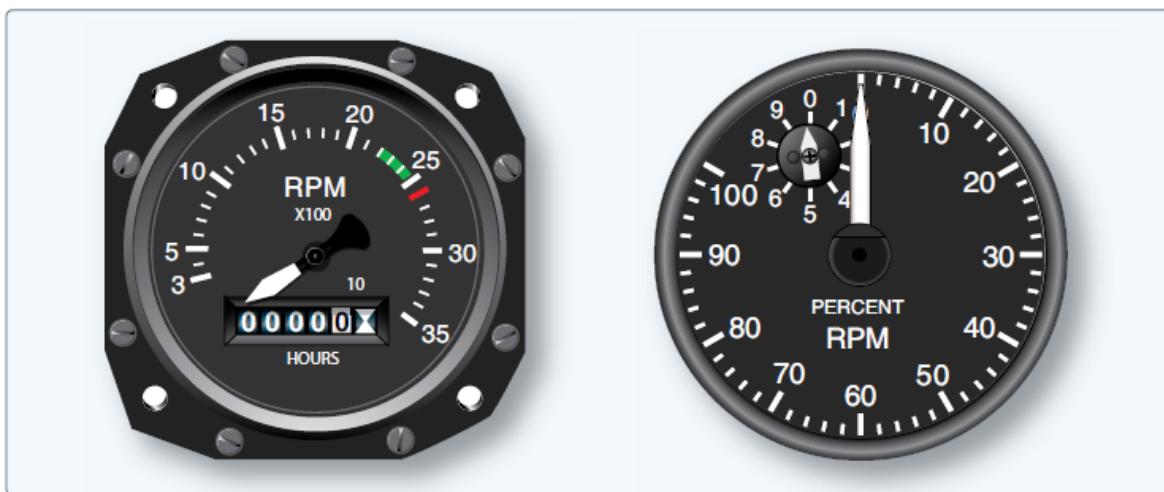


Figure 10-52. A tachometer for a reciprocating engine is calibrated in rpm. A tachometer for a turbine engine is calculated in percent of rpm.

Indicador de tacómetro servoaccionado

En diversos tipos de aviones de transporte público se utilizan actualmente indicadores de este tipo en conjunción con generadores de corriente alterna. En las Figs. 10.8 y 10.9 se muestra un diagrama esquemático de la disposición del circuito interno y la construcción de un indicador respectivamente.

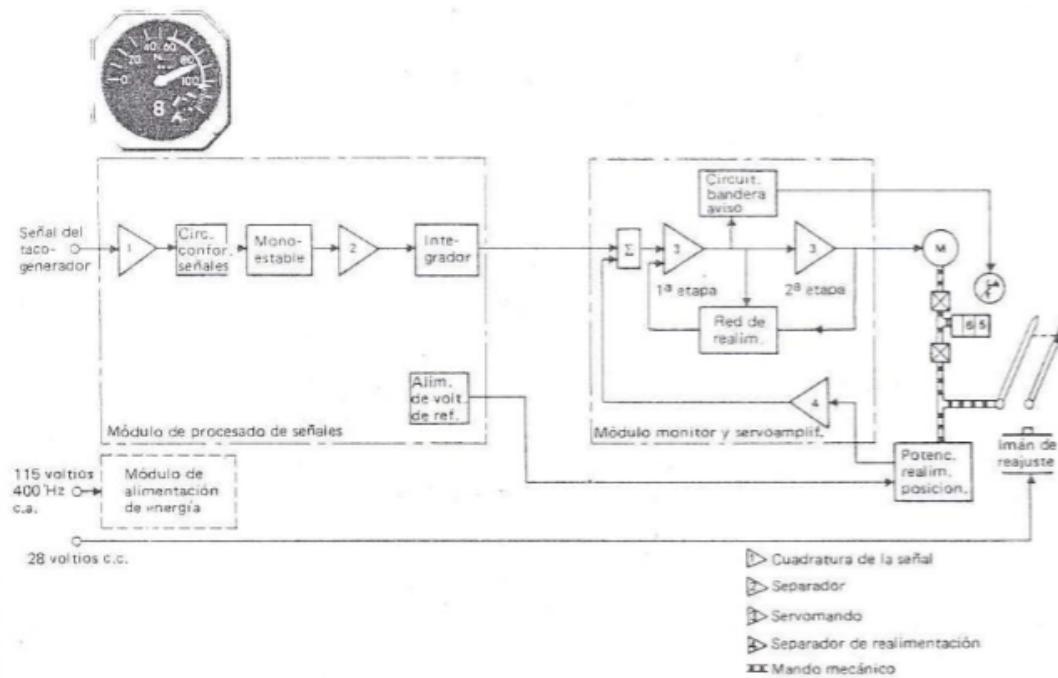


Figura 10.8.—Indicador de tacómetro servoaccionado.



Figura 10.9.—Construcción del indicador de tacómetro servoaccionado.

Las señales del generador se convierten primeramente en una forma de onda rectangular por un amplificador de cuadratura dentro del módulo de proceso de señales, y con el fin de obtener impulsos activadores positivos y negativos para cada semicírculo de la forma de onda, es diferenciada por un circuito conformador de señales. Los impulsos pasan por un monostable que produce entonces un tren de impulsos de amplitud y anchura constantes, y al doble de la frecuencia de la señal del generador. Para derivar la señal de frecuencia para poner en funcionamiento el motor de corriente continua a lo que se denomina la condición de velocidad de demanda, la salida del monostable se suministra a un integrador vía un amplificador separador. La señal de demanda se aplica entonces a una red detectora en un módulo servoamplificador y monitor, donde se la compara con una salida de corriente continua procedente del cursor de un potenciómetro de realimentación posicional. Puesto que el cursor está engranado a la aguja principal del indicador, su salida representa, por consiguiente, la velocidad indicada. Cualquier diferencia entre la velocidad de demanda y la indicada resulta en una señal de error que se suministra a las etapas de entrada y salida del servoamplificador, y luego al devanado del inducido del motor; la aguja del indicador y el contador digital son accionados entonces a la posición de velocidad de demanda. Al mismo tiempo, el cursor del potenciómetro de realimentación es repositionado también para que proporcione voltaje para rebajar la señal de velocidad requerida hasta que la señal de error sea cero; en este punto, el indicador presentará entonces la velocidad requerida.

El voltaje de salida de la etapa de entrada del servoamplificador se envía también a un monitor de servocircuito, cuya finalidad es detectar cualquier fallo del servocircuito para rebajar el voltaje de la señal de error. Si se produce tal fallo, el monitor funciona como un interruptor de "conexión-desconexión" la posición de "desconexión" desactiva una bandera de aviso controlada por solenoide que aparece a través de la presentación del contador digital.

También hay una aguja de sobrevelocidad que está instalada concéntricamente con la aguja principal; dicha aguja está situada inicialmente en la graduación de la escala apropiada. Si la aguja principal sobrepasa esta posición, la aguja de límite también lo hace. Cuando se reduce la velocidad, la aguja principal se moverá en consecuencia, pero la aguja de límite permanecerá en la velocidad máxima alcanzada puesto que está controlada por un mecanismo de trinquete. Puede devolverse a su posición inicial aplicando una alimentación de 28 voltios de corriente continua conectada separadamente a un solenoide de reposición dentro del indicador.

Sistema de indicador y sonda de tacómetro

Este sistema se utiliza en diversos tipos de grandes aviones de transporte público, y tiene la ventaja de proporcionar salidas eléctricas independientes adicionales a las que se necesitan para la indicación de velocidad, por ejemplo, registro de datos de vuelo y control del motor. Además, tiene la ventaja de que una sonda (véase la Fig. 10.10) no tiene piezas móviles.

La sonda de acero inoxidable herméticamente cerrada comprende un imán permanente, una pieza polar y varias bobinas de cuproníquel o níquel/cromo alrededor de un núcleo ferromagnético. Unos devanados independientes (entre cinco y siete según el tipo de sonda) proporcionan salidas al indicador y otros equipos que precisen datos de la velocidad del motor. La sonda está montada por pestaña en la sección del compresor de alta presión del motor, de forma que penetre en esta sección. En algunos motores turbofán, también se puede montar una sonda en la sección del fan para medir la velocidad de éste. Las piezas polares, cuando están en su sitio, se encuentran muy cerca de los dientes de una rueda dentada (llamada a veces rueda fónica) que gira a la misma velocidad que el eje del compresor o del fan, según corresponda. Para asegurar la orientación correcta de la sonda, existe una clavija de localización en la pestaña de montaje.

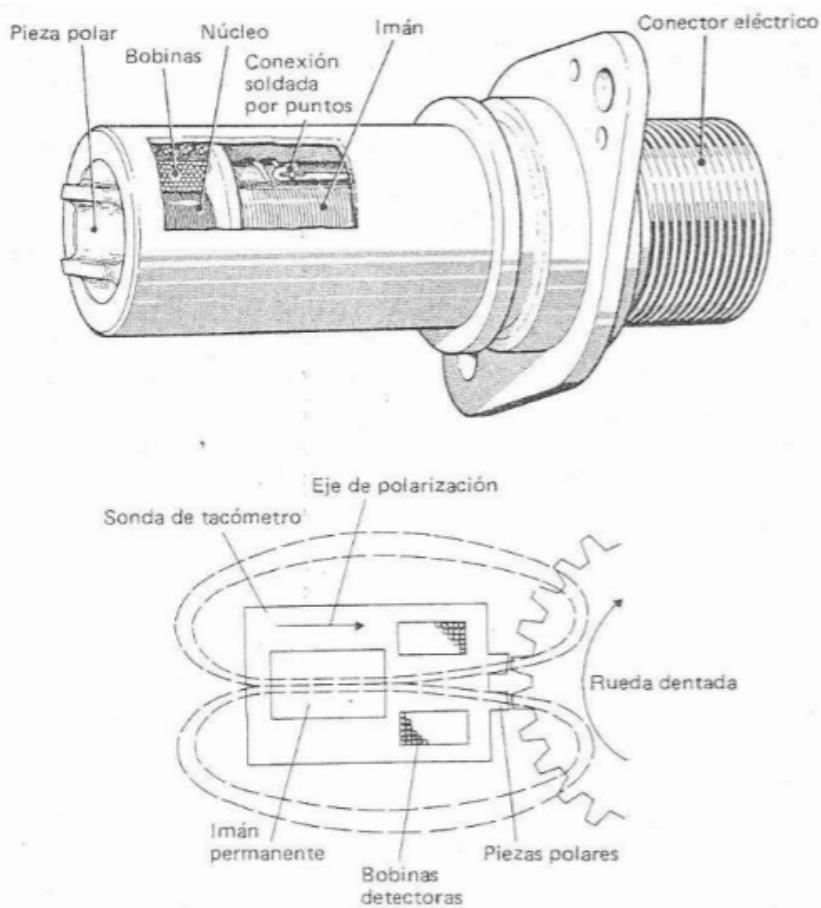


Figura 10.10.—Sonda de tacómetro.

El imán permanente produce un campo magnético alrededor de las bobinas detectadoras, y cuando los dientes de la rueda dentada pasan las piezas polares, la intensidad del flujo a través de cada polo varía inversamente con la anchura del entrehierro entre los polos y los dientes de la rueda. Cuando la densidad del lujo cambia, se induce una fuerza electromotriz en las bobinas detectoras

cuya amplitud varía con el régimen de cambio de densidad del flujo. Por tanto, al tomar la posición mostrada en la Fig. 10.10 como la posición inicial, habría intensidad máxima, pero el régimen de cambio de densidad sería cero y, de este modo la amplitud de la fuerza electromotriz inducida será cero. Cuando los dientes del engranaje se desplazan de esta posición, la densidad del flujo empieza primeramente a disminuir alcanzando un régimen máximo de cambio e induciendo con ello una fuerza electromotriz de máxima amplitud. En la posición con la que las piezas polares se alinean con los "valles" entre los dientes de engranaje la densidad del flujo estará en el máximo, y como el régimen de cambio es cero, la amplitud de la fuerza electromotriz es cero. La densidad del flujo aumentará otra vez cuando los dientes próximos del engranaje se alineen con las piezas polares, y la amplitud de la fuerza electromotriz inducida alcanza un máximo coincidente con el mayor régimen de cambio de densidad de flujo. Por consiguiente, la sonda y los dientes de engranaje pueden considerarse como un interruptor de flujo magnético que induce fuerzas electromotrices directamente proporcionales a la velocidad de la rueda dentada y eje del compresor o fan.

Las señales de salida para indicación de velocidad se suministran a un indicador del tipo de torsión de corriente continua, cuya presentación se muestra en la Fig. 10.7(b). Las señales pasan por un módulo de procesado de señales (véase la Fig. 10.11) y se suman con una salida del potenciómetro servo y un amplificador separador. Después de la suma, la señal pasa por un servoamplificador el dispositivo de torsión, que gira entonces las agujas del indicador para que indiquen los cambios en las señales de la sonda en términos de velocidad. El servo-potenciómetro recibe voltaje de referencia, y puesto que el dispositivo de torsión también sitúa su cursor, el potenciómetro controlará la suma de las señales al servoamplificador para asegurar el equilibrado de las señales en las diversas condiciones de velocidad constante. Si hay fallo de la fuente de alimentación o señales, la aguja principal del indicador es devuelta a la posición de "fuera de escala" por la acción de un muelle helicoidal precargado.

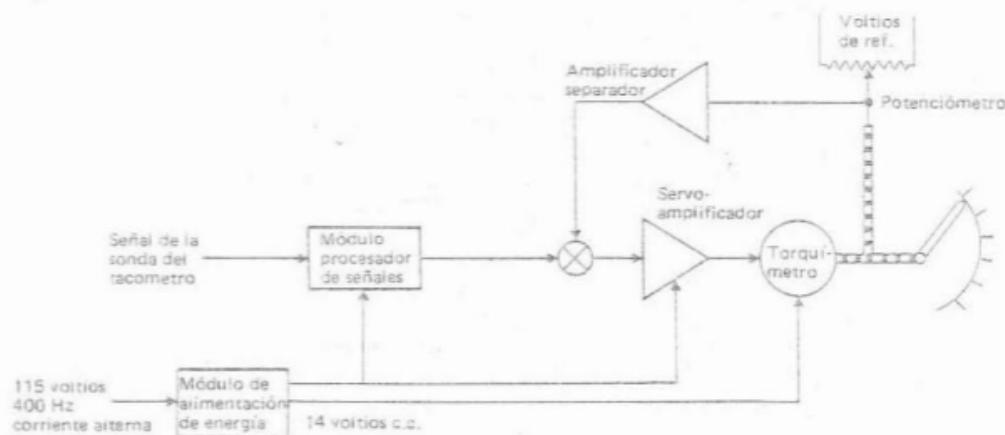


Figura 10.11.—Esquema simplificado de un tacómetro de motor de torsión de c.s.

SINCROSCOPIOS

En aviones impulsados por varios motores de émbolo, o turbohélices, se presenta el problema de mantener sincronizadas las velocidades de los motores en condiciones "en velocidad" y minimizar así los efectos de la vibración estructural y el ruido.

El método más sencillo para mantener sincronizados los motores sería ajustar manualmente los sistemas de control de gases y velocidad de los motores hasta que los indicadores tacómetros pertinentes indiquen lo mismo. Esto, sin embargo, no es muy práctico, por la sencilla razón de que los instrumentos individuales pueden tener errores y dar indicaciones diferentes: por consiguiente, aun señalando las mismas velocidades de funcionamiento, los motores estarían en realidad funcionando a velocidades que difieren por los errores de indicación. Además, la sincronización de los motores por comparación directa de las lecturas de los indicadores tacómetros se hace algo difícil por la sensibilidad de los instrumento, que hace que un piloto o un mecánico se exceda o no llegue a una condición de velocidad por tener que "perseguir las agujas".

Con el fin de facilitar el ajuste manual de velocidad se introdujo un instrumento adicional conocido como sincroscopio. Este instrumento proporciona una indicación cualitativa de las diferencias de velocidades entre dos o más motores; al utilizar la técnica de establecer las condiciones de velocidad requeridas en un motor principal seleccionado, el instrumento también proporciona una indicación clara e inconfundible de si el motor subordinado funciona más rápido o más lento que el principal.

El instrumento fue diseñado al principio para que funcione con corriente alterna generada por el sistema de tacómetro y, por consiguiente, como una parte eléctrica de este sistema. Las presentaciones en las esferas de los sincroscopios diseñados para su empleo en bimotores y cuatrimotores pueden verse en las figuras 10.12 (a) y (b) respectivamente, mientras que en (c) se muestra una combinación de presentación doble de r.p.m. y sincroscopio.

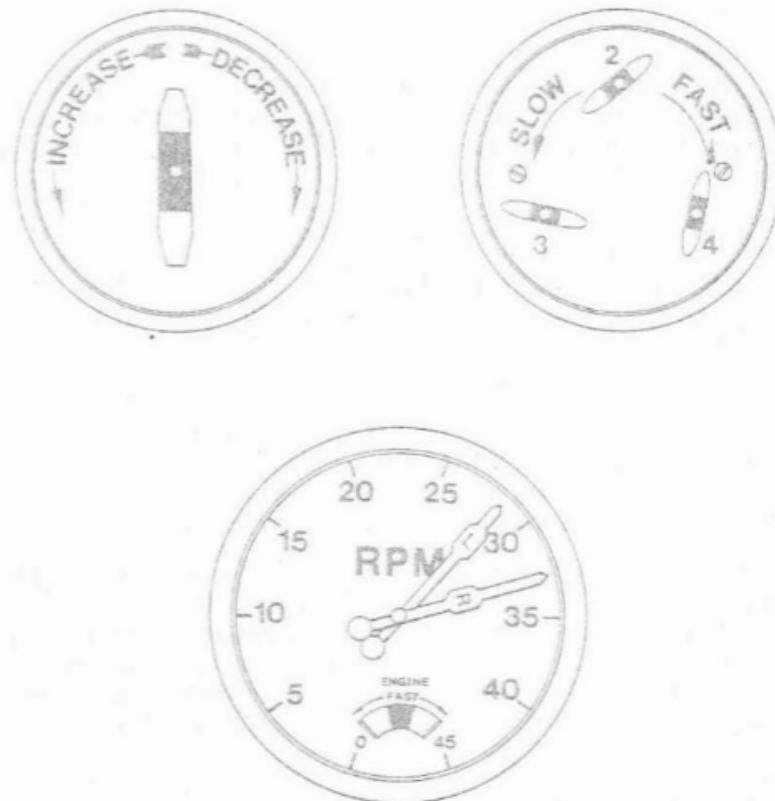


Figura 10.12.—Presentaciones en esferas de sincroscopios. a) Bimotor.
b) Cuatrimotor. c) Tacómetro doble y sincroscopio combinados.

El funcionamiento se basa en el principio del motor de inducción, que para este uso, consta de un estator laminado de devanado en estrella trifásico y un rotor laminado de devanado en estrella trifásico pivotado en pivotes de rubí dentro del estator. Las fases del estator están conectadas al generador de tacómetro del motor subordinado, mientras que las fases del rotor lo están al generador del motor principal a través de anillos colectores y escobillas de hilos metálicos. Un disco en el extremo anterior del eje del rotor proporciona el equilibrado de éste. La aguja, que tiene dos extremos representando una hélice, va fijada al extremo anterior del eje del rotor y puede girar sobre una esfera marcada INCREASE (aumento) en su lado izquierdo y DECREASE (disminución) en el derecho.

En algunos sincroscopios, los lados izquierdo y derecho pueden estar marcados SLOW (lento) y FAST (rápido) respectivamente. Los sincroscopios diseñados para su empleo en cuatrimotores utilizan tres motores de inducción independientes; el rotor de cada uno está conectado al generador de tacómetro del motor principal, mientras que cada estator está conectado a uno de los otros tres generadores.

Funcionamiento

Para comprender el funcionamiento de un sincroscopio, consideremos la instalación de un sistema típico de tacómetro de bimotor, cuyo circuito se da en la Fig. 10.13. Además, supongamos que el

motor principal, que generalmente es el numero 1, se ha ajustado a la condición "en velocidad" requerida y que el motor subordinado se ha sincronizado con él.

En este momento, ambos generadores están produciendo una corriente alterna trifásica para el funcionamiento de sus indicadores respectivos y están alimentando también al sincroscopio, el generador número 1 alimentando al rotor y el número 2 al estator. De este modo, se establece un campo magnético en el rotar y el estator; cada campo gira a una frecuencia proporcional a la de su generador correspondiente, y durante la fase de rotación del sistema, gira en la misma dirección. Para las condiciones supuestas, y porque las frecuencias de los generadores son proporcionales a la velocidad, está claro que la frecuencia del campo del estator del sincroscopio es igual que la del campo del rotor. Esto quiere decir que ambos campos alcanzan su intensidad máxima en el mismo instante; las torsiones debidas a estos campos están equilibradas, y la atracción entre los polos opuestos mantiene al rotor "inmovilizado" en alguna posición fija, indicando, así, sincronismo entre las velocidades de los motores. Consideremos ahora el efecto que se produce cuando el motor subordinado funciona más lento que el principal. La frecuencia del generador del motor subordinado será más lenta que la del generador del motor principal y, en consecuencia, el campo del estator estará retrasado con respecto al campo del rotor; en otras palabras, alcanzando su intensidad máxima un instante más tarde en, digamos, el punto *a* en la Fig. 10.13. El rotor, al ser magnetizado más rápido que el estator, trata de girar el estator y alinear el campo de éste, pero el estator es una unidad fija; por consiguiente, se establece una torsión reactiva por la interacción de la torsión mayor del rotor con el estator. Esta torsión hace que el rotor gire en dirección opuesta a la de su campo, de modo que es obligado a realinearse continuamente con el campo retardado del estator. El giro continuo del rotor acciona la aguja en forma de hélice para que indique que el motor subordinado funciona LENTO (SLOW) y que se necesita un AUMENTO (INCREASE) de velocidad para sincronizarlo con el principal.

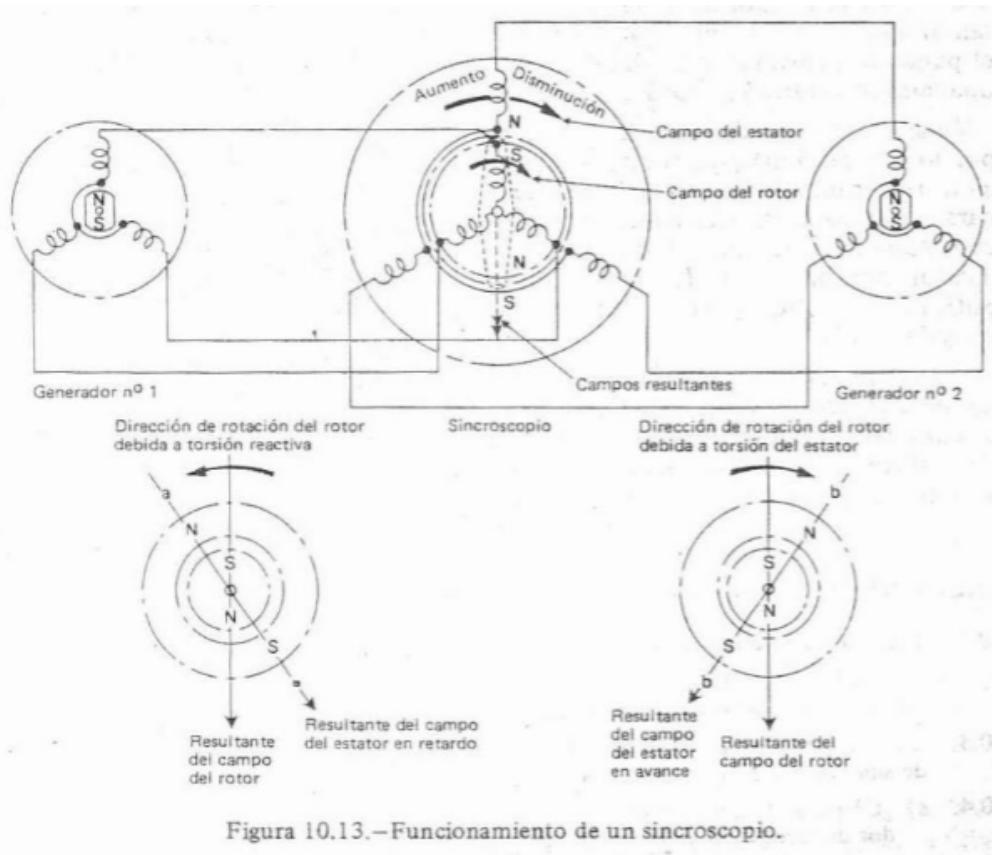


Figura 10.13.—Funcionamiento de un sincroscopio.

Si el motor subordinado funcionase más rápido que el principal, entonces el campo del estator del sincroscopio iría delante del campo del rotor, alcanzando la intensidad máxima en, digamos, el punto **b**. El campo del estator produciría entonces la torsión mayor, la cual llevaría al rotor a realinearse con el campo adelantado del estator, indicando la aguja que el motor subordinado funciona RÁPIDO (FAST) y que se necesita una DISMINUCION (DECREASE) de velocidad para sincronizarlo.

Cuando la velocidad del motor subordinado se sincroniza otra vez, la frecuencia del generador se cambia de modo que se restablezca una vez más un equilibrio entre los campos y las torsiones y que el rotor del sincroscopio y la aguja adopten una posición fija.

Por la descripción anterior vemos que un sincroscopio es, en realidad, un frecuencímetro, y su actuación se debe únicamente a las frecuencias relativas de dos o más generadores. Los voltajes de los generadores no representan ningún papel en el funcionamiento del sincroscopio excepto para determinar la gama operación por encima y por debajo del sincronismo.

INDICADORES DE ROTACION

En algunos aviones que utilizan motores de derivación de turbina, existen indicadores que dan a conocer que el eje de los compresores de baja presión comienza a girar durante el ciclo de puesta en marcha, y que es seguro que continúe el ciclo.

La base de este indicador es un amplificador magnético de dos etapas que opera con una alimentación de 115 voltios 400 Hz y que está conectado a una fase de un generador de tacómetro normal. Las señales del generador se alimentan al amplificador como entrada de referencia en revoluciones por minuto. En el panel de instrumentos principal, o panel del mecánico de vuelo, va montada una lámpara indicadora conectada a la etapa de salida de amplificador.

Cuando la señal de entrada de voltaje de velocidad alcanza un nivel crítico, por lo general 6 mV, que corresponden a una velocidad de rotación de una fracción de 1 r.p.m., se produce corriente de salida suficiente para encender la lámpara indicadora. La velocidad se alcanza en los primeros grados de rotación; por consiguiente, la lámpara proporciona una indicación inmediata de que el eje de baja presión ha girado. Las señales que pasan del nivel crítico hacen que el amplificador se sature y que la lámpara permanezca encendida pero sin ser sobrecargada.

La alimentación de energía se envía al amplificador vía un circuito de puesta en marcha del motor y se aísla una vez que se concluye de forma satisfactoria el circuito de puesta en marcha. En las instalaciones de polimotores, un solo amplificador y una sola lámpara sirven para indicar la rotación de cada motor, seleccionándose automáticamente durante cada ciclo de puesta en marcha.

3.3. Flujómetros, diferentes tipos, totalizadores

MEDICIÓN DEL FLUJO DE COMBUSTIBLE

Al analizar los diseños de los sistemas de medición de flujo de combustible se encontrará que quedan comprendidos dentro de dos grupos principales: (i) flujo de combustible independiente, y (ii) integrado. Se usan varios tipos y no es posible detallarlos todos. No obstante, se ha elegido un sistema que puede considerarse representativo de cada grupo para ilustrar las aplicaciones de los requisitos y principios fundamentales.

Sistema independiente de flujo de combustible

Este sistema consta de un transmisor y un indicador y precisa 28 voltios de corriente continua para su funcionamiento. El transmisor, mostrado en la Fig. 13.16, tiene un cuerpo fundido con conexiones de entrada y salida en comunicación con una cámara de medición en forma de espiral que contiene el conjunto medidor. Este último consta de una paleta medidora pivotada de forma que pueda desplazarse angularmente bajo la influencia del combustible que pasa por la cámara. Entre el borde de la paleta y la pared de la cámara se forma una pequeña separación, la cual, a causa de la forma en espiral de la cámara, aumenta de área cuando la paleta se desplaza de su posición cero. La variación del área de la separación controla el régimen de desplazamiento de la paleta, que es más rápido en los regímenes de flujo menores (separación más estrecha) que en los más altos. La paleta está montada en un eje que va en dos cojinetes planos con casquillo, uno en cada tapa que cierra la cámara de medición.

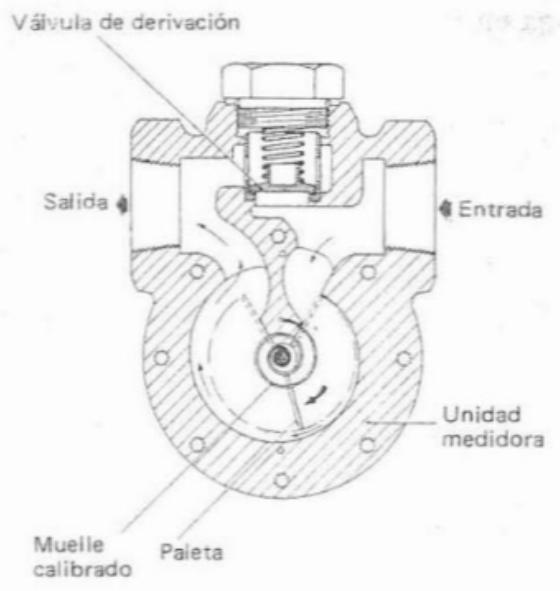


Figura 13.16.—Vista en corte de un transmisor de flujo de combustible de paleta giratoria.

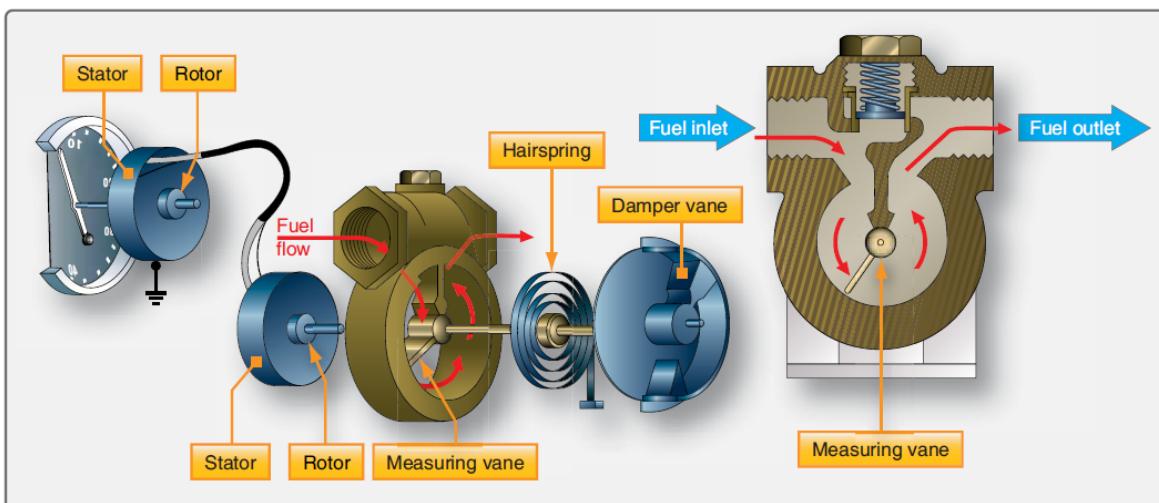
En un extremo, el eje sobresale a través de su cojinete y lleva un imán anular bipolar que forma parte de un acoplamiento magnético entre la paleta y la unidad de transmisión eléctrica. En este sistema particular la unidad es un potenciómetro de precisión; en algunos diseños puede utilizarse un sincro de corriente alterna. El eje del potenciómetro (o sincro) lleva un imán recto bipolar que

está situado en el interior del imán anular. La interacción de los dos campos proporciona un "cierre magnético", de modo que el cursor del potenciómetro (o rotor del sincro) pueda seguir cualquier desplazamiento angular de la paleta de medición sin fricción.

El otro extremo del eje de la paleta de medición sobresale también a través de su cojinete y su punto de fijación para el extremo interior es un muelle de control calibrado especialmente. El extremo exterior del muelle está sujeto a una placa de disco que puede ser girada por un piñón que engrana con los dientes cortados en la periferia de la placa. Esto proporciona el ajuste de la torsión del muelle durante la calibración del transmisor.

Cualquier tendencia del conjunto medidor y del elemento de transmisión a oscilar en condiciones de regímenes de flujo estático es vencida por un sistema de amortiguación de líquido, siendo el líquido el mismo combustible. El sistema comprende una cámara de amortiguación que contiene un contrapeso y una paleta circular que están sujetos al mismo extremo del eje de la paleta de medición que el muelle de control. La cámara de amortiguación está sujeta a uno de los lados del cuerpo del transmisor, y, excepto por un pequeño orificio de purga en una placa obturadora circular, está separada de la cámara de medición. El propósito del orificio es, desde luego, dejar que el combustible llene la cántara de amortiguación y, de este modo, sumergir completamente el conjunto de contrapeso. La eficacia del sistema de amortiguación no se ve influenciada por el flujo de combustible. Un tapón roscado en la tapa exterior de la cámara de amortiguación facilita el drenaje de combustible de dicha mamara.

La construcción del indicador es sencilla. Está compuesto por un miliamperímetro de bobina móvil que lleva una sola aguja que se mueve sobre una escala graduada en galones, libras o kilogramos por hora. Las señales al miliamperímetro se transmiten vía un amplificador transistorizado que también va dentro de la caja del indicador. En los sistemas que emplean transmisión síncrona, la aguja del indicador es accionada por el rotor de un sincrorreceptor.



Funcionamiento

Cuando el combustible comienza a fluir a través de la tubería de alimentación principal, entra en el cuerpo del transmisor y atraviesa la cámara de medición. Al hacerlo así, desvía la paleta medidora de su posición cero y tiende a llevarla alrededor de la cámara. Puesto que la paleta está acoplada al muelle calibrado, este último se opondrá al movimiento de la paleta, dejándola que adopte solamente una posición angular en la que la tensión del muelle esté en cualquier instante equilibrada con el régimen de flujo de combustible. La paleta a través del medio del acoplamiento de cierre magnético, hará también que el cursor del potenciómetro sea desplazado; con un voltaje continuo constante a través del potenciómetro, el voltaje en el cursor es directamente proporcional al flujo de combustible. El voltaje es alimentado al amplificador; cuya corriente de salida acciona la aguja del miliamperímetro para que indique el flujo de combustible.

En un sistema que emplee sincros, el flujo de corriente debido a diferencias de la posición angular de los rotores accionará el rotor del sincro del indicador directamente a la posición nula y, por ello, hará que la aguja del indicador señale el flujo de combustible.

En el tipo de transmisor considerado también es necesario proporcionar una derivación para el combustible en caso de agarrotamiento de la paleta o alguna otra obstrucción que produzca un aumento de presión en el lado de entrada. En la Fig. 13.16 puede verse que la válvula es del tipo sencillo cargada por resorte incorporado en la cámara de medición. La tensión del muelle se ajusta de modo que la válvula se levante de su asiento y deje que el combustible no pase por la cámara de medición cuando la diferencia de presión a través de dicha cámara pasa de 2,5 lbf/pulg.²

SISTEMA AFORADOR INTEGRADO

Podemos definir el sistema aforador integrado como aquél en el que el elemento que indica el combustible consumido está combinado con el requerido para flujo de combustible, permitiendo así que se puedan presentar ambas cantidades en un solo instrumento.

Para realizar esto es necesario incluir en el sistema un dispositivo que dé directamente el combustible consumido en un período de tiempo del régimen de flujo durante ese mismo período. En otras palabras, se necesita un integrador de tiempo para saber el combustible consumido en la relación de régimen de flujo de combustible/tiempo.

Tal dispositivo puede ser mecánico, formando parte integral de un mecanismo indicador, o, como en los sistemas aforados electrónicos, una etapa divisora especial dentro del amplificador o incluso una unidad integradora completamente independiente. A continuación se estudiará un sistema típico al que se aplican los principios de funcionamiento.

El sistema consta de tres unidades principales: transmisor de flujo, relé electrónico o calculador, e indicador. Su funcionamiento se basa en el principio de que el par necesario para acelerar un fluido a una velocidad angular dada es una medida del régimen de flujo de la masa de fluido. La

velocidad angular, que se imparte por medio de un impulso giratorio y un tambor, establece una reacción para realizar desplazamientos angulares relativos entre el impulso y el tambor. Los selectores inducidos detectan los desplazamientos en términos de impulsos de señales proporcionales al régimen de flujo y los suministra, a través del amplificador/cálculador, al indicador.

El transmisor, que se muestra esquemáticamente en corte en la Fig. 13.17, consta de un cuerpo de aleación de aluminio que contiene una cámara de medición de flujo, un conjunto de impulsor accionado por motor, y un conjunto de bobina inductora montado exteriormente. El conjunto del impulsor está compuesto de un tambor exterior que es accionado a través de un acoplamiento magnético y un engranaje reductor, por un motor síncrono, y un impulsor que incorpora unas paletas para impartir velocidad angular al combustible que fluye a través de la cámara de medición. El tambor y el impulsor están acoplados por un muelle lineal calibrado. El motor va dentro de un tambor fijo en el extremo de entrada y gira el impulsor a una velocidad constante. En el tambor fijo hay paletas de enderezamiento para eliminar cualquier velocidad angular ya presente en el combustible antes de que pase por el conjunto de impulsor. Un aspecto a tener en cuenta es el uso de un acoplamiento magnético entre el motor y el conjunto de impulsor es que elimina los inconvenientes relacionados con las juntas de cierre giratorias. El motor y su engranaje de accionamiento están aislados del combustible al estar encerrados en una cámara que está evacuada y llena de un gas inerte antes del sellado.

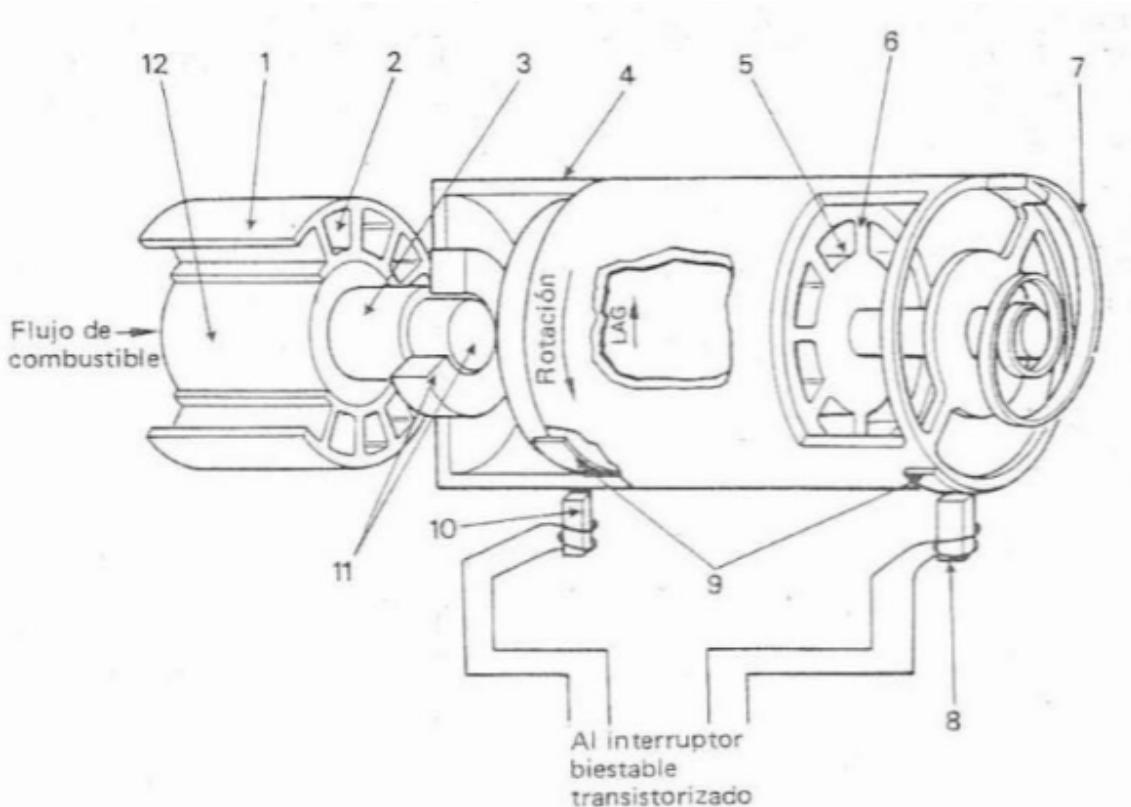


Figura 13.17.—Transmisor de flujo de combustible de un sistema integrado típico. 1.—Turbina. 2.—Paso de fluido. 3.—Eje. 4.—Cuerpo de aleación ligera. 5.—Paso de fluido. 6.—Impulsor. 7.—Muelle restrictor. 8.—Conjunto selector. 9.—Imanes. 10.—Conjunto selector. 11.—Acoplamiento magnético. 12.—Rotor.

Cada uno de los dos conjuntos de selectores constan de un imán y un inductor de núcleo de hierro. Un imán está ajustado al tambor exterior mientras que el otro lo está al impulsor, proporcionando así los puntos de referencia angular requeridos. Los imanes están situados de modo que en condiciones de flujo cero estén alineados efectivamente. Las bobinas están situadas en un compartimiento eléctrico en el exterior del cuerpo del transmisor, junto con unidades transistorizadas que amplifican y comutan las señales inducidas.

El calculador efectúa la función de proporcionar la energía a los diversos circuitos del sistema, detectando el número de impulsos producidos en el transmisor, y calculando e integrando el régimen de flujo de combustible y la cantidad de combustible consumido. Consta de varias etapas interconectadas en tres secciones distintas, según se muestra en el diagrama de bloques de la Fig. 13.18. Las etapas de las secciones 2 y 3 constan de transistores y sus condensadores de acoplamiento asociados a resistencias. La sección de alimentación de energía (1) controla el voltaje y la frecuencia de la alimentación al motor síncrono del transmisor, y consta de un transformador, de un oscilador de cristal transistorizado, de una salida y de unidades amplificadoras de energía.

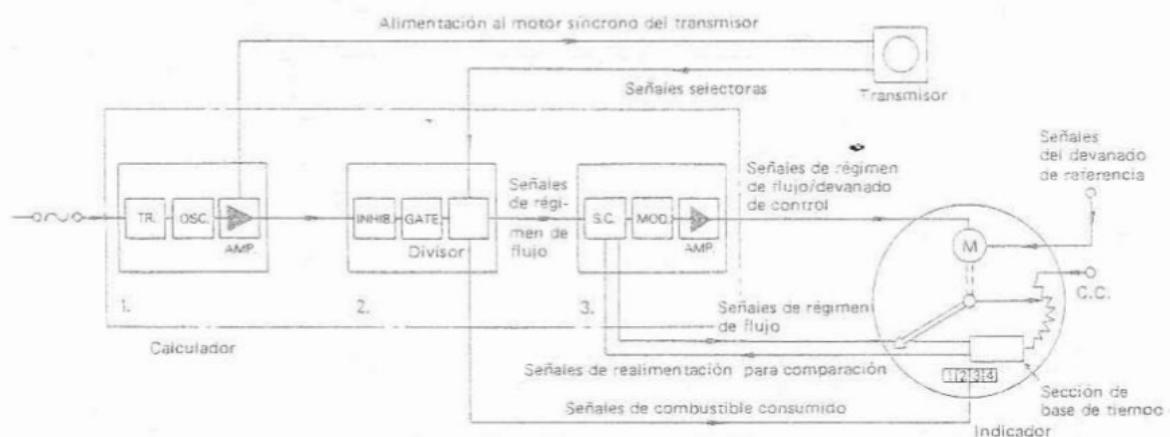


Figura 13.18.- Sistema medidor de combustible integrado.

En el diagrama se observará que la sección 2 se compone de tres etapas: inhibidora, discriminadora y divisora. Las funciones respectivas de las tres etapas son: suprimir todas las señales del transmisor por debajo de un cierto régimen de flujo; controlar o discriminar las señales de impulsos procedentes del oscilador de alimentación de energía; producir señales de salida proporcionales al régimen de flujo verdadero; proporcionar el factor divisor de tiempo y los impulsos de salida que representan la masa unitaria de combustible consumido. La sección 3 también se compone de tres etapas: comparadora de señales, moduladora y servoamplificadora. Las funciones respectivas de estas tres etapas son: comparar las señales de salida del transmisor con las señales de base de tiempo realimentadas desde el indicador; combinar la salida del comparador con corriente alterna de 400 Hz y producir una nueva salida; proporcionar una señal de accionamiento al devanado de control del servomotor del indicador. El indicador emplea una sección de indicación de flujo que consta de un servomotor de 400 Hz que acciona una aguja y un cursor de potenciómetro a través de un tren de engranajes de reducción. El devanado de referencia del motor recibe un voltaje alterno constante, mientras que el devanado de control recibe sus señales del servoamplificador del calculador. El potenciómetro recibe corriente continua y su cursor está conectado eléctricamente a una sección de base de tiempo transistorizada, también dentro del indicador. Las señales de salida del transmisor se introducen también en la sección de base de tiempo vía un potenciómetro preajustado que forma parte de la etapa comparadora de señales del calculador. La diferencia entre la base de tiempo y los voltajes de las señales de flujo de combustible indicado se envía al servomotor, que entra en funcionamiento para reducir el voltaje de error a cero y corregir así el flujo de combustible indicado.

La sección de combustible consumido del indicador consta de un contador digital de 5 tambores accionado por solenoide y un amplificador de impulsos. El amplificador recibe un impulso de la etapa divisora del calculador para cada masa unitaria de combustible consumido y envía su salida al solenoide, el cual avanza los tambores del contador apropiadamente. Para reponer el contador a cero se facilita un botón de reajuste mecánico.

Funcionamiento

Cuando se conecta energía eléctrica al sistema, el motor síncrono en el transmisor se pone en funcionamiento para accionar el conjunto de impulsor a una velocidad constante. En condiciones de flujo de combustible cero, los imanes de los conjuntos de selectores están alineados efectivamente, aunque en la práctica hay una pequeña diferencia angular establecida para mantener una desviación que representa un régimen de flujo mínimo específico. Esto se indica en la Fig. 13.19(a). Cuando fluye combustible a través de la cámara de medición del transformador, el conjunto de impulsor giratorio y tambor imparte una velocidad angular constante al combustible, y puesto que los dos están interconectados por un muelle calibrado, se crea un par de reacción que altera el desplazamiento angular entre el impulsor y el tambor, y sus imanes correspondientes. Este desplazamiento angular es proporcional al régimen de flujo. En las Figuras 13.19(b) y (c) puede verse el desplazamiento para regímenes de flujo de combustible de crucero y máximo.

La posición de cada imán la detecta su propia bobina selectora; los impulsos primarios inducidos cuando cada imán se mueve más allá de su bobina son enviados a la etapa divisora en el calculador (véase también la Fig. 13.18). La salida de esta etapa se envía al devanado de control del servomotor del indicador a través de la sección 3 del calculador, y la aguja del indicador es accionada para que indique el flujo de combustible. Al mismo tiempo, el motor acciona el cursor del potenciómetro, produciendo una señal que es realimentada a la etapa comparadora de señales y comparada con la salida producida por el transmisor. Cualquier señal de diferencia resultante se amplifica, modula y amplifica en energía para accionar el motor del indicador y la aguja a una posición que señale el régimen real de flujo de combustible.

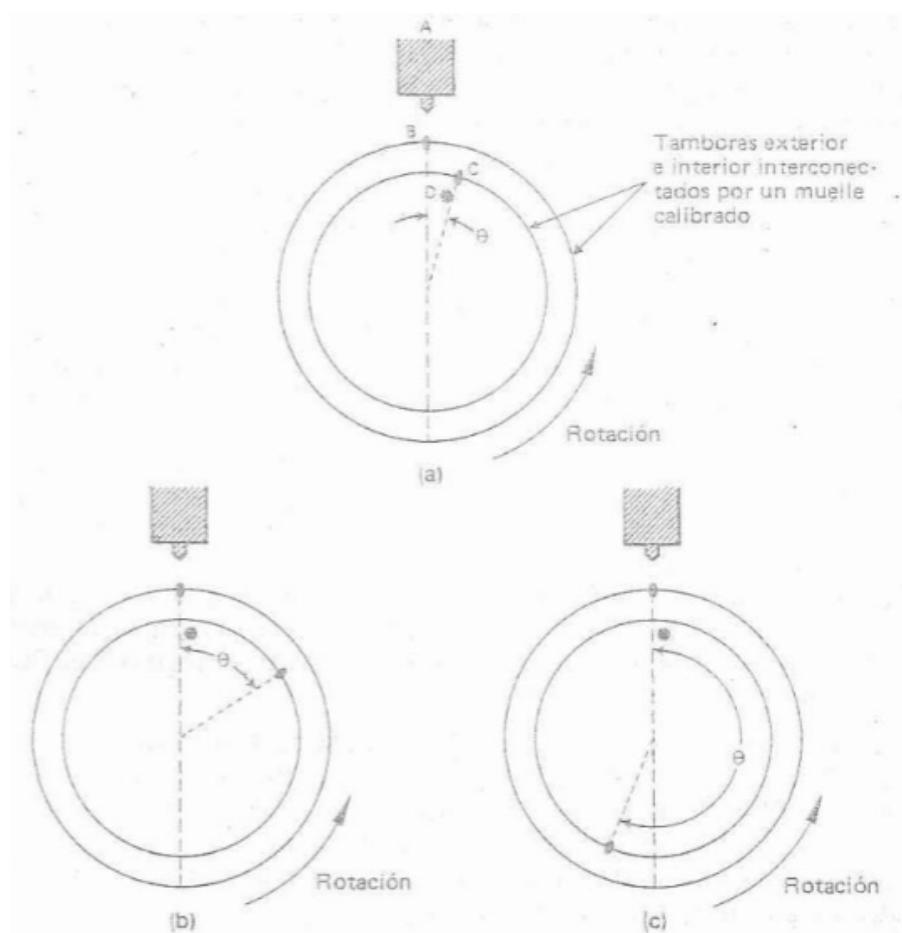


Figura 13.19.—Operación de los selectores del transmisor. *a)* Flujo de combustible cero — A, Dos bobinas selectoras (una detrás de la otra), B, C, Imanes, D, Tope (da desviación de 3 a 5°), θ Ángulo de descalaje en el que ambos tambores giran juntos. *b)* Flujo de combustible de crucero. *c)* Flujo máximo de combustible.

La etapa divisora del calculador también utiliza las señales del transmisor para producir señales de "tiempo" de impulsos para la operación del contador de combustible consumido del indicador. En cada revolución sucesiva del conjunto impulsor del transmisor se añaden impulsos y se dividen por una relación seleccionada, y se suministran luego al contador como un impulso por cada kilogramo o libra de combustible consumido.

3.4. Termocuplas. Medición de la temperatura en motores

TERMOMETROS TERMOELECTRICOS

Los termómetros termoeléctricos juegan un papel importante en la supervisión de la integridad estructural de los componentes vitales de los motores de embolo enfriados per aire y de los motores de turbina cuando funcionan a altas temperaturas. En los primeros, los componentes a que nos referimos son los cilindros, mientras que en los segundos son los rotores de la turbina y los alabes. Los sistemas constan básicamente de un elemento detector de termopar que, según su uso, está sujeto a la culata de cilindros de un motor o expuesto a los gases de escape de la turbina, y a un indicador de bobina móvil conectado al elemento detector por cables especiales.

Principio de termopar

Los instrumentos termoeléctricos medidores de temperatura dependen para su funcionamiento de la energía eléctrica producida por la conversión directa de la energía térmica en la fuente medidora. Por consiguiente, a diferencia de los termómetros de resistencia, son independientes de cualquier alimentación eléctrica exterior.

Esta forma de conversión de energía, conocida como el efecto Seebeck, fue demostrada primero por Seebeck en 1821, cuando descubrió que cogiendo dos alambres de metales diferentes y uniéndolos en sus extremos, de modo que se formasen dos uniones independientes, A y B como en la Fig. 11.16, se producía una fuerza electromotriz cuando las uniones se mantenían a temperaturas diferentes, haciendo que circulara corriente alrededor del circuito.

La instalación de dos hilos de metal diferente unidos de esta forma se llamó termopar; la unión a la temperatura más alta se denomina convencionalmente unión caliente o de medición, y a la de temperatura más baja unión fría o de referencia. (En la práctica, la unión caliente es una unidad independiente para detectar la temperatura, y se considera generalmente como el propio termopar.) Los experimentos que siguieron al descubrimiento de Seebeck demostraron la existencia de otros los efectos.

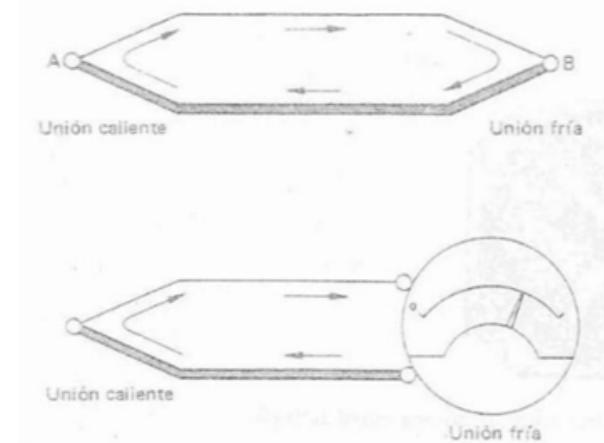


Figura 11.16.—Principio del ter-mopar.

Cuando circula una corriente eléctrica por la unión de dos sustancias diferentes, el calor es absorbido o liberado en la unión, dependiendo de la dirección de la corriente. A esto se le conoce como efecto Peltier. En un circuito en el que el único voltaje generado es una fuerza termoelectromotriz, la corriente circula por una unión calentada en cierta dirección. Si, en vez de suministrar calor al sistema, se introduce una pila eléctrica en el circuito, de tal polaridad que se arrastre una corriente en la misma dirección que la termocorriente, la unión que se calentó anteriormente se enfriará, y la unión que se mantuvo anteriormente a una temperatura constante, se calentará.

Lord Kelvin (cuando era Sir William Thomson) descubrió que en un mono-conductor homogéneo se producían efectos similares a los efectos Seebeck y Peltier; si dos partes de un conductor están a temperaturas diferentes, se genera una fuerza electromotriz; cuando fluye corriente de una parte del conductor a otra que esté a una temperatura diferente, se puede absorber o liberar calor. Estos fenómenos son aspectos diferentes de un efecto Thomson simple.

Materiales y combinaciones de termopares

Los materiales seleccionados para su uso como elementos detectores termoeléctricos se clasifican en dos grupos principales, metal no noble y metal noble, y se enumeran en la Tabla 11.1. La elección de un termopar particular viene dictada por la temperatura máxima que es probable encontrar durante el servicio. Los termopares que se han de utilizar en los aviones quedan limitados a los del grupo de metales comunes o no nobles.

Tabla 11.1.—Combinaciones de termopares.

Grupo	Metales y composición		Temperatura máxima °C (continua)	Utilización
	Hilo positivo	Hilo negativo		
Metal base	Cobre (Cu)	Constantan Ni, 40%; Cu, 60%	400	Medición de la temperatura de la culata de cilindros
	Hierro (Fe)	Constantan Ni, 40%; Cu, 60%	850	
	Cromel (Ni, 90%; Cr, 10%)	Alumel (Ni, 90%; Al, 2% + Si + Mn)	1.100	Medición de la temperatura de los gases de escape
Metal raro	Platino (Pt)	Rodio-Platino (Rh, 13%; Pt, 87%)	1.400	No se utilizan los sistemas de indicación de temperatura de los aviones

Cr, cromo; Ni, níquel; Al, aluminio; Si, silicio; Mn, manganeso.

Para utilizar el principio termoeléctrico para medir la temperatura, se necesita evidentemente medir las fuerzas electromotrices generadas a las diversas temperaturas. Esto se hace conectando un milivotímetro de bobina móvil calibrado en grados Celsius, en serie con los circuitos, de modo que forme la unión fría. La introducción del instrumento en el circuito implica la presencia de uniones adicionales que producen sus propias fuerzas electromotrices e introducen errores en la medición. Sin embargo, cuando se diseñan circuitos prácticos, termopares se tienen en cuenta estos efectos, con el fin de eliminar cualquier error que resulte de las "fuerzas electromotrices parásitas", como se las denomina.

En la Fig. 11.17 pueden verse las presentaciones en esferas de indicadores típicos. La marca SET (ajuste) en la esfera del indicador de temperatura de los gases de escape indica la temperatura a la que se sitúa la aguja durante el procedimiento de ajuste realizado después de la instalación.

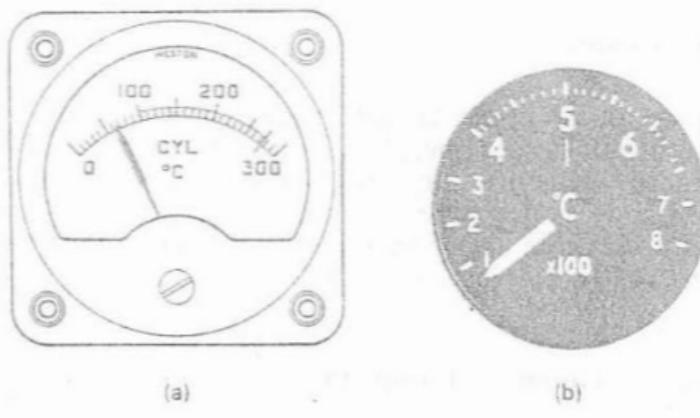


Figura 11.17.—Presentaciones dobles de los indicadores de temperatura termoeléctricos (bobina móvil). a) Indicador de temperatura de la culata de cilindros del motor. b) Indicador de temperatura de los gases del motor de turbina.

Tipos de termopar

Los termopares empleados en los sistemas termoeléctricos de indicación de los aviones son de dos tipos básicos: (i) contacto superficial y (ii) inmersión. En las Figs. 11.18(a) y (b) se muestran ejemplos típicos.

El tipo de contacto superficial está diseñado para medir la temperatura de un componente sólido y se usa corno el elemento detector de temperatura de los sistemas de indicación de temperatura de la culata de cilindros del motor enfriado por aire. El elemento de cobre/constantan o hierro/constantan puede tener la forma de un "zapato", sujeto por pernos en buen contacto térmico con una culata de cilindros representante de la más alta temperatura, o la forma de una arandela sujetada por pernos entre la culata de cilindros y una bujía.

El termopar tipo inmersión está diseñado para medir gases y, por consiguiente, se utiliza como el elemento detector de los sistemas de indicación de temperatura de los gases de los motores de

turbina. La unión caliente de cromel/alumel y los hilos suelen estar encerrados en aislamiento de cerámica dentro de una funda protectora metálica (casi siempre Inconel), formando el conjunto completo una sonda que se puede sumergir en la corriente de gases en los puntos seleccionados para medir.

Entre las técnicas para montar los elementos de termopares se encuentra la cobresoldadura por vacío, la cobresoldadura por corriente inducida y argón y la técnica de soldadura por electrohaz.

Los termopares tipo inmersión se clasifican además como de remanso y como de respuesta rápida, dependiendo su uso de la velocidad de los gases de escape del motor. En los motores reactores puros, las velocidades de los gases son altas, y por eso se utilizan en ellos los termopares de remanso. La razón de su empleo se verá clara consultando la Fig. 11.18(c). que muestra que los orificios de entrada y salida de gases, llamados generalmente orificios de muestreo, están escalonados y son de tamaño desigual, reduciendo así la velocidad de los gases y haciéndolos detenerse en la unión caliente, dando así tiempo a que respondan a los cambios de temperatura de los gases.

Los termopares de respuesta rápida se emplean en los motores turborreactores, puesto que las velocidades de sus gases de escape son menores que las de los reactores puros. Como puede verse en la Fig. 11.18(d), los orificios de muestreo están diametralmente opuestos y son del mismo tamaño; por consiguiente, los gases pueden circular directamente sobre la Unión caliente, por lo que ésta puede responder con mayor rapidez. Los tiempos normales de respuesta para los termopares de remanso y respuesta rápida son 1 a 2 segundos y a 0,5 a 1 segundo, respectivamente.

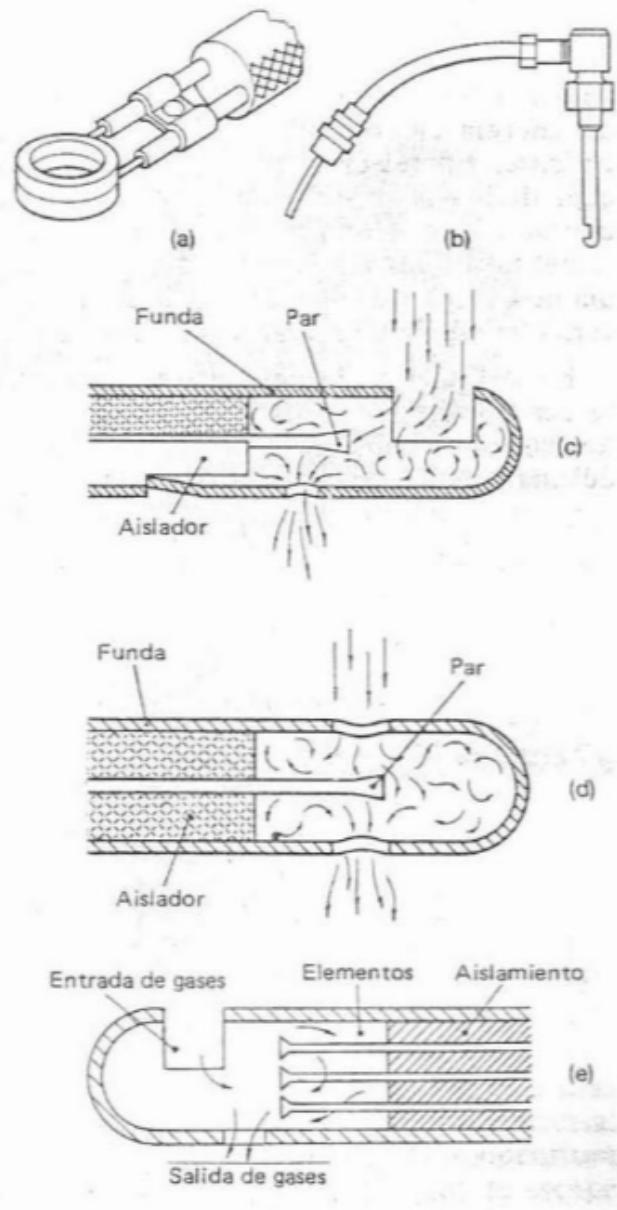


Figura 11.18.—Tipos de sondas de termopares. a) Contacto superficial. b) Inmersión. c) Remanso. d) Respuesta rápida. e) sonda de elemento triple.

Las sondas de termopares están también diseñadas para contener doble, triple y en algunos casos hasta ocho elementos de termopar dentro de una sola sonda. En la Fig. 11.18(e), se muestra una instalación de elemento triple. El objeto de tal variedad de instalaciones es proporcionar señales adicionales de temperatura para los sistemas de motores que utilicen instalaciones separadas, tales como control de la temperatura de los gases de escape y análisis de combustión del motor. El aislamiento de los elementos de termopar se realiza con óxido de magnesio compactado (MgO), que también sirve para mantener los elementos en su posición.

Cuando las uniones calientes de los termopares del tipo de inmersión están en contacto con la corriente de gases, es evidente que no solo se reducirá la velocidad de la corriente, sino también que el gas se comprimirá por el consumo de energía cinética, dando lugar a un aumento de la temperatura de la unión caliente. En relación con esto se utiliza el término factor de recuperación,

el cual define la proporción de energía cinética del gas recuperada cuando hace contacto con la unión caliente. Este factor, por supuesto, se tiene en cuenta en el diseño de los termopares, de forma que la "termotransferencia", como la llamamos, haga que la lectura final esté lo más cerca posible de una indicación verdadera de la temperatura de los gases de escape.

En la Fig. 11.19 puede verse con detalle la forma en que está construido un tercer tipo de termopar de inmersión diseñado para medir las temperaturas de los gases entre los escalones de la turbina. La unión caliente va alojada dentro de una funda que está perfilada para que forme el borde de ataque de un álabe guía de estator, y por esta razón el conjunto recibe generalmente el nombre de termopar de álabe guía de tobera.

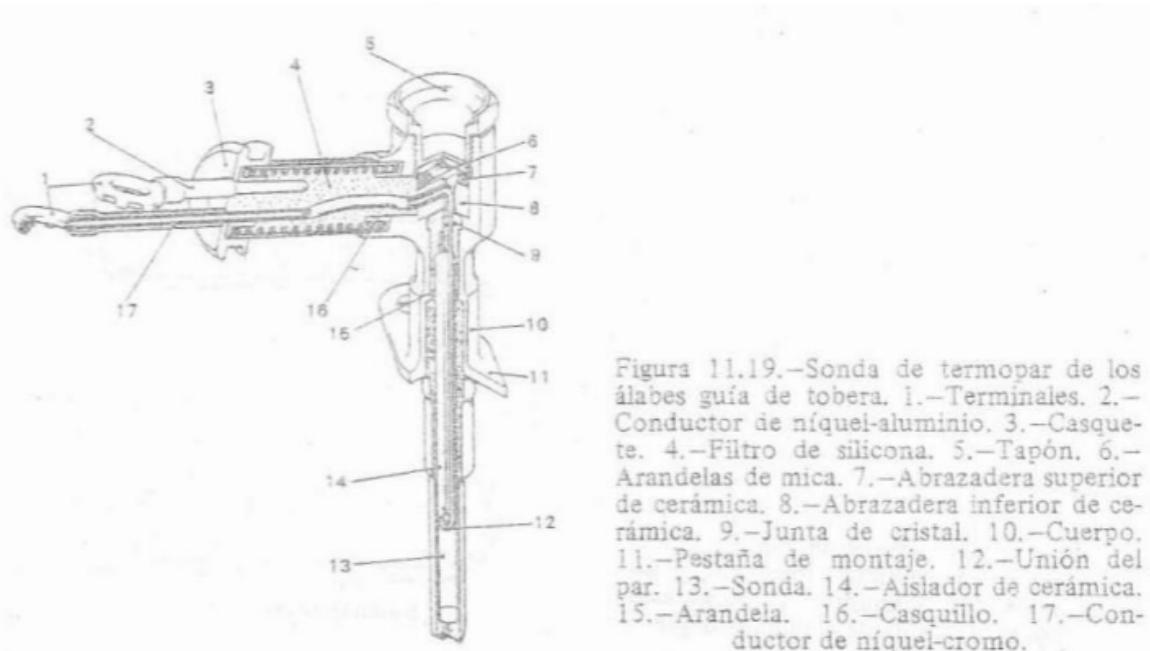


Figura 11.19.—Sonda de termopar de los álabes guía de tobera. 1.-Terminales. 2.-Conductor de níquel-aluminio. 3.-Casquete. 4.-Filtro de silicona. 5.-Tapón. 6.-Arandellas de mica. 7.-Abrazadera superior de cerámica. 8.-Abrazadera inferior de cerámica. 9.-Junta de cristal. 10.-Cuerpo. 11.-Pestaña de montaje. 12.-Unión del par. 13.-Sonda. 14.-Aisiador de cerámica. 15.-Arandela. 16.-Casquillo. 17.-Conductor de níquel-cromo.

Los gases circulan sobre la unión caliente que está situada entre los orificios de muestreo, de igual diámetro que en un termopar de respuesta rápida. Sin embargo, a diferencia del último, los termopares de álabes guía de tobera no presentan las mismas características, porque los orificios de muestreo tienen un diámetro mucho más pequeño y, además, la masa de la funda y su proximidad el álabe guía hacen que la respuesta del par sea más lenta.

En algunos tipos de motor de turbina se necesita detectar la temperatura del aire que circula internamente para enfriar el motor. El sensor de temperatura en este caso es también un elemento de termopar de cromel/alumel, pero dispuesto de forma que se le pueda situar sobre un orificio de ventilación, y entre un resalto de montaje en el motor y un interruptor detector de sobrecalor. En la Fig. 11.20 se facilita un ejemplo de un sensor.

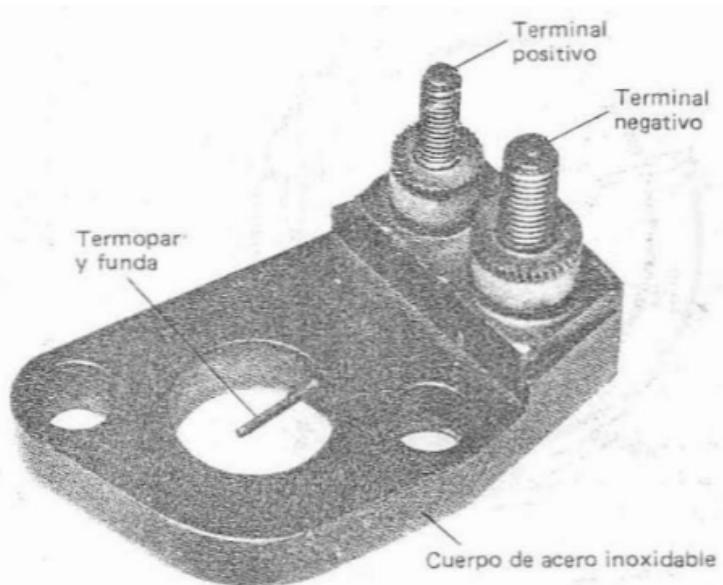


Figura 11.20.—Sonda de detección de temperatura del aire de refrigeración.

Situación de las sondas de termopares de los gases de escape

Los puntos en los que se ha de medir la temperatura de los gases de un motor tienen gran importancia, puesto que determinarán la exactitud con que la temperatura medida puede relacionarse con la actuación del motor. La posición ideal para medir es en los mismos alabes de la turbina o en la entrada de ésta, pero en la práctica se tropieza con ciertas dificultades que impiden el uso de termopares en tales lugares. En consecuencia, las sondas de termopares están situadas generalmente en el escape, o tubo de chorro, y entre los escalones de la turbina en una de las posiciones de los estatores. En estos lugares las temperaturas son mucho más bajas, pero están relacionadas muy estrechamente con las de la entrada de la turbina.

Para obtener una medición exacta es necesario muestrear las temperaturas en varios puntos distribuidos de forma equidistante en una sección transversal del flujo de gases. Esto se debe a que pueden existir diferencias de temperatura en varias zonas o capas del flujo a través de la turbina y la unidad de escape y por eso la medición en un punto solamente no reflejaría verdaderamente las condiciones predominantes.

Por consiguiente, el sistema de medición consta siempre de un grupo de cinco o más sondas de termopares dispuestas adecuadamente en el flujo de gases, y conectadas en paralelo de forma que midan una buena condición de temperatura media (véase la Fig. 11.21). Los termopares de alabes guía de la tobera están instalados en pares de sondas de largo y corto alcance, denominadas de acuerdo con la extensión que alcanzan las uniones calientes y los orificios de muestreo en la corriente de éstos.

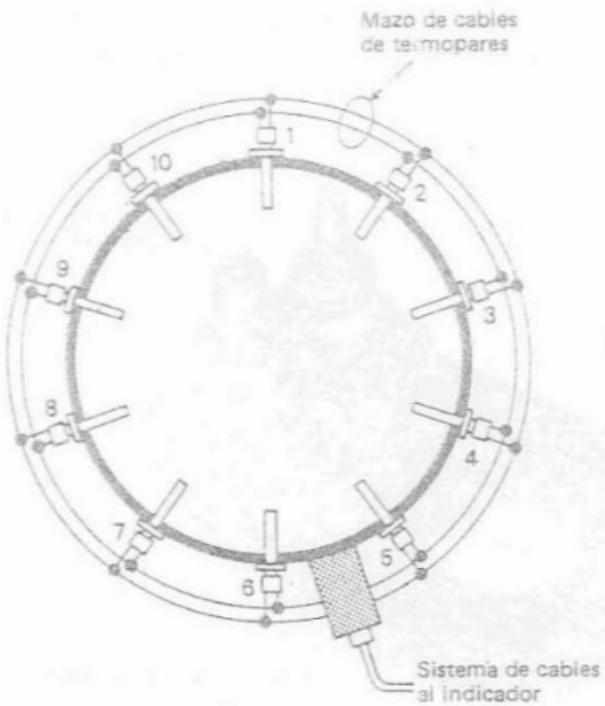
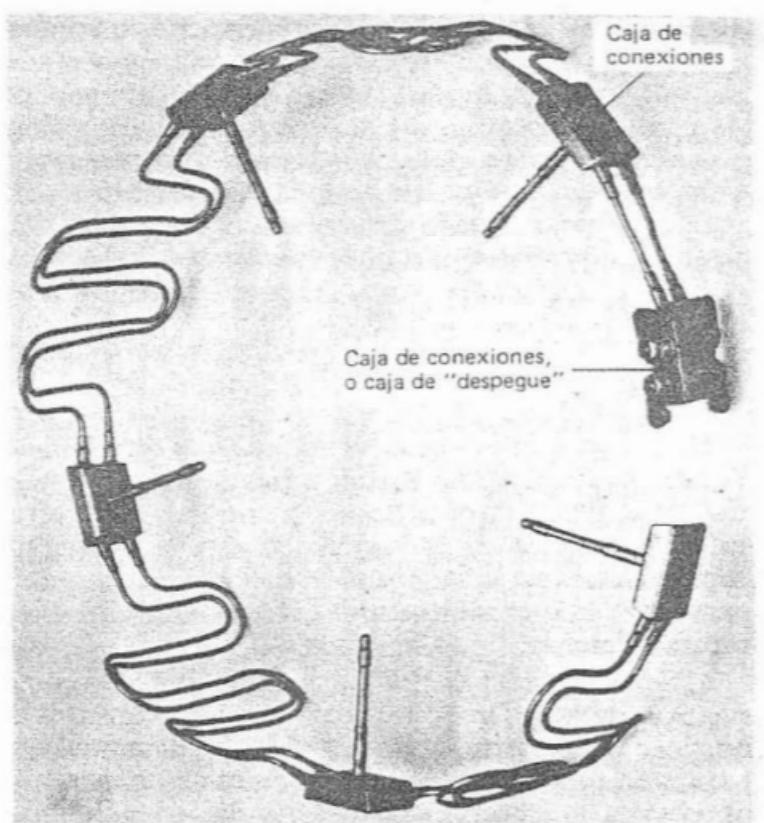


Figura 11.21.—Disposición de las sondas de termopares de los gases de escape.

Conjuntos de mazos de cables de termopares

Los elementos detectores de termopares y sus cables están reunidos en un conjunto de mazo de cables cuyo diseño puede variar según el tipo de motor y el número de sondas que se necesiten. La Fig. 11.22 sólo intenta servir de ejemplo de la "constitución" de un mazo de cables. En este caso, cada una de las cinco sondas contiene dos elementos de termopar; uno para indicación de temperatura y el otro para un circuito de control de temperatura. Aunque en algunos motores, las sondas y las cajas de conexiones de los cables de los termopares pueden diseñarse como elementos separados, las sondas del ejemplo que se comenta están soldadas a las cajas de conexiones de acero inoxidable, formando así elementos únicos. Los cables de los termopares conectados en paralelo pasan por conductos de Inconel que están soldados también a manguitos de empalme en las cajas de conexiones. Los cables terminan en una conexión principal, o caja de "toma", a la que van conectados los cables del resto de los circuitos. La forma dada a los conductos proporciona la flexibilidad suficiente para que puedan hacerse un gran número de desmontajes y reposiciones de mazos de cables.

Figura 11.22.—Mazo de cables de termopares.



En la Fig. 11.23 se muestra otro tipo de mazo de cables, conocido como conjunto de cubo, diseñado para medir la temperatura de los gases de escape. Las sondas de termopares salen del cubo, y puesto que los cuerpos de cada sonda están cobresoldados a alta temperatura a la periferia del cubo, el conjunto es sólido. Los cables de los termopares están conectados a anillos del mismo material que los termopares, esto es cables de cromel a un anillo de cromel, y cables alumel a un anillo de alumel. Los anillos están situados dentro del cubo y aislados entre sí, y del cubo, por molduras de cerámica. El cubo está empaquetado también con polvo de óxido de magnesio para dar apoyo a los cables, y para proporcionar más aislamiento eléctrico. La conexión del mazo de cables al resto del circuito se hace por medio de hilos conductores aislados con material mineral y una caja de "torna" montada independientemente.

Compensación de temperatura de la unión fría

Como ya hemos visto el indicador de un sistema termoeléctrico medidor de temperatura forma la unión fría del sistema, y la fuerza electromotriz producida depende de la diferencia entre la temperatura de esta unión y la de la caliente. Por tanto, es evidente que si la temperatura ambiente del indicador cambia mientras que la de la unión caliente permanece constante, se producirá un cambio en la fuerza electromotriz que hace que el indicador marque una temperatura diferente.

Al aplicar este principio a la medición de temperaturas de los motores de aviación, tales diferencias de temperatura constituyen errores de indicación que no pueden tolerarse, puesto que es fundamental que las lecturas indicadas representen únicamente las condiciones de temperatura en la unión caliente. Para obtener tales lecturas es necesario disponer de indicadores con un dispositivo que detecte los cambios de la temperatura ambiente y compensen los posibles errores; tal disposición recibe el nombre de compensador de unión fría. Antes de entrar en los detalles mecánicos y de funcionamiento de un compensador, es conveniente considerar primero cómo se originan realmente los cambios en la fuerza electromotriz.

Las diversas combinaciones de materiales de termopares especificadas para su uso en los aviones se ajustan a las relaciones estándar temperatura/fuerza electromotriz; los indicadores empleados en conjunción con estas combinaciones se calibran de acuerdo con ello. Las fuerzas electromotrices obtenidas corresponden a una temperatura de unión fría que se suele mantener a 0 °C o 20 °C.

Supongamos, por ejemplo, que la unión fría se mantiene a una temperatura de °C y que la temperatura de la unión caliente ha alcanzado 500 °C. En esta diferencia de temperatura un valor estándar de la fuerza electromotriz generada por una combinación de crorno/alumel es 20,64 mV. Si ahora la temperatura en la unión fría aumenta a 20 °C mientras la de la unión caliente permanece a 500 °C, la diferencia de temperatura disminuye a 480 °C y la fuerza electromotriz equivalente a esta diferencia es ahora 20,64 mV menos la fuerza electromotriz a 20 °C; como valor estándar esta temperatura corresponde a 0,79 mV. Por lo tanto, el elemento móvil del indicador responderá a una fuerza electromotriz de 19,85 mV y "desciende en la escala" a una lectura de 480 °C.

Por consiguiente, un cambio de la temperatura ambiente y de la unión fría, disminuye o aumenta la fuerza electromotriz generada por el termopar, haciendo que el indicador marque bajo o alto en una cantidad igual al cambio de la temperatura ambiente.

El método que se suele adoptar para compensar estos efectos en los indicadores de bobina móvil es muy simple y consta de tiras de metales diferentes que están sujetas juntas y enrolladas en forma de un muelle en espiral plano. Uno de los extremos del muelle va sujeto a un soporte que forma parte del soporte del elemento móvil, mientras que el otro extremo (el libre) está conectado por un herrete de sujeción al extremo exterior de uno de los muelles en espiral de control, formando así el punto fijo para dicho muelle. En la Fig. 11.24 se muestra una instalación típica.

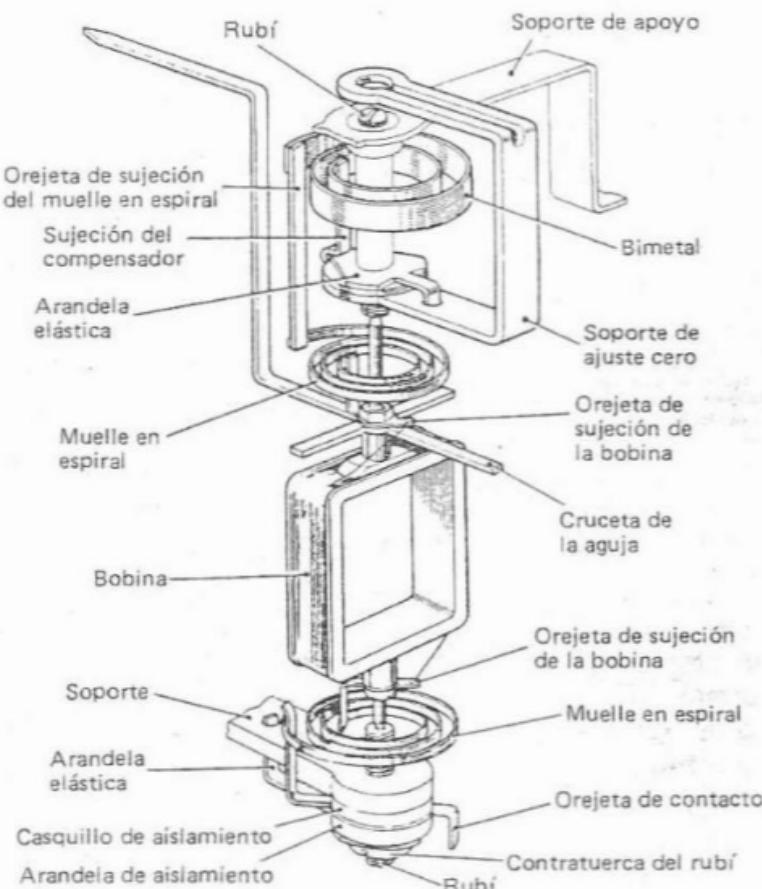


Figura 11.24.- Utilización del compensador de unión fría tipo bimetálico.

Cuando el indicador está en circuito abierto, esto es, desconectado del sistema de termopares, el muelle responde a los cambios de temperatura ambiente en el indicador. Un aumento de temperatura hace que el muelle se desenrosque de modo que su extremo libre mueva el muelle en espiral y el elemento móvil para que indique el aumento de temperatura. Por el contrario, una disminución de temperatura enrollará el muelle del compensador de forma que el elemento móvil indicará la temperatura inferior. Por consiguiente, un indicador desconectado de su fuente de fuerza electromotriz funciona como un termómetro bimetálico de lectura directa.

Con el sistema de termopares conectado al indicador se completa el circuito; y si las dos uniones tienen las temperaturas citadas anteriormente, esto es, 0 °C y 500 °C, la fuerza electromotriz situará el elemento móvil de forma que marque 500 °C. Si la temperatura en el indicador aumenta a 20 °C, entonces, como ya se ha visto, se reduce la fuerza electromotriz, pero la tendencia que tiene el elemento móvil a moverse a la parte baja de la escala tiene ahora la oposición directa del muelle de compensación cuando se desenrolla con el cambio de temperatura a 20°C. Por consiguiente, el indicador sigue leyendo 500 °C, la temperatura verdadera de la unión caliente.

Método eléctrico de compensación

La compensación de los efectos de los cambios de temperaturas de la unión fría puede realizarse también aplicando el principio de un circuito de puente eléctrico. En la Fig. 11.25 se muestra en forma muy simplificada la instalación del circuito basada en la de los indicadores de temperatura de los gases de escape del tipo servoaccionado.

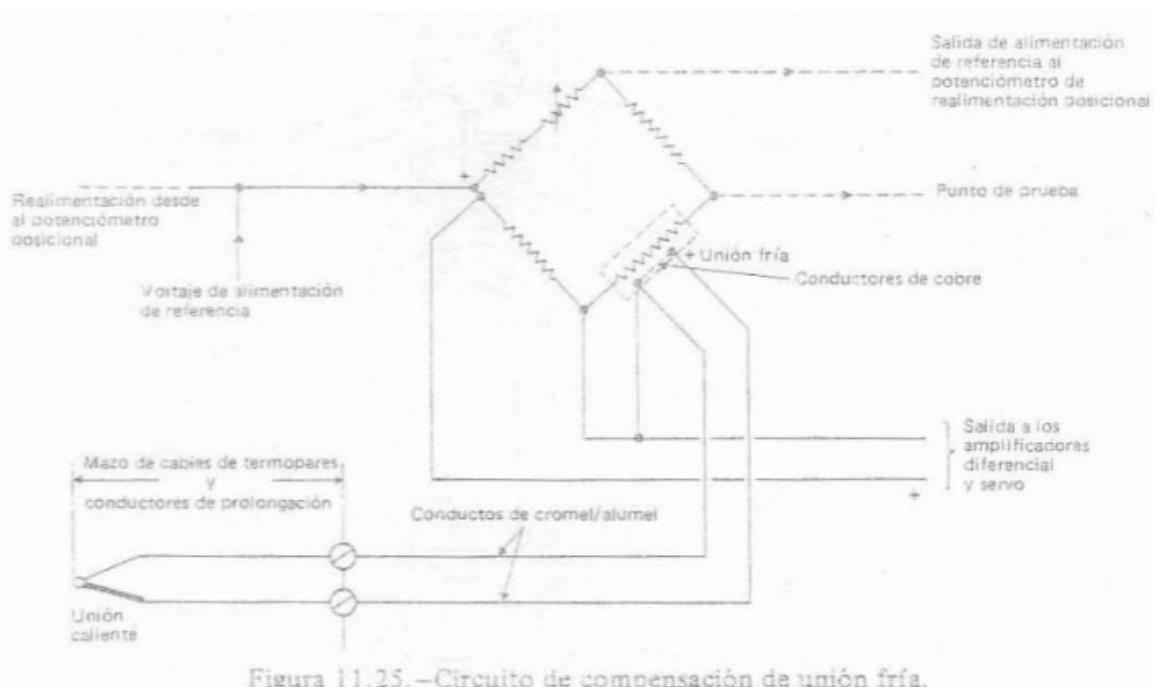


Figura 11.25.—Circuito de compensación de unión fría.

Los cables del mazo de termopar están conectados a los del mismo metal que el termopar y van dentro del módulo del circuito de compensación. Los cables del módulo están conectados individualmente a los cables de cobre que van metidos muy próximos unos a otros en el conformador que soporta la resistencia de bobina de cobre R4; por tanto, juntos forman la unión fría eficaz del sistema. El circuito de puente recibe corriente continua a 7 voltios de un módulo de alimentación de referencia estabilizada dentro del indicador; la salida del puente se suministra al elemento de indicación del indicador vía un servoamplificador.

Como ya se citó anteriormente, los valores estándar de la fuerza electromotriz producida por un termopar están relacionados con el valor seleccionado de la temperatura de la unión fría. En este caso, el circuito de puente se ajusta por medio de una resistencia variable (RV1) de forma que se inyecte una fuerza electromotriz del sentido y la magnitud correctos en serie con las del termopar, de modo que, combinados, la fuerza electromotriz sea igual a la que se obtendría si la temperatura de la unión fría fuese 0 °C. Puesto que la temperatura ambiente del indicador y, por consiguiente, la unión fría, estará en el medio ambiente de operación normal y siempre será más alta que ésta, la diferencia de temperatura dará lugar a una reducción de la salida del termopar. Sin embargo, la resistencia R, estará también sometida a la temperatura ambiente más alta, pero debido a que bajo tales condiciones la resistencia R, disminuye, modificará las condiciones del

circuito de puente de forma que se restablezca la salida de fuerzas electromotrices combinadas al valor estándar correspondiente a una temperatura de unión fría de 0°C . La salida se conoce como la señal de temperatura de los gases de escape de demanda y se suministra al elemento de indicación del indicador.

SISTEMA DE PIROMETRO DE RADIACION

Como ya sabemos, la medición de las temperaturas de los gases de escape por medio de termopares proporciona una indicación bastante representativa de las condiciones predominantes en una turbina, pero el rendimiento variable de un conjunto de compresor/turbina y el envejecimiento de los termopares pueden ocasionar errores. El resultado es que el motor de mejor actuación puede funcionar a una temperatura de la turbina inferior a la óptima especificada. Además, la temperatura real de los álabes de los motores que llevan álabes enfriados por aire, es función de la eficacia de la refrigeración así como de la temperatura de entrada de la turbina, dando con ello una característica de disminución de potencia adicional. Por tanto, con el desarrollo del motor de turbina, se presentó la necesidad de un sistema que pudiese, de hecho, detectar directamente la temperatura real de los álabes de la turbina.

El sistema adoptado para este fin se conoce como sistema pirométrico de radiación, y sus principales componentes se muestran en la Fig. 11.27. Para su operación depende del hecho de que la radiación emitida por cualquier cuerpo, en cualquier longitud de onda, es función de la temperatura del cuerpo y su emisividad. Este método no tiene la inercia térmica inherente de un termopar y, por consiguiente, proporciona una respuesta más rápida.

La cabeza pirométrica y su conjunto de tubo de puntería está montada directamente en el cárter de la turbina, de tal forma que su línea de puntería está directamente encima de los álabes de la turbina. La radiación de los álabes es enfocada por una lente de zafiro sintético que está cobresoldada en una montura de titanio que tiene gran resistencia a la fatiga y un coeficiente de dilatación similar al del material de la lente. El cuerpo del pirómetro es de acero inoxidable, y tiene aletas de refrigeración exteriores para minimizar la temperatura en la unión con una articulación óptica de fibra en la cual la lente enfoca la radiación de los álabes. La articulación óptica de fibra, que va metida en tubo PTFE protegido por trenzado de acero inoxidable flexible, transmite a la unidad detectora, como una señal óptica, la energía irradiada de la cabeza del pirómetro. Los extremos de las fibras adyacentes a la cabeza del pirómetro están unidos por un procedimiento especial para soportar las altas temperaturas encontradas en el cárter de la turbina.

La conversión de la señal óptica en una salida eléctrica la efectúa una fotocélula de silicio que va dentro de la caja de aluminio de la unidad detectora. La temperatura dentro de la caja está controlada termostáticamente a un valor ligeramente mayor que la temperatura ambiente máxima, de modo que las características de la célula estén estabilizadas y sean exactas en un amplio margen de temperaturas ambiente.

La salida del detector es una señal no lineal de pequeña magnitud, y se suministra a un amplificador que produce entonces una salida lineal y mayor necesaria para el funcionamiento del indicador de temperatura, o unidad de control del motor, según corresponda a la instalación. Las alimentaciones de corriente alterna y los voltajes de referencia necesarios para el funcionamiento del sistema también se incorporan en el amplificador.

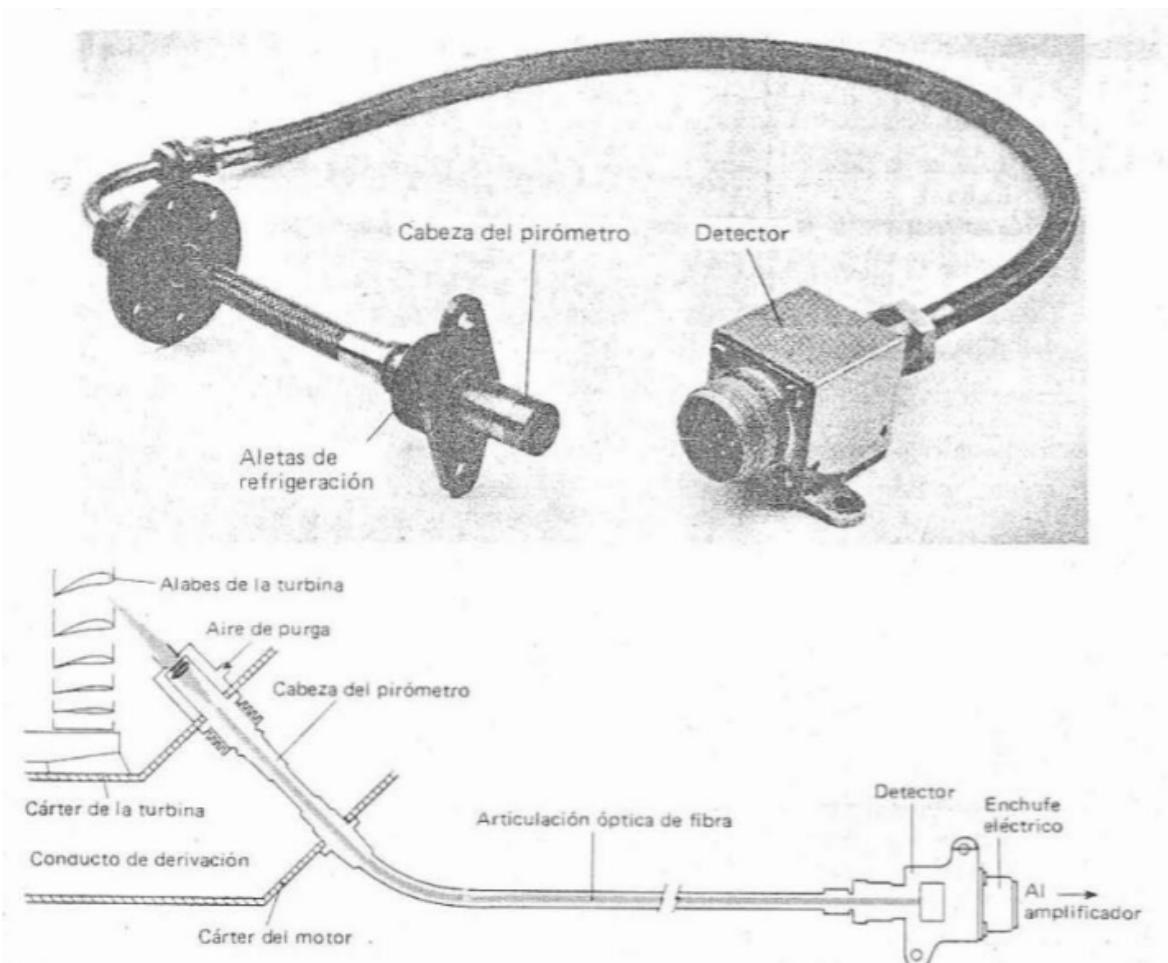


Figura 11.27.—Sistema de pirómetro de radiación.

Capítulo 4

Instrumentos de Control

4.1. Indicadores de posición a distancia de CC y CA

Por el Prof. Ing. Pedro Giraudo

Sistemas síncronos de transmisión de datos

Con la llegada de los grandes aviones multimotores se presentó el problema de cómo medir diversas cantidades, como la presión, temperatura, velocidad de los motores y contenido de los depósitos de combustible en puntos situados a mayores distancias de la cabina de vuelo. Muchos de los instrumentos disponibles por entonces funcionaban basándose en principios mecánicos que podrían adaptarse para transmitir adecuadamente la información requerida. Por ejemplo, en un avión bimotor muy antiguo, los indicadores de velocidad de los motores accionados mecánicamente estaban diseñados con esferas de gran diámetro, de modo que montando los indicadores en las góndolas de los motores se podían leer desde la cabina de vuelo.

Sin embargo, a medida que los aviones aumentaron de tamaño y en complejidad, la adaptación de instrumentos accionados mecánicamente quedó notablemente limitada. Por consiguiente, surgió una demanda de métodos mejorados para medir en puntos distantes. Esto se solucionó mediante el uso de sistemas eléctricos en los que un elemento detecta las variaciones en la cantidad medida y transmite la información eléctricamente a un elemento indicador.

Por consiguiente, puede considerarse qué la mayoría de los instrumentos utilizados en un avión moderno son del tipo de indicación remota, pero muchos de ellos tienen un diseño en el que la transmisión de datos se efectúa a través de un sistema síncrono especial.

Los sistemas síncronos se agrupan en dos clases: **corriente continua** y **corriente alterna**. El contenido de este capítulo se centra en los principios de algunos de los sistemas síncronos de uso más corriente. Aunque varían en lo que respecta al método de transmisión de datos, todos los sistemas tienen una característica común: constan de un transmisor situado en la fuente de medición y de un receptor que se emplea para situar el elemento indicador.

SISTEMAS SÍNCRONOS DE CORRIENTE CONTINUA. El sistema Desynn

Este sistema, uno de los primeros que se empleó en los aviones, puede tomar una de estas tres formas, a saber: movimiento giratorio o resistencia toroidal para indicaciones de posición y contenido de líquido; movimiento lineal o *micro-Desynn* para indicación de presión, y *Desynn en plancha* también para indicación de presión. El principio de funcionamiento es el mismo en todos los casos, pero la disposición de movimiento giratorio puede considerarse el sistema básico del cual han evolucionado los otros.

El sistema básico

El elemento eléctrico del transmisor consta de una resistencia arrollada en un conformador circular (llamada "resistencia toroidal") y derivada en tres puntos separados 120°. Dos brazos de contacto de fricción diametralmente opuestos, uno positivo y el otro negativo, están aislados

entre sí por un brazo ranurado que engrana en un pasador accionado por el elemento mecánico apropiado del transmisor.

Los brazos de contacto de fricción están montados en forma de barra y tienen libertad de rotación alrededor de un pivote que lleva corriente al brazo positivo. La corriente al lado negativo va vía un resalto de fricción cuyo lado inferior está en contacto con un anillo instalado en el lado interior de la moldura de terminales. Un resorte circular, instalado en el extremo del pivote, mantiene todo el conjunto en su lugar contra un muelle que da la presión de contacto requerida en la resistencia toroidal.

El elemento receptor consta de un rotor de imán permanente bipolar cilíndrico pivotado para que gire dentro del campo de un estator de metal blando laminado, que lleva un devanado distribuido en tres fases, conectado en estrella y alimentado desde las derivaciones de la resistencia toroidal. En el interior del estator va instalado un alojamiento tubular de latón que, junto con su tapa, proporciona un soporte de pivote de rubí para el eje del rotor. El extremo delantero del eje sobresale a través de la tapa y de una placa de montaje de la esfera para llevar la aguja. La conexión eléctrica entre los elementos de transmisión y recepción puede hacerse mediante tornillos terminales o conectores tipo enchufe.

Los elementos eléctricos de los receptores son comunes a las tres disposiciones de circuito del sistema Desynn.

Operación

Cuando se aplica corriente continua a los brazos de contacto del transmisor, que están en contacto con la resistencia toroidal, circulan corrientes en la resistencia que hacen que los tres puntos de derivación o toma tengan potenciales diferentes. Por ejemplo, con los brazos de contacto en la posición mostrada en la Fig. 9.1 el potencial en la derivación n.º 2 es mayor que en la n.º 1 porque hay resistencia en el circuito entre el brazo positivo y la derivación n.º 2. Por tanto, se hace que circulen corrientes en las líneas entre el transmisor y el receptor, cuya magnitud y dirección dependen de la posición de los brazos de contacto en la resistencia toroidal.

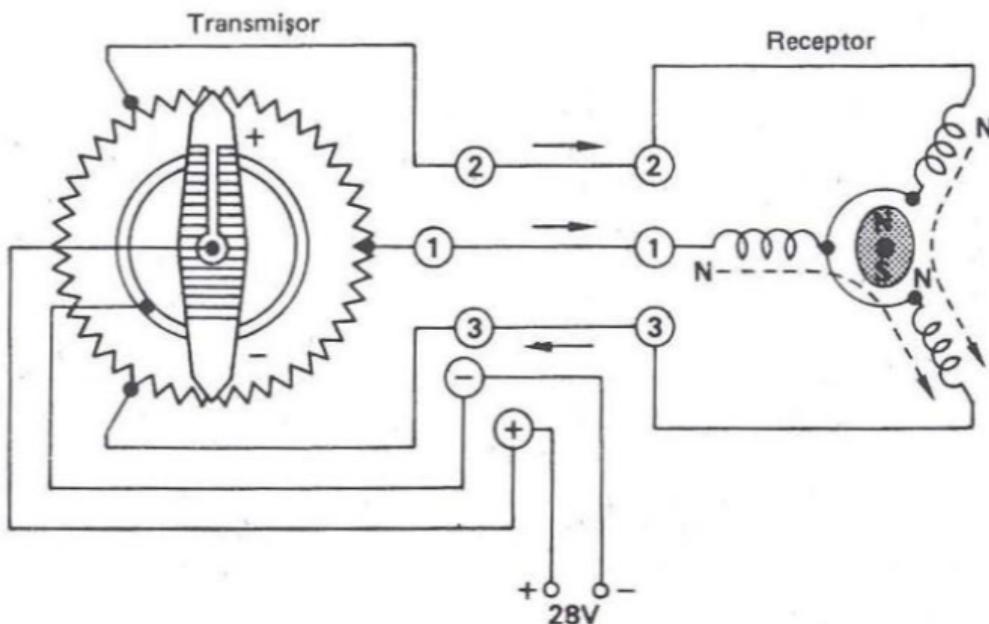


Figura 9.1.—Diagrama del circuito del sistema Desynn básico.

Estas corrientes, a su vez, circulan a través de las bobinas del estator del receptor y producen un campo magnético alrededor de cada bobina similar al de un imán recto; por tanto, cualquier extremo de una bobina puede designarse como polo norte o polo sur, dependiendo de la dirección de la corriente a través de la bobina. Los campos combinados se extienden a través del entrehierro del estator y hacen que el rotor de imán permanente se alinee con su resultante.

En la placa final va instalado un imán desviador, cuya finalidad es actuar como un dispositivo de fallo de energía ejerciendo una fuerza de atracción sobre el rotor de imán permanente trayéndolo a él y a la aguja a una posición fuera de escala cuando se interrumpe la corriente al estator. La fuerza de este imán es tal que, cuando funciona, no distorsiona el campo de control principal.

El sistema micro-Desynn

Cuando el movimiento de un motor o fuerza motriz es pequeño y lineal, el empleo de un elemento de transmisión de sistema básico está estrictamente limitado. Por consiguiente, se creó el transmisor micro-Desynn para que pudiera aumentar estos pequeños movimientos y producir, por movimiento lineal de los contactos, los mismos resultados eléctricos que la rotación completa de los brazos de contacto del transmisor básico.

Para comprender el desarrollo de este elemento de transmisión, imaginémonos que se ha cortado en dos una resistencia toroidal, se ha puesto plana con sus extremos unidos, y se han hecho tres derivaciones como antes junto con los brazos positivo y negativo en contacto con ella. El

movimiento de los brazos de contacto producirá potenciales variantes en la derivación, pero como se verá claramente de la Fig. 9.2(a), no se cubrirá toda la gama, porque uno u otro brazo derivará la resistencia.

Si ponemos ahora dos resistencias toroidales y las unimos en paralelo, y luego las cortamos en dos y las colocamos planas, obtenemos la disposición de circuito mostrada en (b). Enlazando los brazos de contacto y aisladéolos, podrán moverse en toda la longitud de cada resistencia para producir combinaciones de voltaje y corriente que hagan girar el receptor 360° . Puesto que los brazos de contacto tienen que recorrer una trayectoria mucho más corta, su movimiento angular puede seguir siendo pequeño (generalmente 45°), característica que ayuda a reducir la energía requerida para accionar el transmisor.

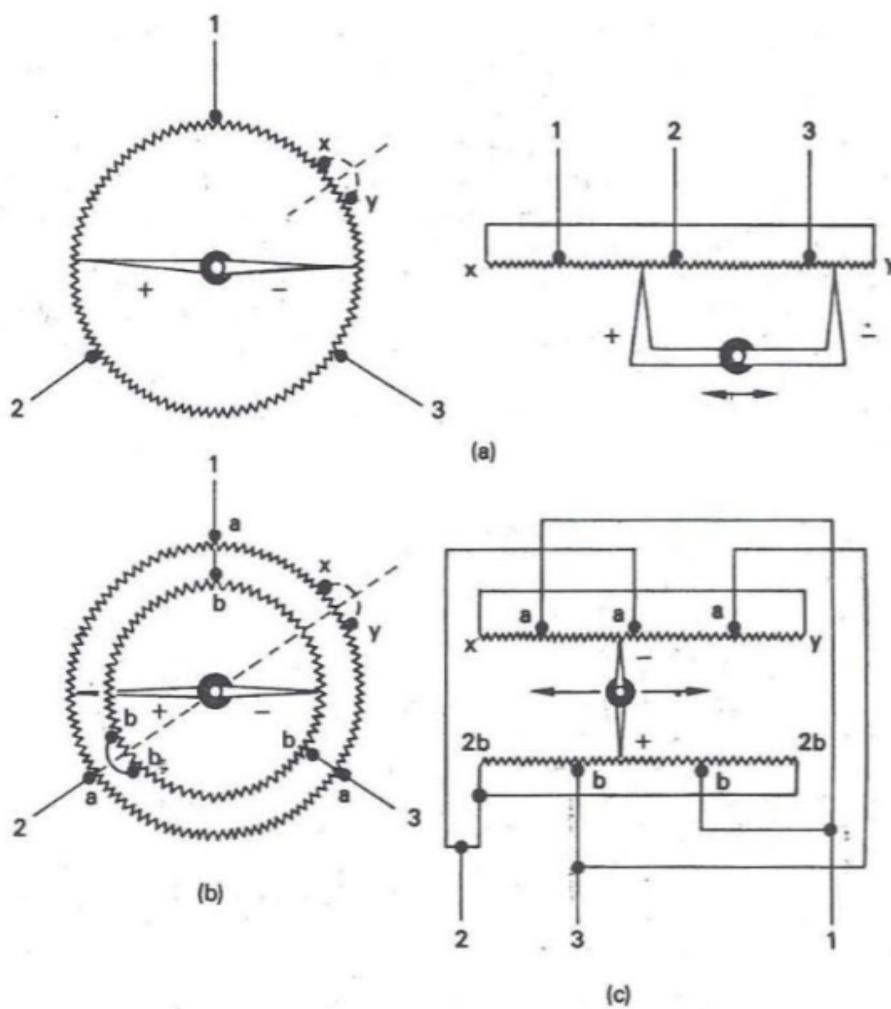


Figura 9.2.—Diagrama del circuito del sistema micro-Desynn.

Las resistencias van arrolladas en bobinas que pueden ser de sección redonda o cuadrada; las del último tipo están diseñadas para ayudar a reducir los errores cílicos y de fricción.

Cada bobina de resistencia está sujeta en su lugar contra un conjunto de cursores de contacto de muelle minúsculos situados de forma que proporcionen los puntos de derivación necesarios.

Los brazos de contacto están montados en un eje de balancín sostenido entre las partes verticales de un soporte en forma de "U", y el movimiento del elemento mecánico del transmisor se transmite a los brazos a través de un pasador de accionamiento cargado por resorte y un brazo de manivela conectado al eje del balancín. Dos muelles en espiral de cobre de berilio conducen corriente a los brazos del contacto y también actúan para devolver el eje del balancín y los brazos de contacto a su posición inicial.

Sistema Desynn tipo plancha

Además del error cíclico presente en los sistemas básico y micro, también aparecen errores pequeños debidos a la fricción establecida por los brazos de contacto que tienen que moverse en una superficie considerable de resistencia de alambre. Aunque tales errores pueden reducirse empleando un buen material de contacto y pulimentando la superficie de hilo de resistencia, el error cíclico sigue siendo, en cierta medida, indeseable.

Para solucionar este problema se recurrió a modificar el sistema básico de forma que cambiase sus tres formas de ondas en diente de sierra en ondas sinusoidales, cuya suma instantánea es siempre cero. El transmisor creado así se muestra esquemáticamente en la Fig. 9.3, en la cual se observará que la resistencia y los brazos de contacto, en lo que a conexiones eléctricas se refiere, han cambiado virtualmente sus lugares. La resistencia está arrollada ahora en un conformador de planchas, de aquí el término "Desynn tipo plancha", y está conectada a la alimentación de corriente continua, mientras que los brazos de contacto proporcionan los tres puntos de toma de corriente para el estator del indicador.

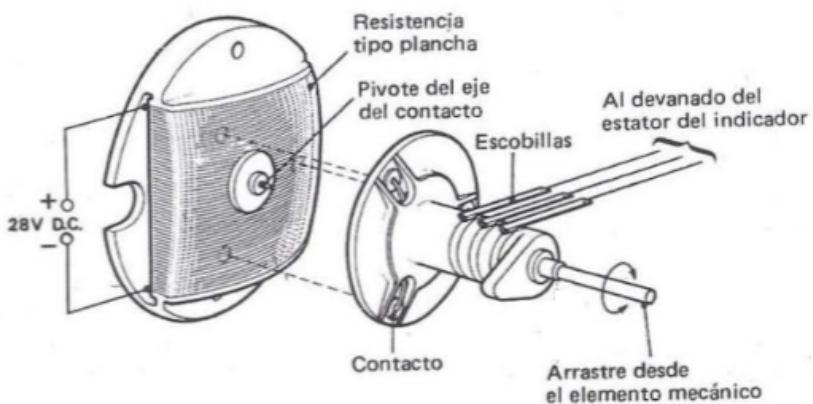


Figura 9.3.—Transmisor de Desynn tipo plancha.

Los tres brazos de contacto están aislados y pivotados sobre el centro de la plancha y están conectados a un anillo de deslizamiento. Las escobillas se apoyan contra estos anillos de deslizamiento y llevan las corrientes de salida a las bobinas del estator. El movimiento del elemento mecánico se transmite a las escobillas a través de un sistema de engranajes.

SISTEMAS SÍNCRONOS DE CORRIENTE ALTERNA

Los sistemas que funcionan con corriente alterna se clasifican generalmente bajo el término genérico sincro y se fabrican con varios nombres comerciales, Autosyn y Selsyn, por ejemplo. Todos estos sistemas funcionan bajo el mismo principio y se dividen en cuatro grupos principales según su función: (i) sincros de torsión, (ü) sincros de control, (iii) sincros diferenciales y (iv) sincros de resolución.

Sincros de torsión

Son la forma más simple de sincro y se usan para la transmisión de información de posición angular por medio de señales inducidas, y para la reproducción de esta información por la posición de un eje en un elemento de salida o receptor. Estos sincros de torsión suelen encontrarse en los sistemas de instrumentos de vuelo.

Un sistema de sincros de torsión comprende dos unidades eléctricamente similares, como se muestra en la figura 9.5; por conveniencia a una de las unidades se la denomina transmisor (TX) y a la otra receptor (TR). Cada unidad consta de un rotor que lleva un devanado o arrollamiento, y está montada concéntricamente en un estator que lleva tres devanados cuyos ejes están separados 120°. Las principales diferencias físicas entre el TR y el TX son que el rotor del TX está acoplado mecánicamente a un eje de salida, mientras que el rotor del TR puede girar libremente. Los devanados del rotor están conectados a una fuente de alimentación de corriente alterna monofásica, y las conexiones correspondientes del estator están unidas por líneas de transmisión. Puede observarse también la similitud entre estas disposiciones de conexiones y un transformador convencional; los rotores corresponden a los devanados primarios y los estatores a los secundarios.

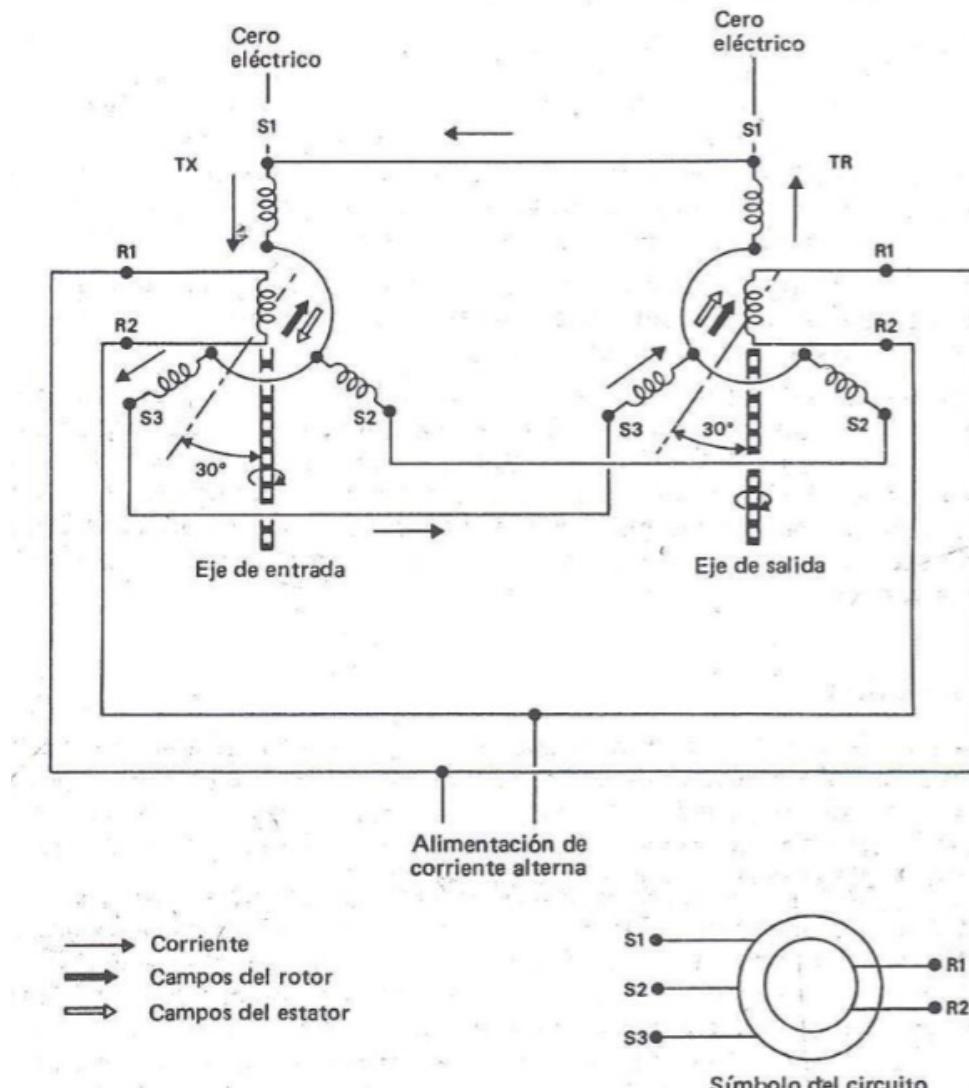


Figura 9.5.—Sistema de sincros de torsión

Cuando los rotores están alineados con sus estatores respectivos en la posición indicada, se dice que están "cero eléctrico"; esto se refiere al ángulo de referencia normalizado para sincros al que se producirá un ajuste dado de voltajes de los estatores; por este acuerdo se pueden emparejar los sincros de sustitución.

Con energía aplicada a los rotores, se inducirá por acción del transformador cierto voltaje en las bobinas de los estatores, cuyo valor será regulado, como en cualquier transformador, por la relación del número de vueltas de las bobinas del rotor (primario) y estator (secundario).

Cuando los rotores del TX y TR ocupan las mismas posiciones angulares, y se aplica potencia, se producirán voltajes iguales y opuestos y, por consiguiente, no puede circular ninguna corriente en

las bobinas de los estatores. Se dice entonces que el sistema (y cualquier otro tipo de sincro) está en "nulo".

Cuando los rotores ocupan posiciones angulares diferentes, por ejemplo cuando el rotor TX está en la posición de 30° y el rotor del TR está en el cero eléctrico, se produce un desequilibrio entre los voltajes de las bobinas de los estatores que hace que circule corriente en las líneas y las bobinas de los estatores. Las corrientes son más grandes en los circuitos donde el desequilibrio de voltaje es mayor y su efecto produce campos magnéticos que ejercen torsiones para girar el rotor del TR a la misma posición que tiene el del TX.

Según sigue girando el rotor del TR, la desalineación, el desequilibrio de voltaje y las corrientes disminuyen hasta que se alcanza la posición de 30° y no se ejerce ninguna torsión más sobre el rotor.

Al considerar esta acción sincronizadora se podría suponer que su rotor sería devuelto a "nulo", puesto que también fluyen corrientes en las bobinas del estator de TX. Es una suposición razonable, porque en realidad se está estableciendo una torsión que tiende a girar el rotor en el sentido de las agujas del reloj. Sin embargo, debe recordarse que al rotor lo está accionando alguna máquina motriz que ejerce cargas demasiado grandes que las torsiones de los rotores no pueden vencer.

Sincros de control

Los sincros de control se diferencian de los de torsión en que su función es producir una señal de voltaje de error en el elemento receptor, como oposición a la producción de una torsión de rotor. Los sincros de control se suelen utilizar en altímetros servoaccionados que funcionan en conjunción con los calculadores centrales de datos de aire.

En la figura 9.6 se muestra la interconexión de los dos elementos de un sistema de sincro de control. Por conveniencia, al transmisor se le designa con las siglas CX y al receptor se le considera un transformador de control (CT). El CX es similar a un transmisor de torsión; en el diagrama se observará que la alimentación de corriente alterna sólo está conectada al rotor del CX. El rotor del CT no se energiza, puesto que actúa meramente como un devanado inductor para detectar la fase y la magnitud de los voltajes de señal de error que se suministran a un amplificador. Las señales amplificadas se envían entonces a un motor bifásico que está acoplado mecánicamente al rotor del CT. Otra diferencia que se debe citar es que un sistema de sincro de control está en un cero eléctrico cuando el rotor del CT está a 90° con respecto al rotor del CX.

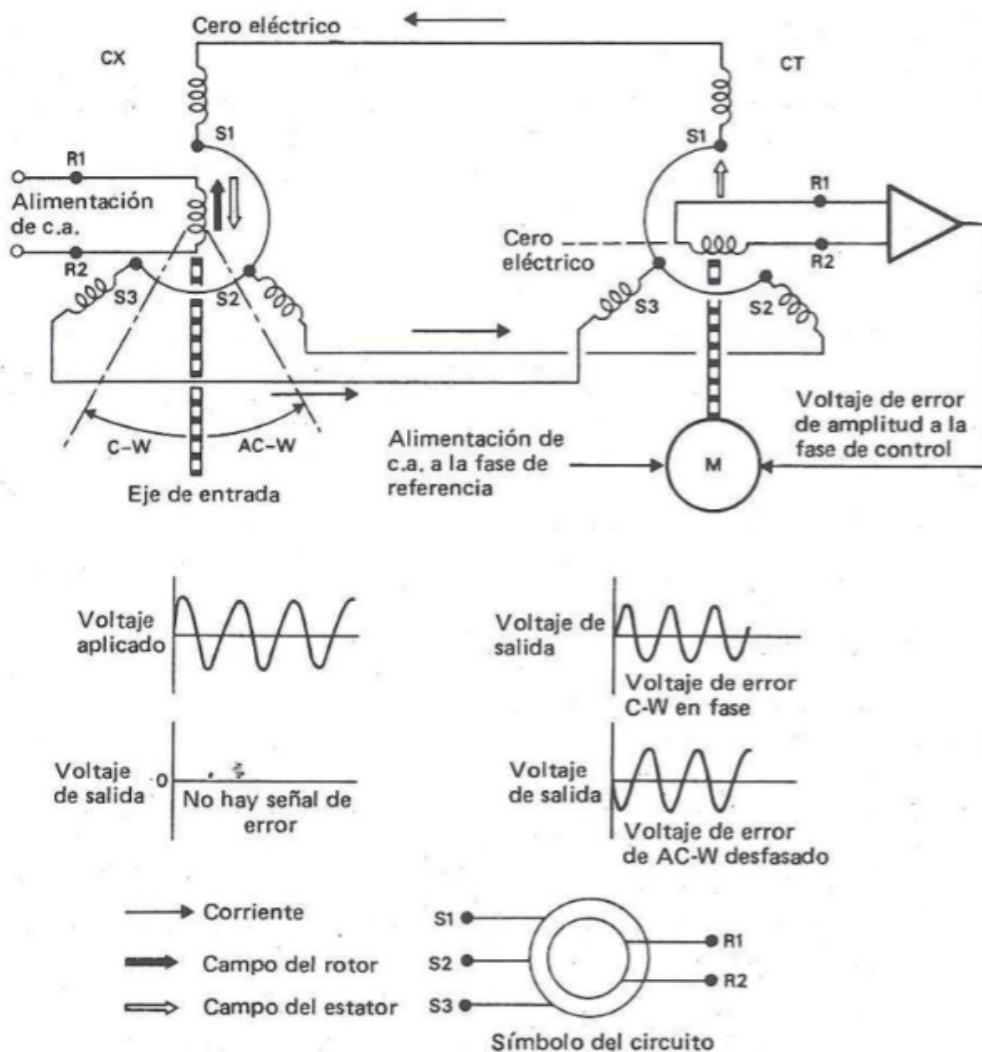


Fig. 9.6.—Sistema de sincros de control.

Si se gira el rotor del CX en cierto ángulo, el flujo resultante en el estator del CT será desplazado de su punto de referencia en el mismo ángulo, y con relación a la posición del rotor del CT en ese instante. Por consiguiente, se induce un voltaje de error en el rotor, dependiendo la fase y la magnitud del voltaje de la dirección de rotación del rotor y del grado de desalineación entre este rotor y el del CT. El voltaje de error se amplifica entonces y se envía a la fase de control del motor; la otra fase (fase de referencia) es alimentada continuamente con corriente alterna. Puesto que el voltaje de la fase de control de un motor bifásico puede avanzar o retrasar el voltaje de la fase de referencia, la fase del voltaje de error determinará la dirección en la que girará el motor, y su magnitud determinará su velocidad de rotación. Cuando el motor gira hace que gire el rotor del CT en la dirección apropiada, reduciendo con ello su desplazamiento con respecto al rotor del CX. La rotación continúa hasta que ambos motores están alineados (teniendo presente, desde luego, que los puntos del cero eléctrico están a 90° uno del otro) en cuya posición ya no se induce más voltaje de error.

Sincros diferenciales

En algunos casos, es necesario detectar y transmitir señales de error representativas de dos posiciones angulares, y de tal forma que el elemento receptor de un sistema de sincros indique la diferencia de la suma de los dos ángulos. Esto se logra introduciendo un tercer sincro en un sistema de torsión o control, y utilizándolo como transmisor diferencial. A diferencia de los sincros del TX o CX, un transmisor diferencial (designado TDX o CDX) tiene un rotor y un estator devanados idénticamente, que, cuando se trata de un sistema de sincro de torsión, están interconectados según se muestra en la figura 9.7.

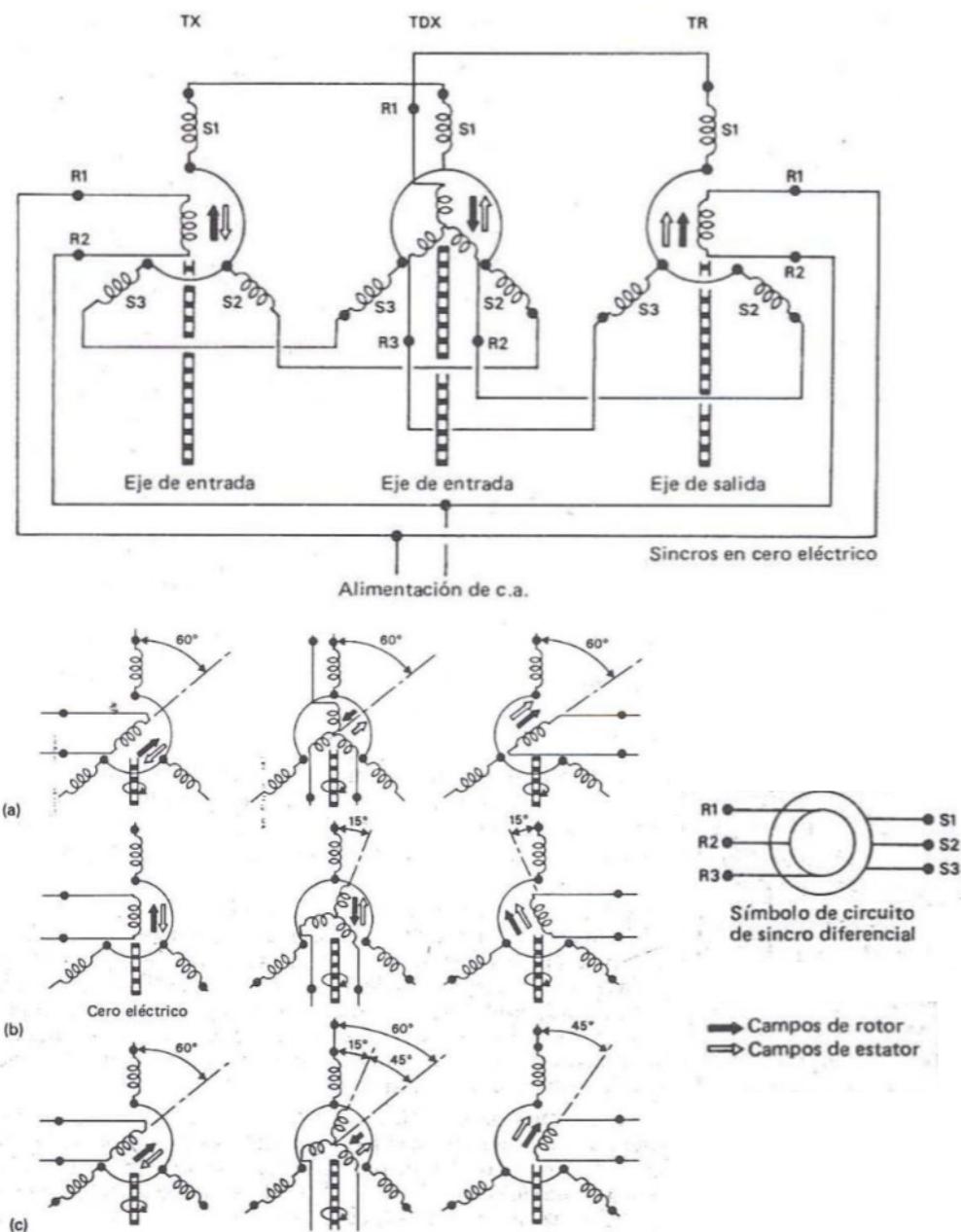


Fig. 9.7.—Sincro diferencial en un sistema de sincros de torsión.

En (a) se muestra el rotor del TX girado 60° en el sentido de las agujas del reloj mientras que el rotor del TDX permanece en el cero eléctrico; todos los campos magnéticos giran, y el rotor del TR adopta la misma posición angular que el rotor del TX. Si ahora el rotor del TX permanece en el cero eléctrico, y se gira el rotor del TDX 15° en el sentido de las agujas del reloj, los campos de ambos sincros permanecen en la posición de cero eléctrico porque su posición está determinada por la orientación del rotor del TX (diagrama (b)). Sin embargo, una rotación de 15° en el sentido de las agujas del reloj del rotor del TDX sin cambio en la posición de su campo equivale a mover el campo del rotor 15° en sentido contrario al giro de las agujas del reloj mientras se deja el rotor en el cero eléctrico. Este cambio angular relativo se duplica en el estator del TR y así su rotor se alinearán con el campo, es decir, para una rotación de 15° en el sentido de las agujas del reloj del rotor del TDX, el rotor del TR girará 15° en sentido contrario al giro de las agujas del reloj.

Supongamos ahora que el rotor del TX se gira 60° en el sentido de las agujas del reloj, y el "rotor del TDX 15° en el mismo sentido; entonces, debido a que el rotor del TR girará 15° en sentido contrario al de las agujas del reloj, su movimiento angular final será igual a la diferencia entre los dos ángulos de entrada, es decir, girará 45° (diagrama (c)). El efecto diferencial se invierte, desde luego, cuando se gira el rotor del TDX en dirección opuesta al rotor del TX, de modo que el rotor del TR gira en un ángulo igual a la suma de los dos ángulos de entrada. Invirtiendo parejas de cables bien entre TX y TDX, o bien entre TDX y TR, se puede hacer que uno cualquiera de los rotores asuma una posición igual a la suma o diferencia de las posiciones angulares de los otros rotores. Los sincros de transmisor diferencial se pueden usar en sistemas que utilicen sincros de control para transmitir información de señales de control sobre la suma o diferencia de dos ángulos, de la misma forma que se usan en los sistemas de sincros de torsión. En la Fig. 9.8 se muestra la instalación básica.

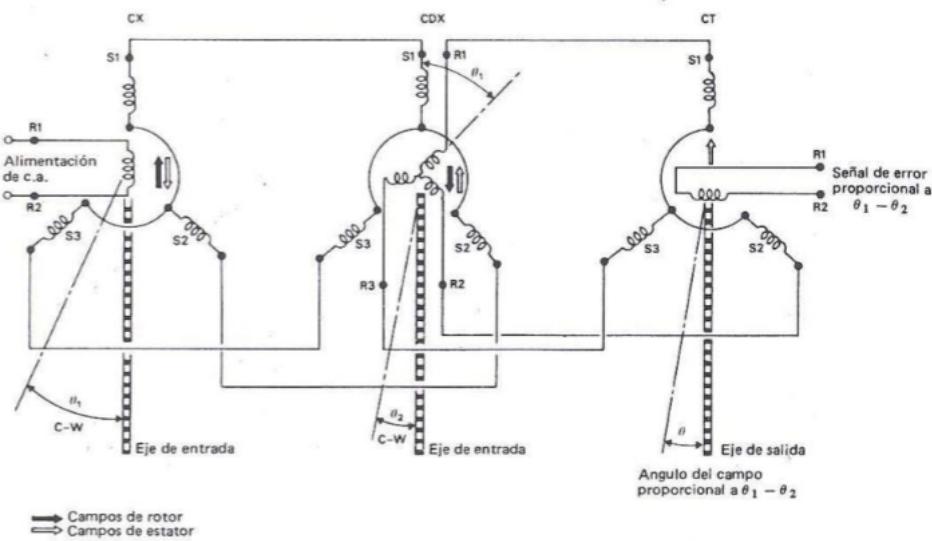


Figura 9.8.—Sincro diferencial en un sistema de sincros de control.

Servosincronizadores

La función de los servosincronizadores (RS) es convertir los voltajes alternos, que representan las coordenadas cartesianas de un punto, en una posición de un eje y un voltaje, que juntos representan las coordenadas polares de ese punto. Pueden utilizarse también de forma inversa para convertir el voltaje de coordenadas polares a cartesianas. Estos servosincronizadores se emplean generalmente en los sistemas de director de vuelo e instrumentos integrados.

En la Fig. 9.9 se muestra una instalación típica de un RS para conversión de coordenadas polares a cartesianas; se observará que el estator y el rotor tienen cada uno dos devanados dispuestos en cuadratura de fase, proporcionando así un sincro de ocho terminales. Al devanado R1 - R2 se le aplica un voltaje alterno, cuya magnitud, junto con el ángulo en el que gira el rotor, representa las coordenadas polares. En este caso, no se utiliza el segundo devanado, y como suele ocurrir en estos casos, está cortocircuitado para mejorar la exactitud del RS y limitar la respuesta no selectiva.

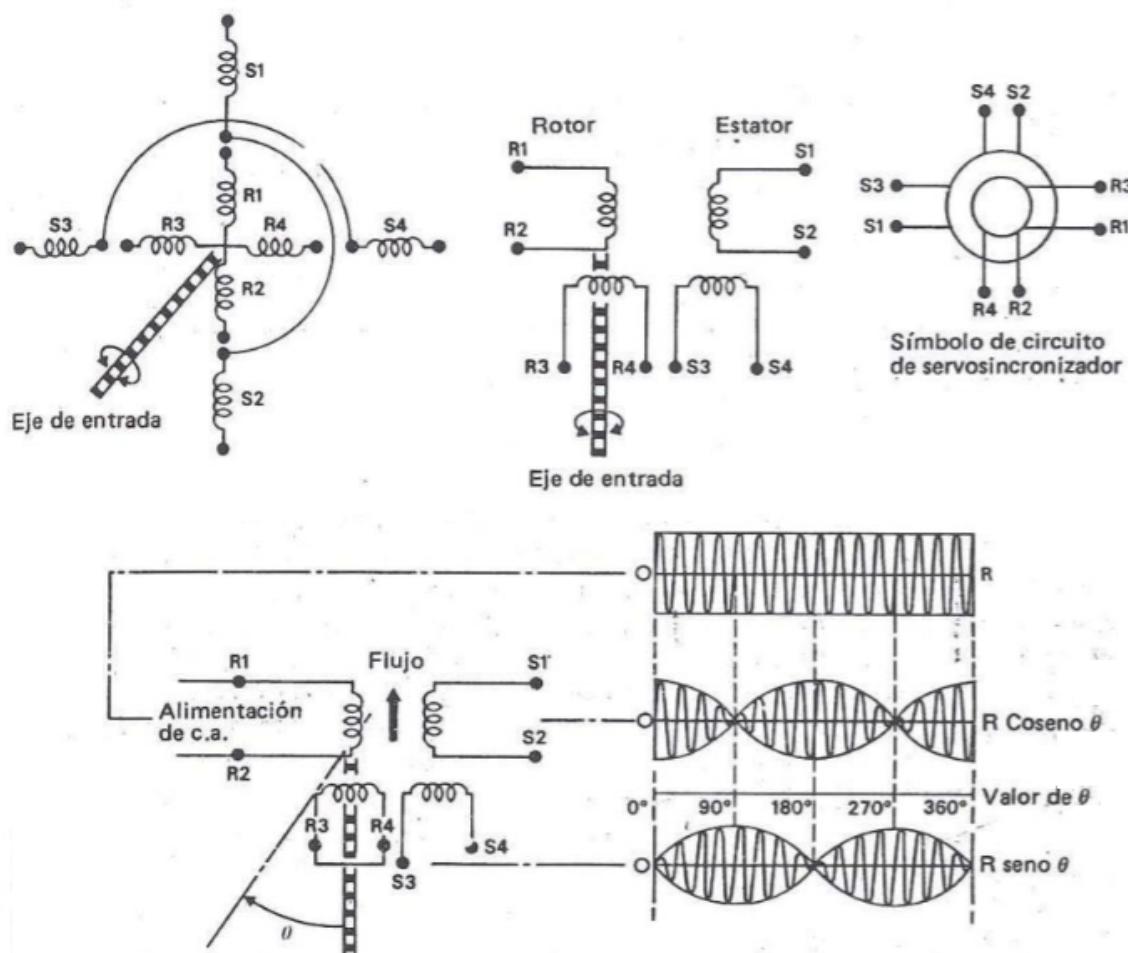


Figura 9.9.—Servosincronizador.

En la posición mostrada, el flujo alterno producido por la corriente a través del devanado R1 - R2 del rotor enlaza con ambos devanados del estator, pero, puesto que el devanado del rotor está alineado únicamente con S1 - S2, se inducirá voltaje máximo en este devanado. El devanado S3-S4 está en cuadratura de fase, de forma que no se induce ningún voltaje en él. Cuando el rotor está a una velocidad constante se inducirán voltajes en ambos devanados del estator que varían sinusoidalmente. El voltaje a través del devanado del estator que esté alineado con el rotor en el cero eléctrico será máximo en esa posición y caerá a cero después de un desplazamiento de 90° del rotor; por consiguiente, este voltaje es una medida del coseno del desplazamiento. El voltaje está en fase con el voltaje aplicado a R1-R2 durante los primeros 90° de desplazamiento, y en antifase de 90° a 270°, elevándose finalmente a cero en 270 a máximo en fase en 360°. Cualquier desplazamiento angular puede identificarse, por consiguiente, por la amplitud y fase de los voltajes de estator inducidos. En el cero eléctrico, se inducirá voltaje cero en el devanado S3-S4 del estator, pero en desplazamiento de 90° del devanado R1-R2 del rotor, se inducirá voltaje máximo en fase y variará sinusoidalmente durante los 360° por tanto, el voltaje S3-S4 es directamente proporcional al seno del desplazamiento del rotor. La fase depende del ángulo de desplazamiento, identificándose cualquier ángulo por la amplitud y la fase de los voltajes inducidos en el devanado S3-S4 del estator. La suma de las salidas de ambos estatores, esto es, $r \cos \theta$ más $r \operatorname{sen} \theta$, define, por consiguiente, el voltaje de entrada y la rotación del rotor en coordenadas cartesianas. En la Fig. 9.10 puede verse una instalación por la cual las coordenadas cartesianas pueden convertirse en coordenadas polares.

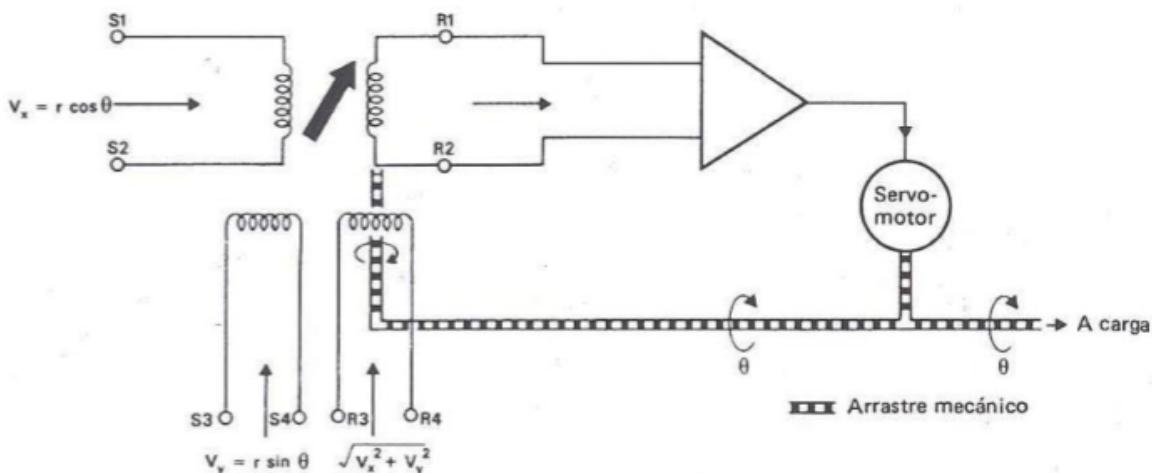


Figura 9.10.—Conversión de coordenadas cartesianas en coordenadas polares.

Al devanado S1-S2 cosenoidal del estator se aplica un voltaje alterno $V_x = r \cos \theta$, mientras que al devanado S3-S4 senoidal del estator se aplica un voltaje $V_y = r \operatorname{sen} \theta$. Por lo tanto, se produce en el interior de todo el estator un flujo alterno que representa coordenadas cartesianas. Uno de los devanados del rotor, en este caso R1-R2, está conectado a un amplificador, y en la posición que se muestra se le inducirá voltaje máximo, el cual se aplicará al amplificador. La salida del amplificador se aplica a un servomotor que está acoplado mecánicamente a una carga y al

rotor. Cuando se gira 90° el rotor, el voltaje inducido en el devanado 115-115 se reduce a cero y el servomotor se detendrá. El devanado R3-R4 estará alineado ahora con el flujo del estator, y se le inducirá un voltaje que es proporcional a la amplitud del flujo alterno según se representa por el vector r , esto es un voltaje proporcional a $(Vx^2 + Vy^2)^{1/2}$. Este voltaje, junto con la posición angular del rotor, representa, por consiguiente, una salida en términos de coordenadas polares.

Sincrotel

Un sincrotel se usa generalmente como un transformador de control de baja torsión o transmisor. Emplea un estator trifásico convencional, pero como se observará en la Fig. 9.11, a diferencia de un sincro convencional la sección de rotor está en tres partes independientes: un rotor cilíndrico hueco de aluminio de sección oblicua, un devanado de rotor monofásico fijo y un núcleo cilíndrico a cuyo alrededor gira el rotor. El eje del rotor está soportado en pivotes de rubí y conectado al elemento detector de presión o cualquiera que sea el elemento que exija el uso.

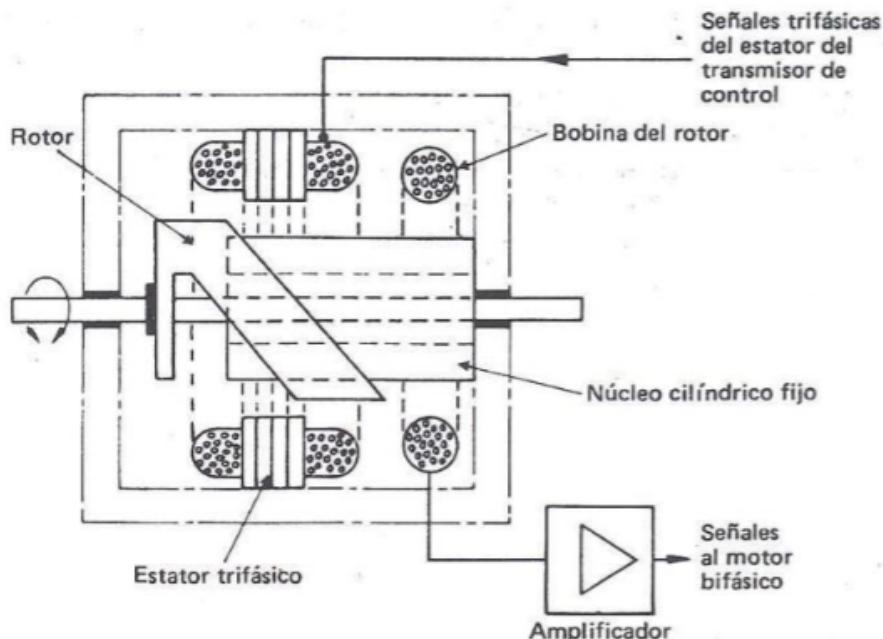


Figura 9.11.—Sincrotel.

En su aplicación típica para medir presión, el sincrotel está conectado eléctricamente a un sincrotransmisor de control cuyo rotor se ve obligado a seguir la posición del rotor del sincrotel; en otras palabras, actúa como un sistema de servocircuito.

El rotor del sincrotransmisor es activado por una alimentación monofásica de 26 voltios y 400 Hz que induce voltajes en el estator del transmisor. Como este estator está conectado al estator del

sincrotel, se establece a través de él un flujo alterno radial resultante. Para cualquier presión especial aplicada al elemento detector, habrá una posición correspondiente del rotor del sincrotel y, debido a su forma oblicua, el flujo radial del estator cortará sus secciones. Por tanto, se producen corrientes en el rotor, y puesto que pivota alrededor del núcleo cilíndrico, se creará una componente del flujo axial en el núcleo. El devanado del rotor está también fijo alrededor del núcleo y, por consiguiente, el flujo del núcleo inducirá un voltaje alterno en el devanado; la amplitud de este voltaje será función sinusoidal de las posiciones relativas del flujo del rotor y estator. Este voltaje se envía, a través de un amplificador, a la fase de control de un servomotor bifásico que acciona el rotor del sincrotransmisor alrededor en su estator, produciendo con ello un cambio en el flujo del estator del sincrotel, hasta el punto en que no se induce ningún voltaje en el devanado del rotor; es decir, el sincrotransmisor es accionado a la posición nula. Esta posición corresponde a la presión medida por la unidad detectora en ese instante.

Capítulo 5

Instrumentos giroscópicos

Por el Prof. Ing. Ángel Galeasso



Departamento
de Aeronáutica

INSTRUMENTOS GIROSCOPICOS

Qué es un giróscopo (giroscopio)

El giróscopo o giroscopio es un dispositivo mecánico que sirve para medir, mantener o cambiar la orientación en el espacio de algún o vehículo.

Un giroscopio es un instrumento que permite medir, mantener y hasta modificar la dirección en el espacio de un objeto o vehículo. Este dispositivo tiene la capacidad de girar sobre un eje y al ser sometido a una fuerza que debería hacer que caiga, este se mantiene girando sin detenerse.

<https://www.youtube.com/watch?v=fVefWA-SV2g&feature=relmfu>

<https://www.youtube.com/watch?v=VXePbCxSzRA>

Precesión del giróscopo

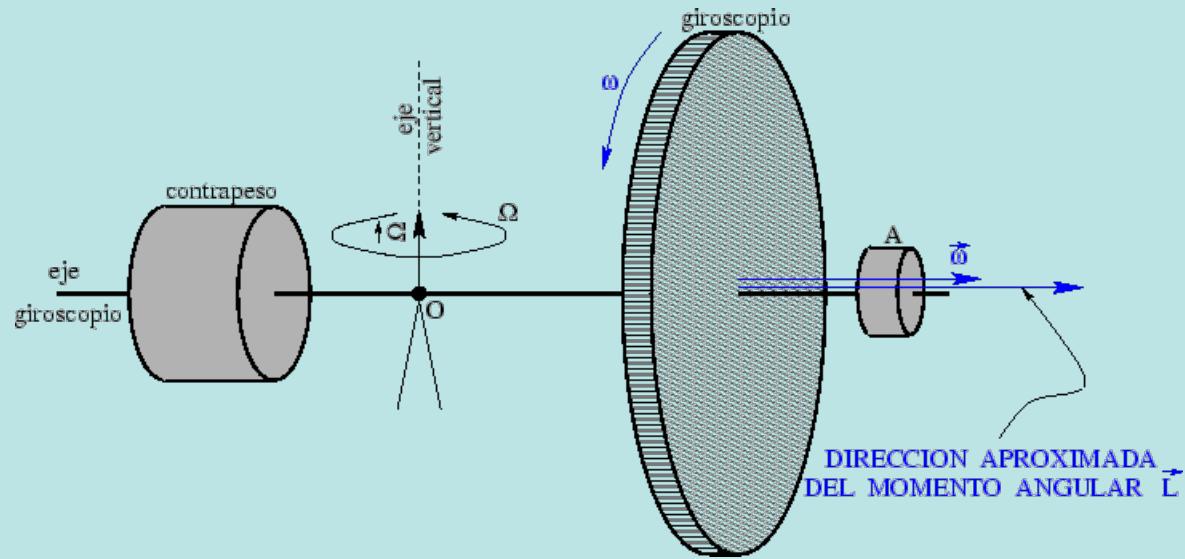
La siguiente tabla cuadro contiene el resumen de los resultados obtenidos para la dinámica de traslación y rotación de un sistema de partículas, y sirve para destacar la similitud que hay entre ambas dinámicas:

Traslación	Rotación
espacio recorrido	↔ ángulo girado
velocidad lineal	↔ velocidad angular
masa del sistema	↔ momento de inercia
momento lineal del sistema: $\vec{p}_{\text{total}} = \begin{pmatrix} p_x \\ p_y \\ p_z \end{pmatrix} = m_{\text{total}} \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix}$	momento angular del sistema: $\leftrightarrow (\vec{L})_O = \begin{pmatrix} L_x \\ L_y \\ L_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix}$
fuerza exterior: $\sum_i \vec{F}_{\text{ext}, i} = \frac{d}{dt} \vec{p}_{\text{total}}$	momento de la fuerza exterior: $\leftrightarrow \sum_i (\vec{M}_{\text{ext}, i})_O = \frac{d}{dt} (\vec{L}_{\text{total}})_O$

En el siguiente video se puede ver una analogía entre la dinámica de traslación y la de rotación

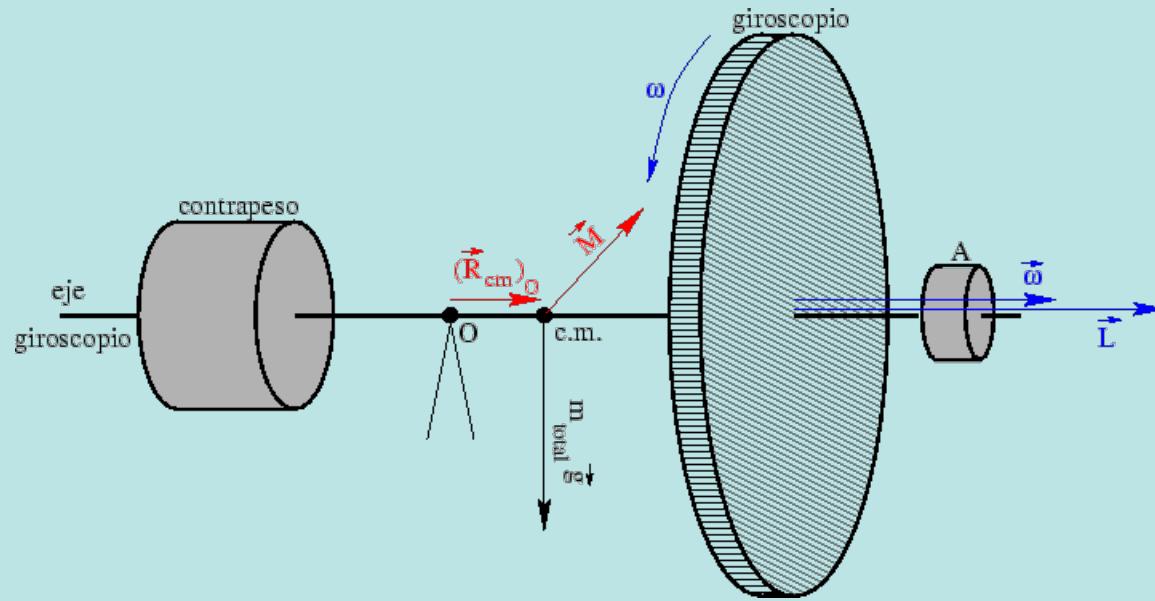
<https://www.youtube.com/watch?v=-NSUIEOPjrY>

Precesión del giróscopo



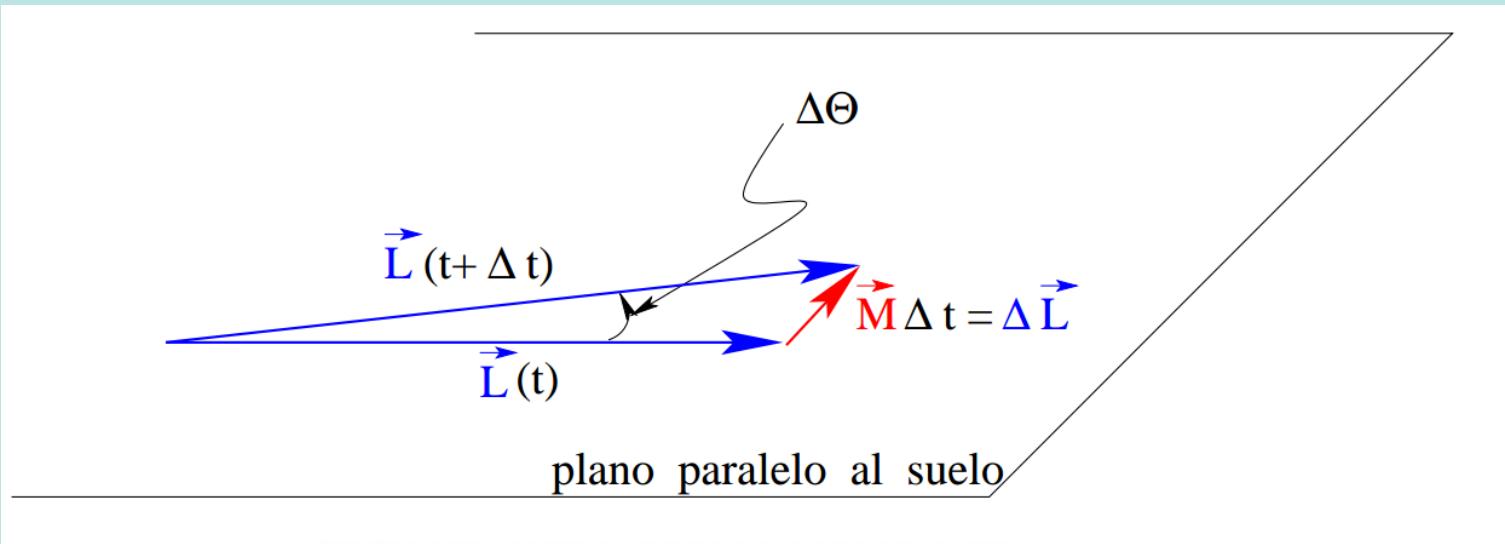
$$(\vec{L})_O = (I)_O \vec{\omega}$$

Precesión del giróscopo



$$\vec{M} = (\vec{R}_{\text{cm}})_O \times (m_{\text{total}} \vec{g})$$

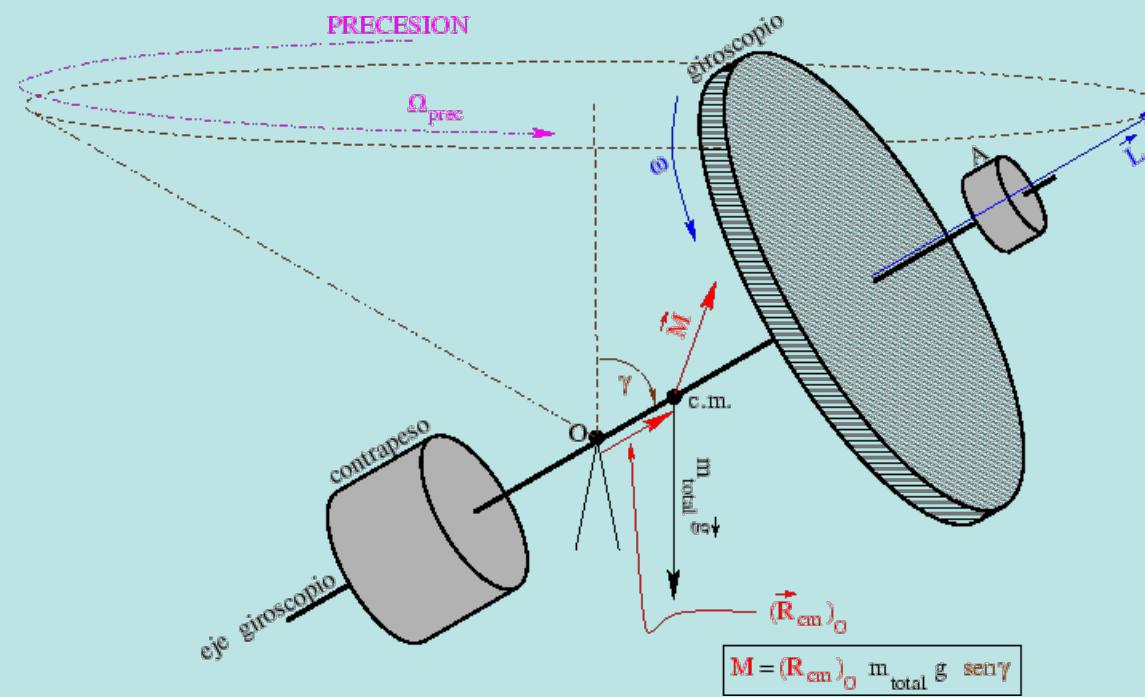
Precesión del giróscopo



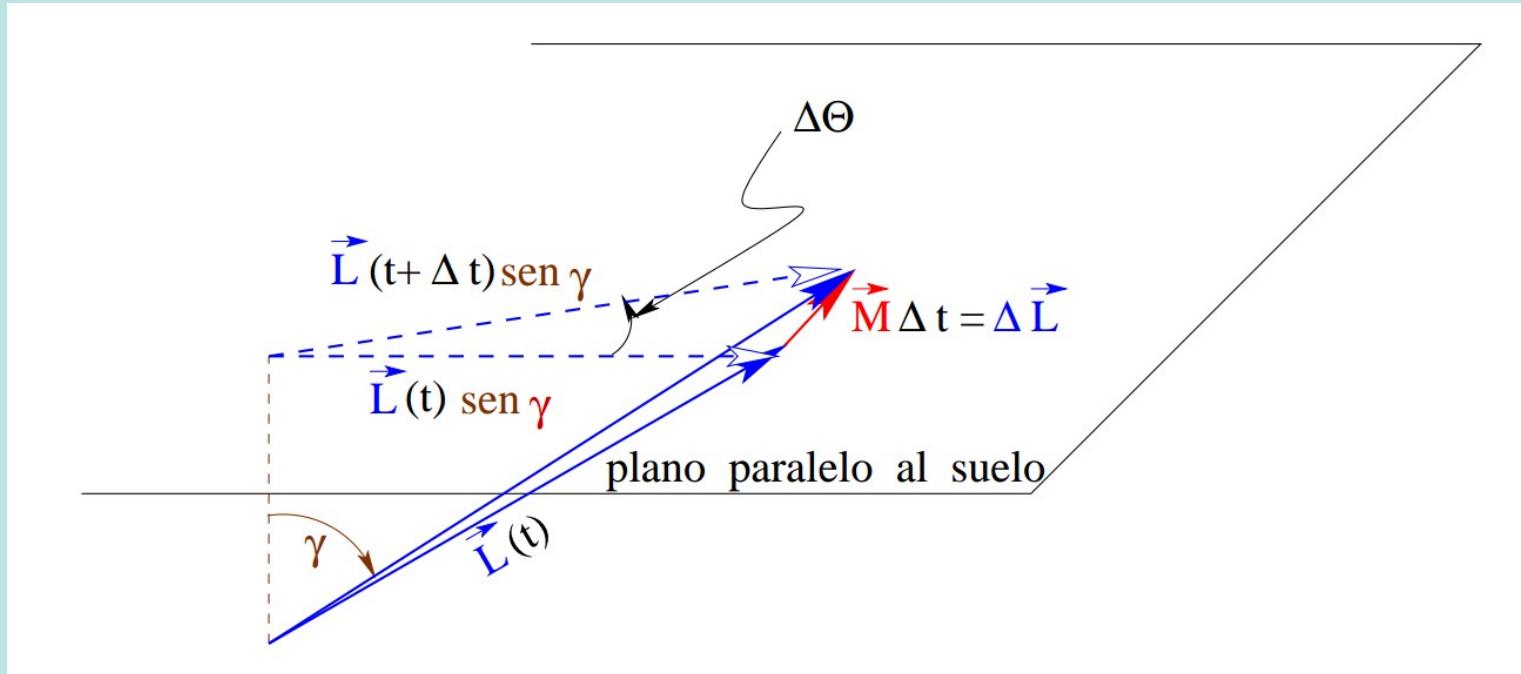
$$\Delta\Theta = \frac{|\vec{M}| \Delta t}{|\vec{L}|} = \frac{|(\vec{R}_{cm})_O| m_{total}g}{L} \Delta t$$

$$\Omega_{prec} = \frac{\Delta\Theta}{\Delta t} = \frac{(\vec{R}_{cm})_O m_{total}g}{L} = \frac{(\vec{R}_{cm})_O m_{total}g}{(I_{disco})_{eje\ giroscopio} \omega}$$

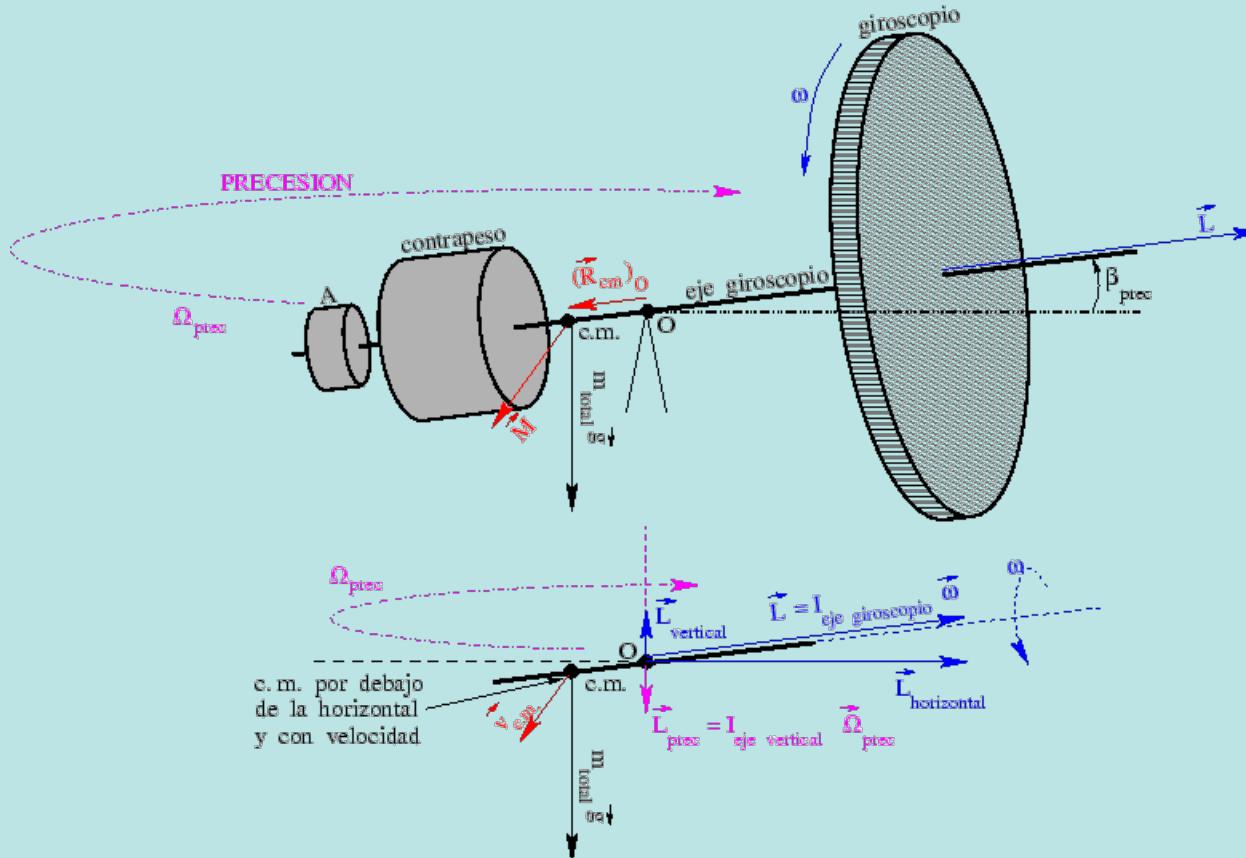
Precesión del giróscopo



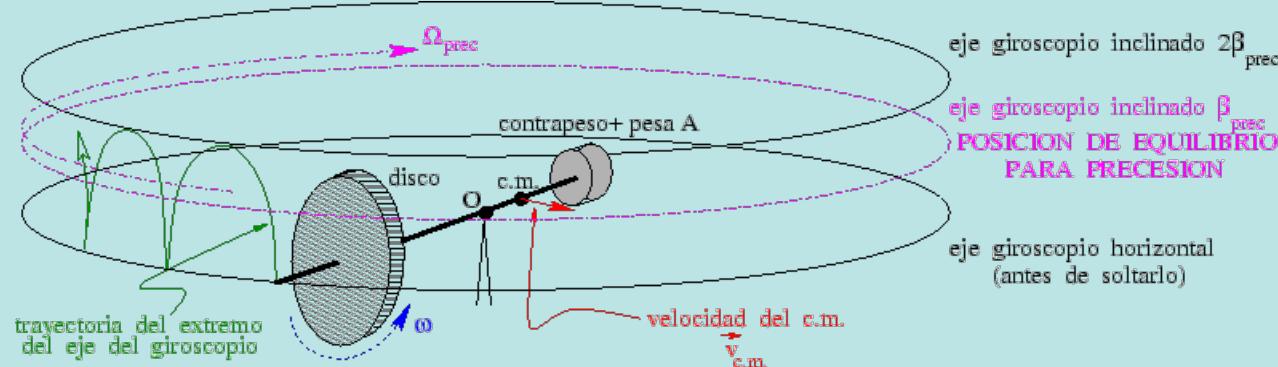
Precesión del giróscopo



Nutación del giróscopo



Nutación del giróscopo



PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- En aviación, las propiedades de los giróscopos se han utilizado fundamentalmente para indicaciones de **actitud** y **rumbo**.
- Posteriormente, y con la evolución de los mismos y los calculadores de vuelo, se han integrado en sistemas más complejos capaces de navegar por sí mismos, como los **Sist. Inerciales**.

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

Instrumentos
giroscópicos

de Actitud

de Rumbo

- ADI** (Attitude Director Indicator)
- EADI** (Electronic Altitude Director Indicator)
- AHRS**
(Actitud Heading Reference System)
- RMI**
(Radio Magnet Indicator)
- HSI** (Horizontal Situation Indicator)
- EHSI** (Electronic Horiz Situation Ind)
- INS** (Inertial Nav syst)

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- Del estudio de la dinámica del sólido rígido se tiene que cuando un cuerpo está dotado de un movimiento de rotación alrededor de un eje que coincide con el de revolución del mismo cuerpo, y dicho eje puede ver modificada su dirección, al movimiento de este cuerpo se le denomina **giroscópico**, al cuerpo **giroscopio** y al movimiento de su eje **precesión**.

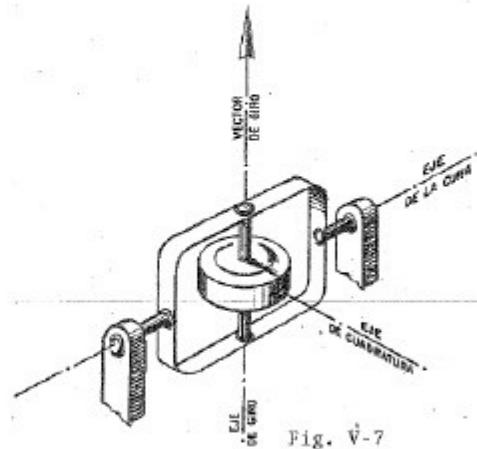
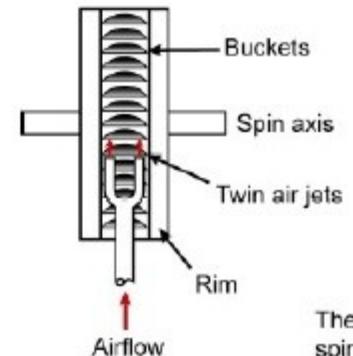
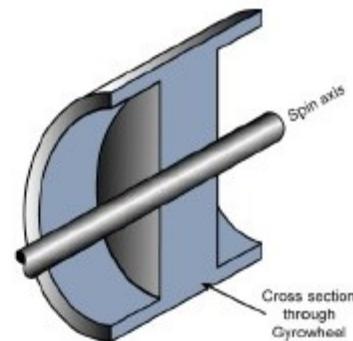


Fig. V-7

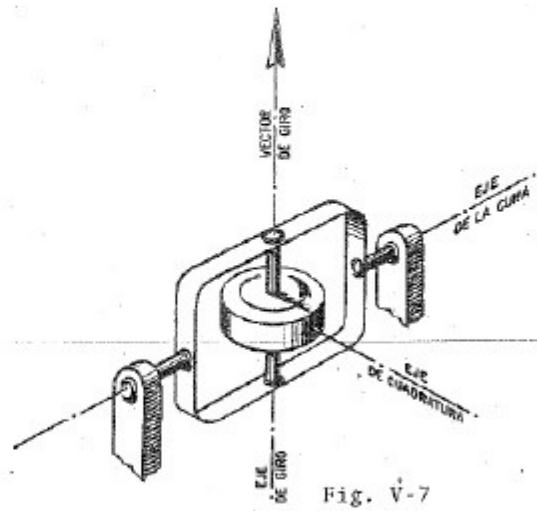
PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **Su masa sea la mayor posible:** Los giróscopos van instalados en carcasa limitadas en espacio interior, se eligen materiales de gran densidad = mayor masa.
- **Su radio de giro sea muy grande:** Ya que esto no es posible, se distribuye la masa lo más alejada posible del eje de giro del mismo.
- **Su aceleración angular sea grande:** se consigue imprimiendo una gran velocidad de giro al giróscopo.



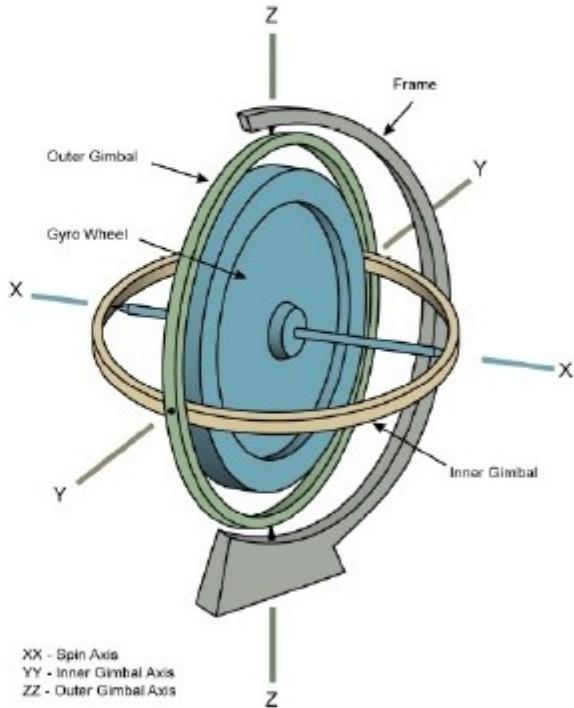
PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **1 grado de libertad (Rígido):** El rotor unido a un soporte. El movimiento del mismo se limita a su plano de giro.
- **2 grados de libertad (Semirrígido):** El eje se une a un elemento móvil o marco que se denomina balancín. Este balancín se une al soporte por dos puntos antagónicos.



PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **3 grados de libertad (Universal):**
- La primera cuna se une a otra, denominada portacuna, de tal forma que la línea que forman los puntos de unión de ambas y los de unión del rotor a la primera cuna sean perpendiculares en el plano de la cuna.
- La portacuna se une a un soporte, de nuevo, por puntos que formen una línea perpendicular a la de unión entre cuna y portacuna.
- **El rotor se encuentra aislado en el espacio.**



PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

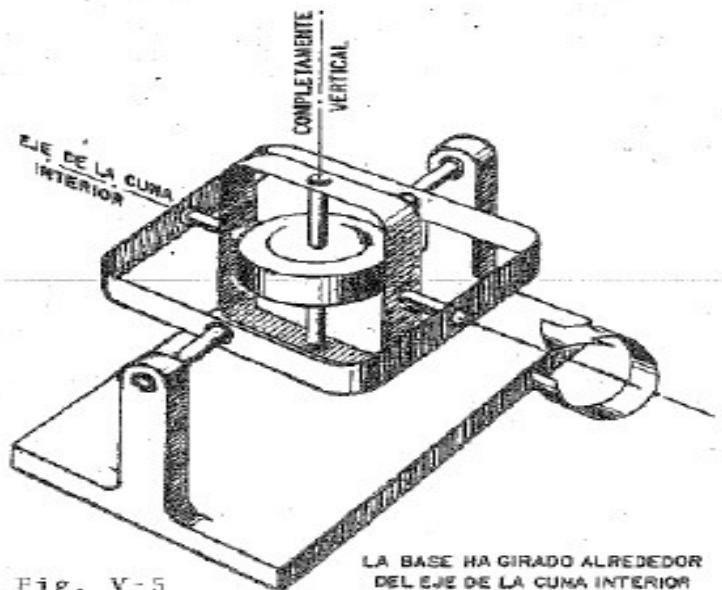


Fig. V-5

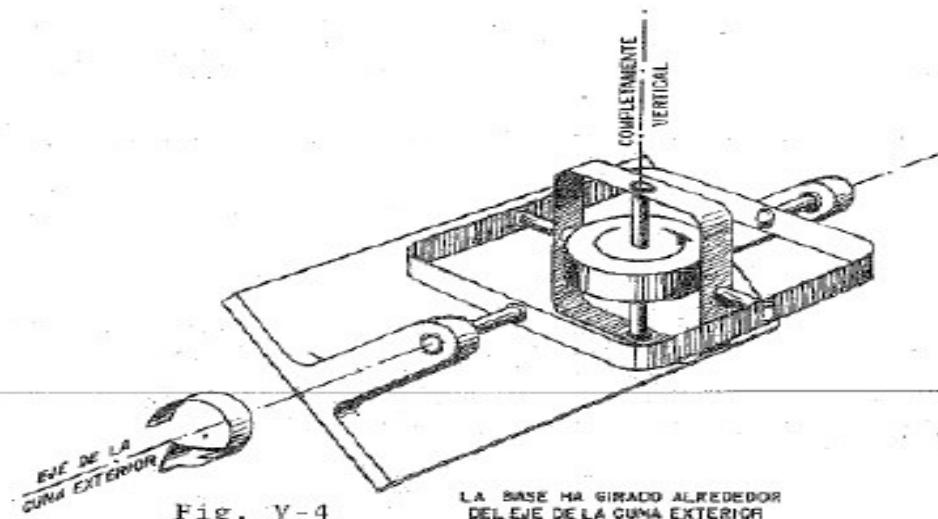


Fig. V-4

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **JAR-25 1.331 establece una serie de requisitos en cuanto a la construcción y montaje de los instrumentos giroscópicos:**
- **A:** Cada instrumento giroscópico debe obtener su energía de fuentes que aseguren el correcto funcionamiento del mismo en todo el margen de operación prevista.
- **B:** Debe instalarse de forma que se prevenga su deterioro por lluvia, aceite o cualquier otro elemento corrosivo.
- **C:** debe de existir un medio para indicar el correcto suministro de corriente al instrumento.
- **D:** En bimotores se dispondrá de dos fuentes de energía cuyo funcionamiento no dependa sólo de un motor.
- **E:** La instalación de los instrumentos será tal que el fallo de uno de ellos no suponga el fallo de cualquier otro.

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- Clasificación:

- Según grado de libertad
- Universal
 - Semirígido
 - Rígido

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- Clasificación:

- Según fuente de energía

Neumáticos

Eléctricos

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- Clasificación:

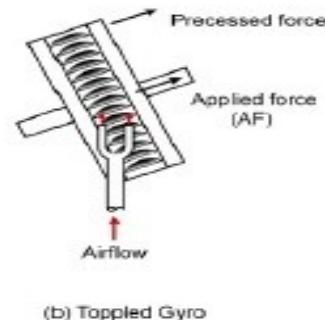
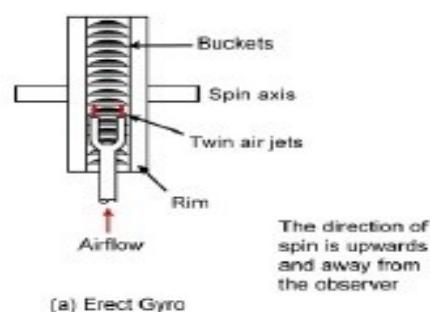
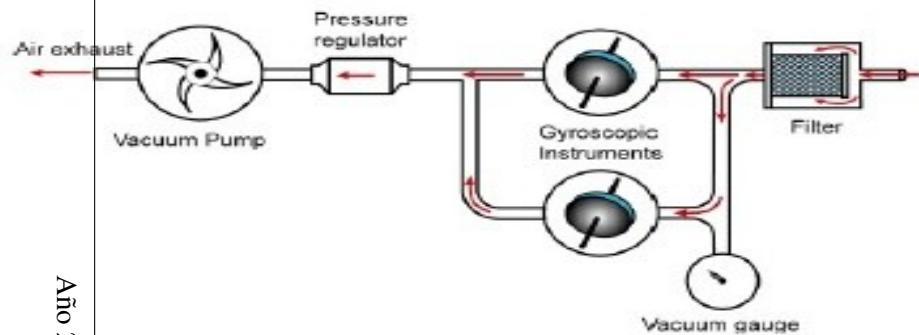
- Según eje del rotor

Horizontales

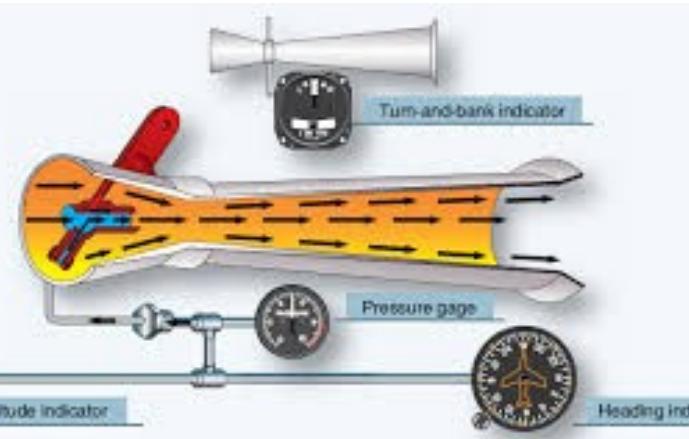
Verticales

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **Neumáticos:** Funcionan con un sistema de vacío.
- El giróscopo se instala en el interior de la caja del instrumento, la cual tiene dos orificios. Uno se conecta a una bomba de succión o vacío, mientras el otro deja paso al aire filtrado proveniente del exterior.
- La bomba genera una succión que se estabiliza y regula a un valor de presión dado, de forma que los rotores adquieran la velocidad para la cual se calibran. (Se suelen alcanzar velocidades **de giro de 15000 rpm**).



PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO



<https://www.youtube.com/watch?v=hVsx4XWafXg>

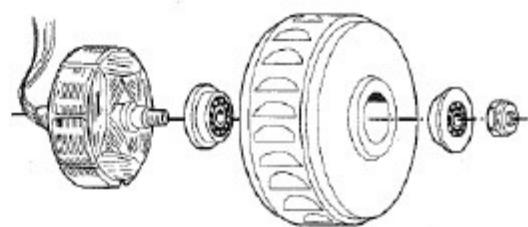
Desde el minuto 1:40 a 2:25

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **Neumáticos:**
- **1):** A mayores altitudes la densidad del aire es menor, por lo que se hace más difícil mantener el número de revoluciones del rotor.
- **2):** Existe dificultad para mantener sistemas de vacío en cabinas presurizadas.
- **3):** La posibilidad de contaminación por humedad o suciedad de los elementos internos debido al aire exterior que mueve el rotor.

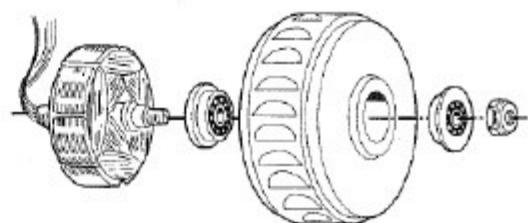
PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **Eléctricos:** Muchos de los errores y limitaciones de los giróscopos neumáticos quedan eliminados utilizando motores eléctricos para proporcionar el giro del rotor.
- La velocidad angular del mismo se mantiene constante por medio de un pequeño motor eléctrico de inducción trifásico (115v, 400Hz).
- El rotor del motor eléctrico es el mismo cuerpo del giroscópico, siendo el excitador o estator parte del mismo eje giróscopo.



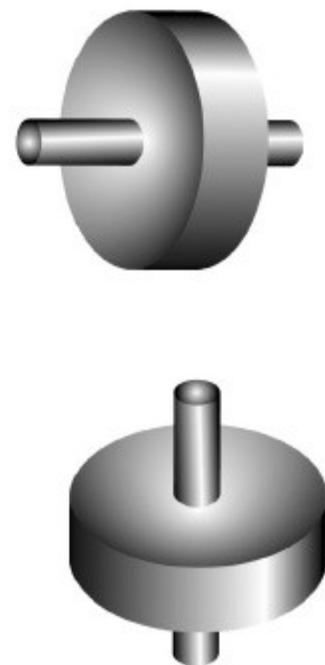
PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- De esta manera se sitúa la masa en la periferia y se adquieren velocidades de giro de **20 a 23000 rpm**, consiguiendo así un mayor momento de inercia, es decir, **mayor precisión**.
- En este tipo de giróscopos, los cuerpos o cajas que contienen al conjunto giroscópico se encuentran cerradas herméticamente.



PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **Horizontales:** El eje del rotor es paralelo al plano horizontal del lugar en que se encuentra .
- **Verticales:** El eje del rotor sigue una línea paralela a la vertical del lugar en que se encuentra (el rotor se encuentra en el plano horizontal).
- Hay que tener presente que cuando se habla de giróscopo vertical u horizontal se refiere a la **posición del eje del rotor**, no al plano de giro del rotor en sí.



PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **Propiedades del Giróscopo:**

1: Rigidez en el espacio.

2: Precesión

- Real
- Aparente
- Transporte
- Transporte Grid

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **Rigidez en el espacio:**
- Si se considera un rotor aislado del sistema donde se encuentra montado y no se le aplica ninguna fuerza externa, se debe cumplir la primera ley de Newton.
- Esta dice que cuando a un cuerpo no se le aplica fuerza externa alguna, éste tiende a seguir en su estado de reposo (si estaba parado) o de movimiento (si ya disponía de él).
- Debido a esto se afirma que el rotor no cambiará su plano de giro a menos que se le aplique una fuerza.

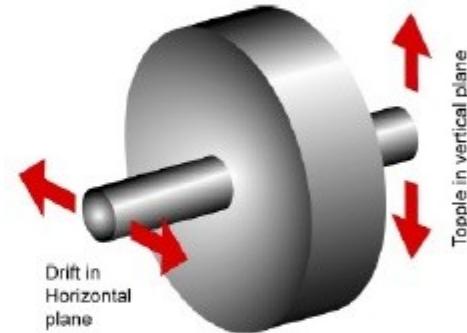


PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- Si sufre algún tipo de perturbación, por la segunda ley de Newton, la desviación con respecto a su equilibrio será proporcional a la fuerza externa aplicada e inversamente proporcional a su peso y a su velocidad.
- Por esto se intenta dotar de gran peso y alta velocidad angular a los giróscopos. Lo que se pretende es, en definitiva, **que una vez en posición y con velocidad de giro, no se varíe la dirección o alineación del eje de giro.**

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **Precesión:**
- Denominada a veces desviación, no es más que el cambio de dirección del eje de giro, es decir, del plano de giro del rotor.
- La precesión en el plano horizontal se denomina **deriva** (drift) y en el plano vertical **vuelco** (topple).



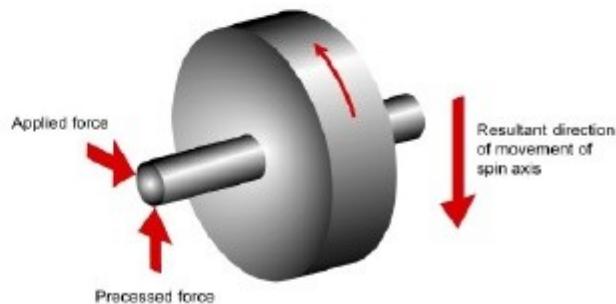
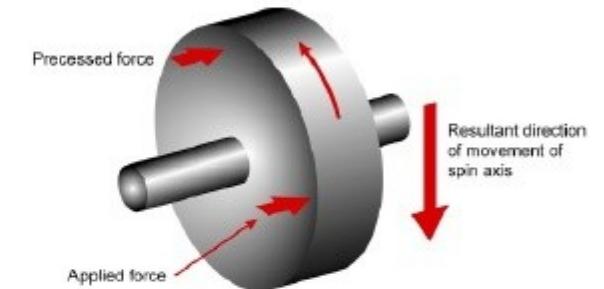
PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **Precesión Real:**

- A la precesión o movimiento del eje de giro debido a la aplicación de una fuerza se le denomina precesión real.
- Se necesita de una fuerza aplicada al sistema para cambiar la dirección del eje de giro del giróscopo.
- Las fuerzas inevitables causadas por los rozamientos de los cojinetes y el aire, las fluctuaciones de energía que imprime aceleración angular al rotor, fuerzas centrífugas y aceleraciones creadas en los virajes.
- Este tipo de precesión es **real no deseada o aleatoria**.

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **Precesión real, paradoja giroscópica:**
- Cuando a un giróscopo se le aplica una fuerza que le hace precesionar, el movimiento del eje se produce en un plano (eje de salida) que es perpendicular al de aplicación de la fuerza (eje de entrada) y, a su vez, perpendicular al plano de giro del rotor.
- **Esto se debe al mismo giro del rotor, que desvía 90° el desplazamiento que sufre el eje.**



PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO



PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- Cuando el sistema ya ha precesionado por causas no deseadas, es el operario el que debe restablecer la dirección primitiva del eje del rotor, manual o automáticamente.
- Por medio de la aplicación de fuerzas en sentido contrario al de las fuerzas que lo hicieron precesionar se consigue restablecer la dirección deseada del eje.
- Los sistemas de erección son los encargados de aplicar las fuerzas necesarias que contrarresten aquellas no deseadas, con el fin de mantener el conjunto alineado con la referencia deseada.
-

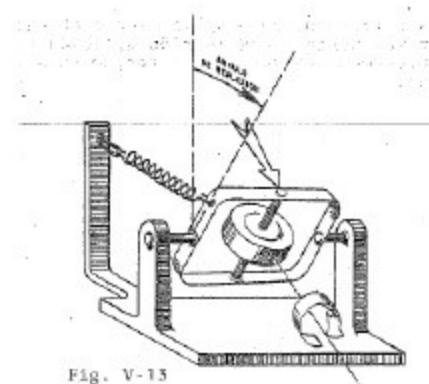


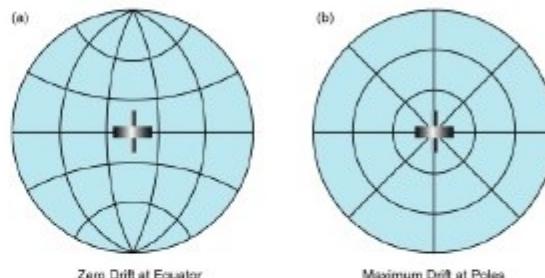
Fig. V-15

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

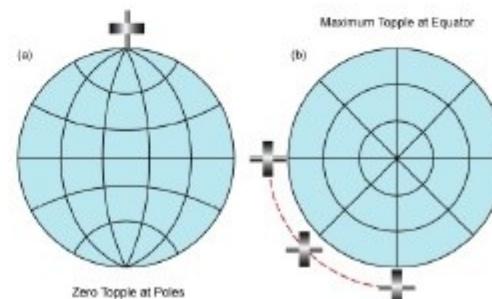
- La alineación del eje del giróscopo con una determinada dirección espacial depende de los fines de utilización del mismo.
- Una vez orientado el eje, se mantendrá en dicha dirección si no se le aplican fuerzas externas.
- En aviación los giróscopos direccionales se suelen alinear con la dirección del Norte en el lugar en que se encuentre el operario.
- En el momento de la alineación, la dirección del eje es correcta.

PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- Debido al movimiento de rotación de la tierra, al cabo de un tiempo, el eje sigue alineado con la dirección espacial primitiva del Norte, cuando éste ya no se encuentra en esa orientación.
- Esto es debido a la forma esférica de la Tierra.
- A este fenómeno en el que los giróscopos parecen precesionar debido a la rotación de la Tierra se denomina **precesión aparente**.

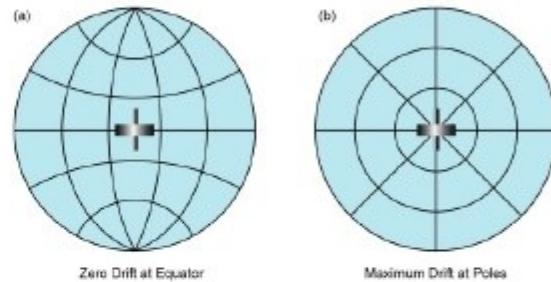


$$\text{Rate of Apparent Topple} = 15^\circ \times \cos \text{lat}^\circ / \text{hour}$$



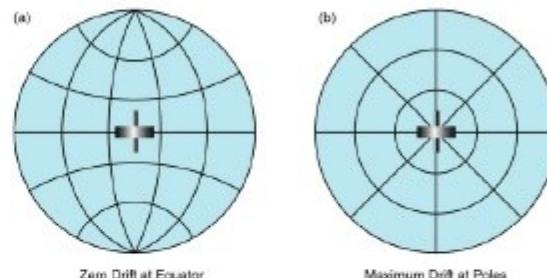
PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- En la **figura a)** se muestra un giróscopo horizontal alineado con el meridiano en el ecuador terrestre.
- En este caso, el movimiento de rotación no varía la dirección del Norte en el espacio, por lo que el eje del giróscopo sigue paralelo al meridiano independientemente de la rotación de la tierra.
- La precesión aparente no existe.

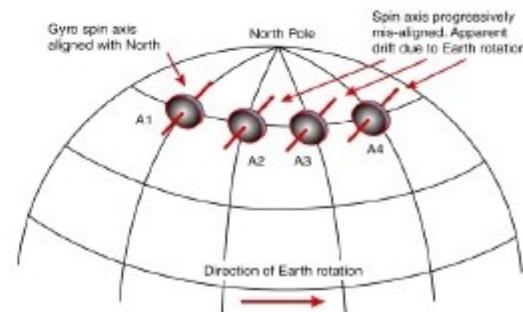


PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- En la **figura b)** el giróscopo se encuentra en el Polo Norte (lo mismo en el Polo Sur).
- En el momento de alineación sigue la dirección del meridiano de longitud 0°.
- Cuando haya transcurrido una hora, el giróscopo debe permanecer apuntando en la misma dirección espacial, pero el meridiano de Greenwich está 15° desplazado en el espacio.

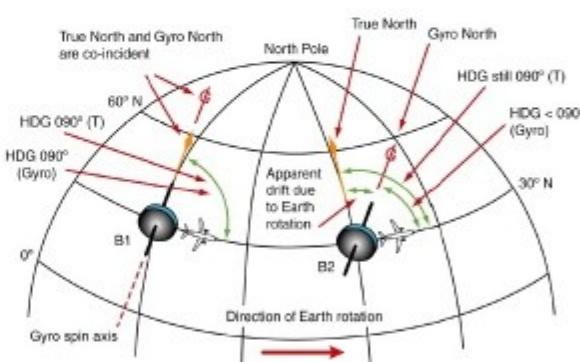


$$\text{Rate of Apparent Drift} = 15^\circ \text{hour} \times \sin \text{lat}^\circ$$



PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- **Precesión por transporte:**
- En el caso de que el vuelo se desarrolle cambiando de Longitud, tanto el plano horizontal como el meridiano del lugar que se sobrevuela cambian constantemente debido a la esfericidad de la Tierra.
- Esta variación de las direcciones de referencia para el giróscopo hace que parezca que el mismo está precesionando.
- En este caso, este efecto no se debe a la rotación de la Tierra, sino al **cambio de posición de la aeronave en la esfera terrestre**.



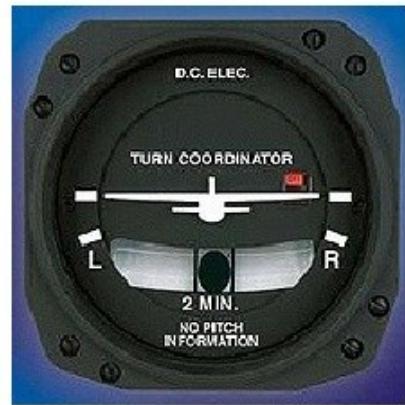
PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

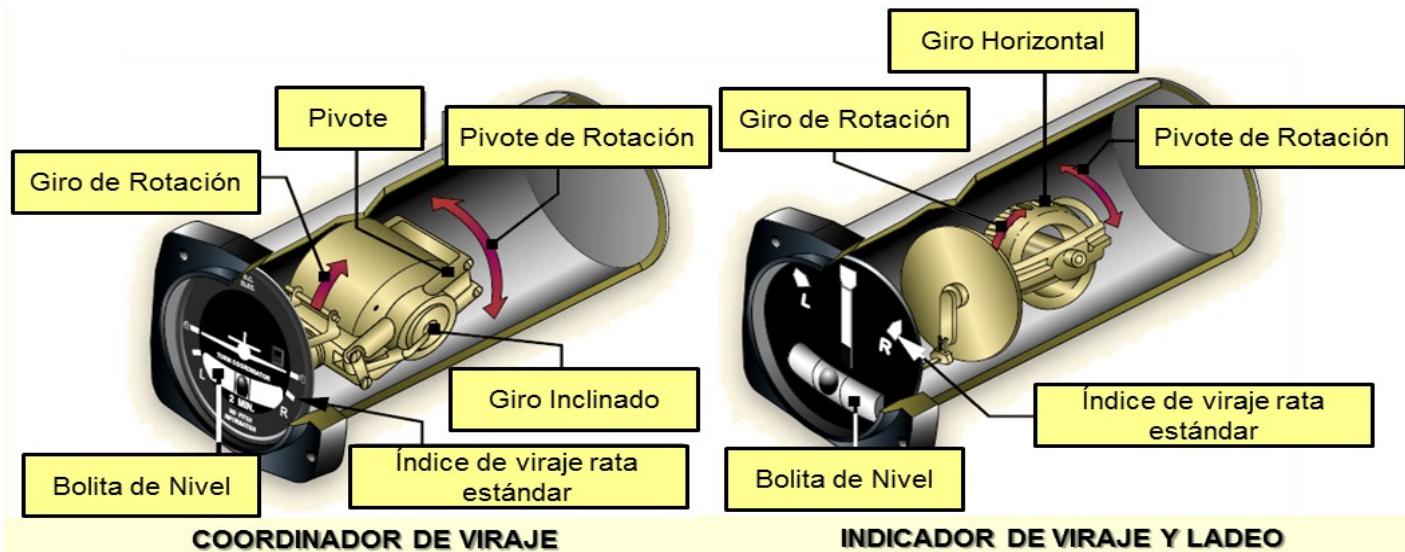
- Este tipo de precesión se produce como consecuencia de utilizar cartas aeronáuticas en las que los círculos máximos no se ven representados por líneas rectas.
- Los giróscopos realmente siguen círculos máximos, por lo que no coinciden con la ruta que se pretende volar.
- **Transporte Grid** = cambio de long/hora x sen (lat-f)
- f = factor convergencia de la carta.

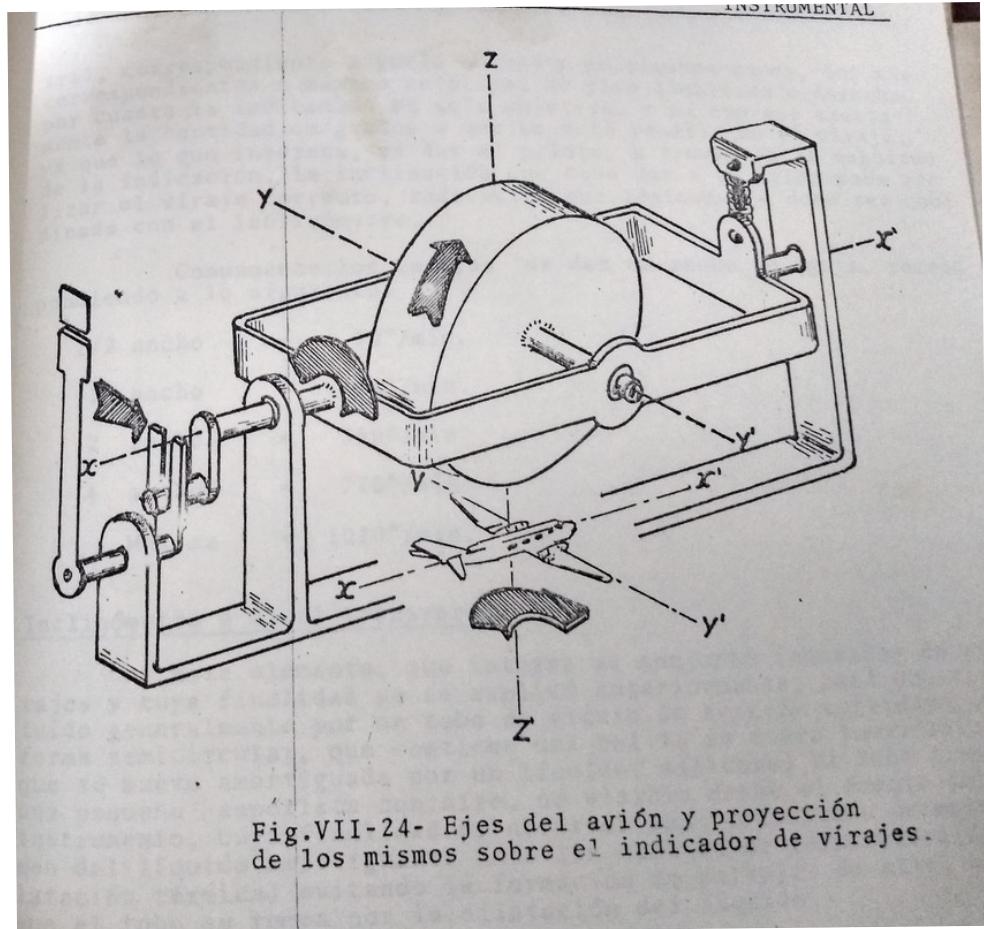
PRINCIPIOS BÁSICOS DEL GIRÓSCOPO

- www.gyroscope.com

INDICADOR DE VIRAJE Y ALABEO







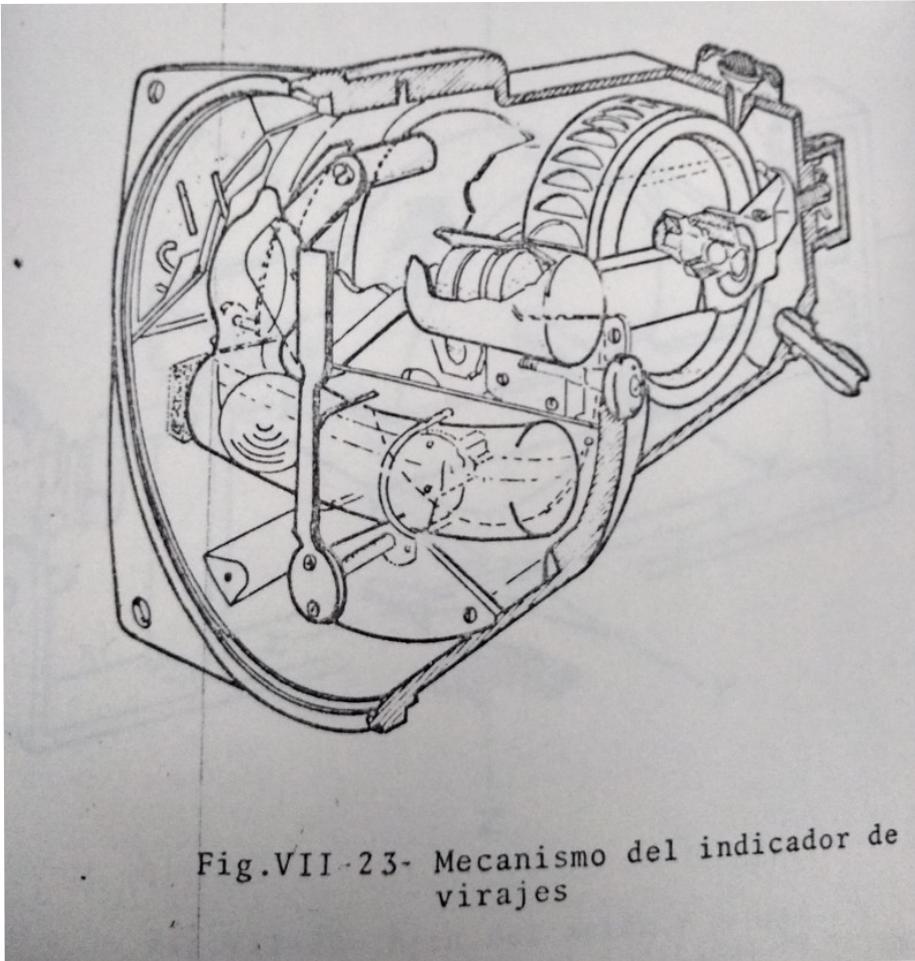
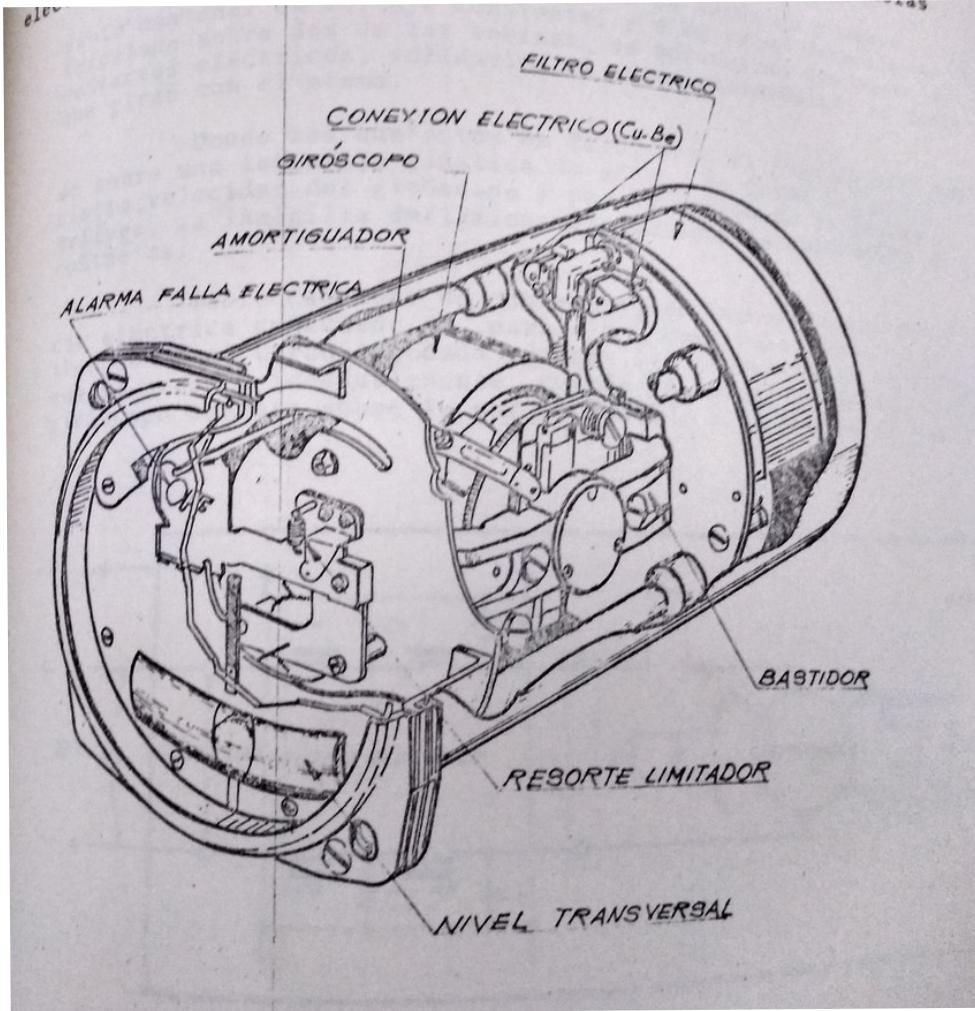


Fig.VII-23- Mecanismo del indicador de virajes



Ind. De Viraje y Alabeo. Introducción.

- Compensación direccional de la A/C.
- Virajes recomendados a un régimen determinado.
- Realización de virajes coordinados.
- Fuente de emergencia indicadora de actitud.



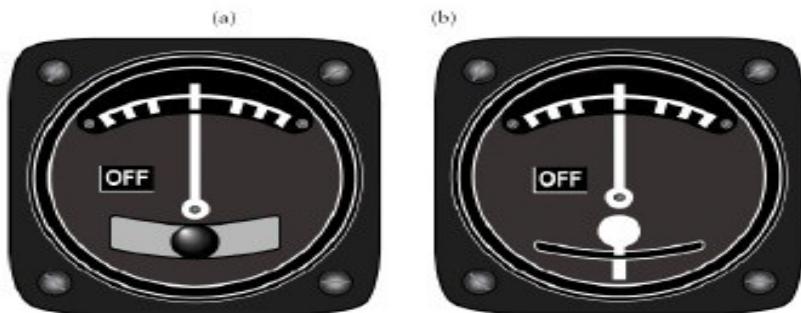
Ind. De Viraje y Alabeo. Introducción.

- El indicador de viraje y alabeo es un inst. que proporciona información de régimen de viraje (**medido por la cantidad de grados por seg. que la A/C cambia de rumbo**) y de coordinación del mismo.
- El régimen de viraje depende únicamente del ángulo de alabeo y de la velocidad de la A/C.



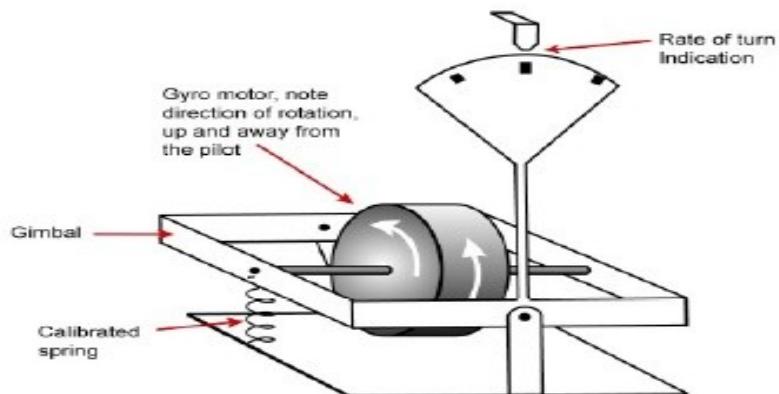
Ind. De Viraje y Alabeo. Introducción.

- Se le denomina comúnmente “ **Bastón y Bola** ” debido a que proporciona las lecturas por medio de dos mecanismos independientes:
- Un indicador denominado bastón.
- Una bola en el interior de un tubo de cristal.



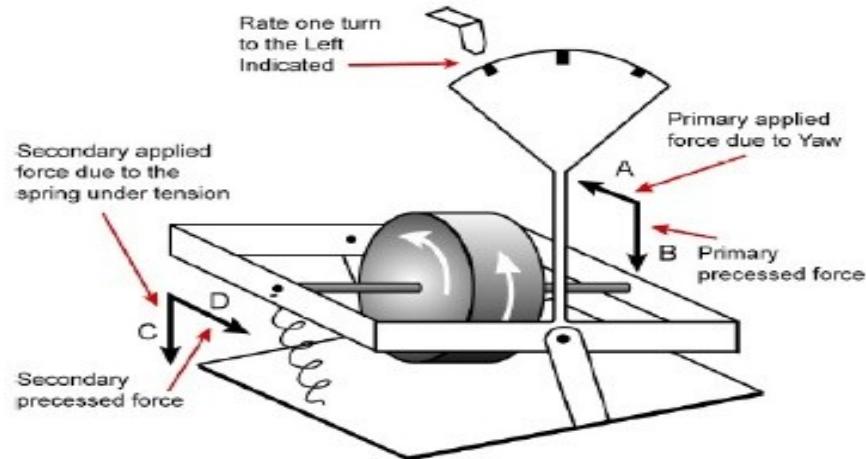
Ind. De Viraje y Alabeo. El Bastón.

- Consiste esencialmente en un **giróscopo de régimen**, es decir semirrígido (dos grados de libertad) y eje horizontal.
- El eje se alinea perpendicular al eje longitudinal de la A/C y paralelo a la superficie de la tierra (vuelo recto y nivelado).
- El rotor dispone de libertad en cabeceo y alabeo.



Ind. De Viraje y Alabeo. El Bastón.

- **En cabeceo** sólo varía su velocidad de giro relativa, insignificante comparada con la velocidad de rotación del rotor.
- **En alabeo** tampoco se varía la dirección del eje debido al segundo grado de libertad que le proporciona la cuna en la que se monta.



Ind. De Viraje y Alabeo. El Bastón.

- **Además de los elementos ya indicados, el instrumento dispone de:**
- 1.- Muelle, que une el conjunto con la carcasa. Por medio de éste se realiza la calibración del inst. para que sus marcaciones indiquen regímenes de viraje determinados.
- 2.- Topes restrictivos de movimiento que limitan la cantidad de grados de rotación del conjunto a 45°.
- 3.- Elemento amortiguador (cilindro, émbolo y vástago) de las oscilaciones de la aguja para mayor estabilidad. Utilizando una válvula de escape del aire ajustable para su correcta calibración.

Ind. De Viraje y Alabeo. El Bastón.

- Neumáticos
- Eléctricos.

Soplado
Aspirado

Ind. De Viraje y Alabeo. El Bastón.

- Hay que tener presente que la precesión del rotor es debida al cambio de dirección del eje longitudinal de la aeronave en el plano horizontal (**cambio de rumbo**) y no al alabeo.
- Dado que el instrumento se calibra de forma que la inclinación se corresponda a un régimen de viraje, el rotor tiene que inclinarse hacia el mismo lado del alabeo cuando no hay variación de rumbo para no dar indicación.
- Debido a su muelle de calibración, el rotor acompaña a la carcasa en su movimiento de alabeo, siendo el cambio de rumbo el que lo hace precesionar para que mantenga su posición horizontal.

Ind. De Viraje y Alabeo. El Bastón.

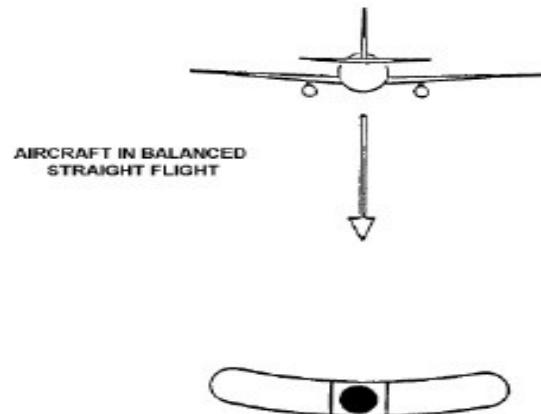
- Si se introduce alabeo y no se quiere cambiar el rumbo es necesario meter el pie contrario.
- El alabeo haría que el rotor no se encontrara en su posición neutral con respecto al instrumento, indicando viraje.

Al introducir pie contrario (viraje al lado contrario al alabeo) el rotor vira en contra del viraje que induce el pie, es decir, en el mismo sentido hacia donde se ha alabeado, por lo que el rotor vuelve a su posición neutral con respecto al instrumento, sin dar marcación de viraje, aunque no se tengan los planos nivelados.

- Por este motivo el instrumento no se considera un indicador de alabeo propiamente dicho, sino de régimen de viraje. Será con la ayuda de la bola cuando se pueda averiguar si la aeronave mantiene vuelo recto y nivelado o realiza viraje coordinado.

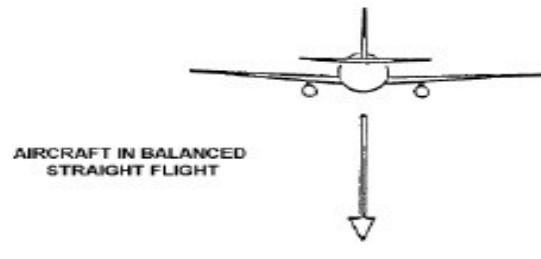
Ind. De Viraje y Alabeo. La Bola

- La bola, o inclinómetro, es el instrumento que indica la dirección de la resultante de las aceleraciones sufridas por la A/C en cualquier condición de vuelo.
- Se introduce una bola dentro de un cristal en forma tórica.
- La bola suele ser de un material pesado y su superficie debe estar perfectamente pulimentada.
- El interior de dicho cristal curvado está lleno de un fluido que asegure el movimiento suave y uniforme de la bola; normalmente se llena de keroseno por su acción amortiguadora.



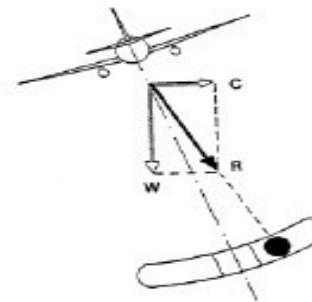
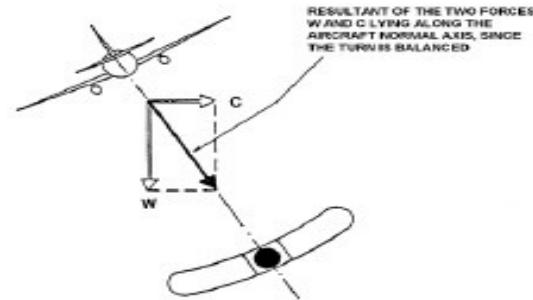
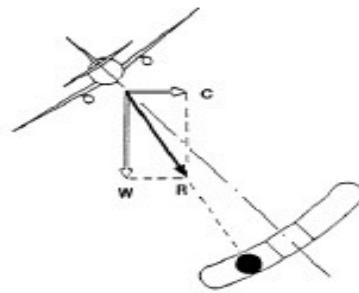
Ind. De Viraje y Alabeo. La Bola

- En un extremo del cristal existe una pequeña cámara de aire que proporciona espacio para absorber las dilataciones o contracciones del líquido por acción de la temperatura.
- El aire y el líquido no se encuentran en contacto, pues en ningún momento se deben ver burbujas en el cristal.



Ind. De Viraje y Alabeo. La Bola (viraje coordinado)

- W: peso
- C: Fuerza Centrifuga.
- Resbale.
- Derrape.



Ind. De Viraje y Alabeo.

- Independientemente del tipo de indicador que se utilice, todos ellos están calibrados para proporcionar indicaciones exactas de regímenes de viraje de 1.5° y 3° por segundo (**virajes semi-standard y standard**).

	Viraje std.	Viraje semi-std.
90°	30 seg.	1 min.
180°	1 min.	2 min.
270°	1 min.30seg	3 min.
360°	2 min.	4 min.

Ind. De Viraje y Alabeo.

- Como regla general, para conseguir un régimen de viraje de **3°/seg.** Se debe virar con un alabeo en grados igual al **15% de la TAS**.
- Por ejemplo, si se vuela a 120kt, el alabeo requerido es de 18°, a 140kt de 21° y a 200kt se necesitan 30° de alabeo.

Ind. De Viraje y Alabeo.

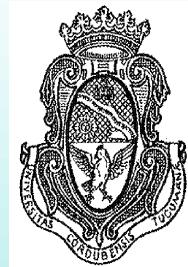
- En el caso de perder el indicador principal de actitud de la aeronave, las indicaciones proporcionadas por el bastón y bola pueden servir para mantener un vuelo recto y sin alabeo.
- Para ello se deben de tener ambos centrados y mantener una aceleración de un G positivo en la aeronave.
- Estas ind. , unidas a las del variómetro y el altímetro, pueden salvar de una situación difícil con un grado de seguridad que dependerá mucho de la experiencia del piloto.
- En el caso de fallo del indicador de viraje, aparece una bandera de mal funcionamiento que indica corte en el suministro de energía. El bastón permanecerá en su posición de centrado, mientras la bola seguirá proporcionando indicaciones de vuelo coordinado.

Ind. De Viraje y Alabeo.

Videos relacionados

<https://www.youtube.com/watch?v=0sRrSkSJc7w>

https://www.youtube.com/watch?v=a4iLtZPp_-8



Cátedra de Instrumentos y Aviónica
Departamento de Aeronáutica
Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y
Naturales
Universidad Nacional de Córdoba

HORIZONTE ARTIFICIAL

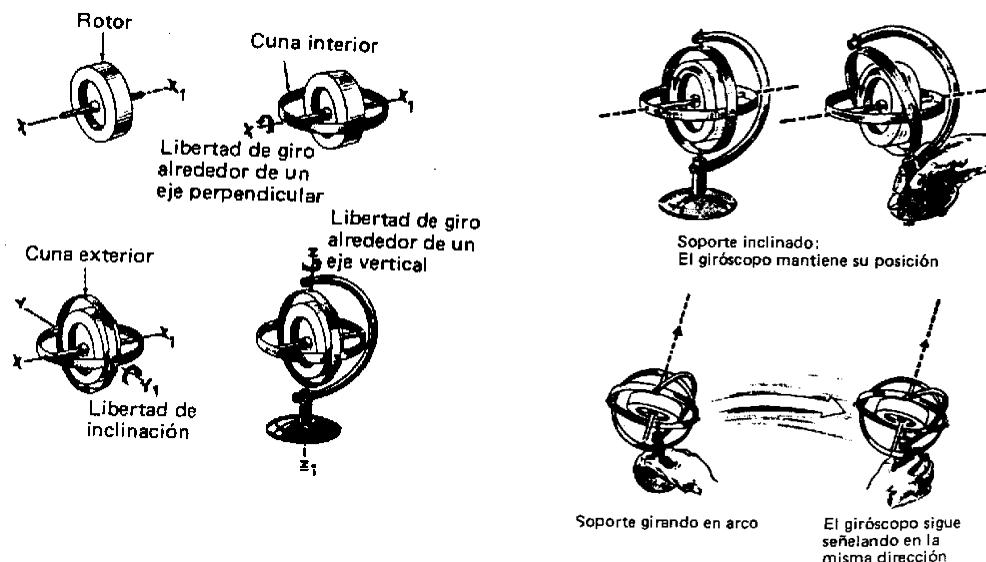
ING. JORGE O. GARCÍA

1. El giróscopo y sus propiedades

El giróscopo es un dispositivo mecánico que contiene una rueda de material pesado o rotor, montada en una junta universal de modo de tener 3 grados de libertad:

- Libertad de giro en un eje perpendicular a través de su centro (eje X-X)
- Libertad de inclinación alrededor de dos ejes perpendiculares al anterior (eje Y-Y y eje Z-Z)

El sistema de apoyo que permite estas libertades se denomina *Cardánico*.



Las propiedades fundamentales de todo giróscopo son la *rigidez giroscópica* y la *precesión*. La primera se refiere a que mantendrá la dirección de su eje de rotación, independientemente de los desplazamientos y rotaciones a los que se someta el sistema. La segunda es el cambio del plano de rotación bajo la influencia de una fuerza externa aplicada al sistema.

Para que esto sea posible es necesario que el rotor del giróscopo gire a gran velocidad, puesto que son una consecuencia del *Teorema del Momento Cinético*.

En la vida diaria encontramos numerosos ejemplos de la aplicación de este teorema: bicicleta, hélices, turbinas, balas, cohetes, etc.

2. Las aplicaciones de los giróscopos en la aeronáutica

En Aeronáutica los giróscopos son utilizados para brindar dos referencias principales:

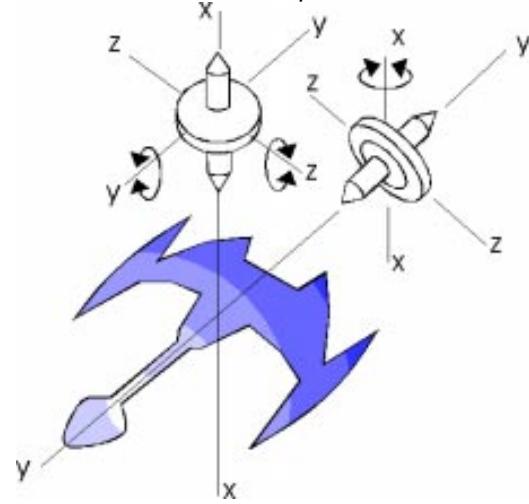
- **detección de cabeceo y alabeo**
- **proporcionar una referencia direccional**

La rigidez de los mismos establece una referencia estabilizada que no es afectada por el movimiento de la aeronave, y su precisión controla los efectos de la desviación aparente y real, manteniendo de esta forma, datos de referencia estabilizados.

Este tipo de giróscopos son conocidos como *giróscopos de desplazamiento*. Si bien se les proporciona tres ejes de rotación libres, el eje de giro no proporciona ninguna referencia de posición útil puesto que los desplazamientos tienen lugar a su alrededor únicamente.

Los instrumentos que utilizan estos equipos son:

- **Horizonte artificial**
- **Indicador de giro y viraje**
- **Giróscopo remoto**
- **etc.**



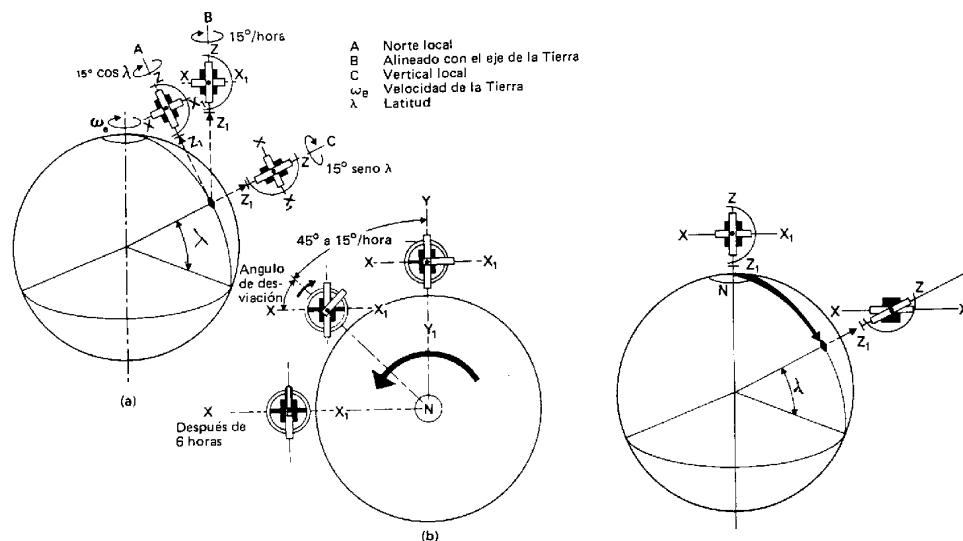
3. Limitaciones de un giróscopo libre

Las aeronaves deben tomar referencias respecto de la zona de la tierra donde se encuentran volando, pero un giróscopo libre no presentaría ninguna finalidad útil debido a su rigidez. Para solucionar esto deben corregirse dos efectos producidos por la Tierra:

- *la desviación aparente debido a la rotación del planeta*
- el *cambio de dirección* por la curvatura de la Tierra al transportar el giróscopo de un lugar a otro de su superficie

La desviación aparente es una consecuencia de la rotación de nuestro planeta. Este gira a una velocidad de 15° por hora, lo que implica una velocidad de rotación de $1,09 \times 10^4$ rad/seg (ω_T). Al situar un giróscopo en cualquier lugar de la superficie del

planeta, detectará una componente de la ω_T . Esto resultará para un observador terrestre, sin conciencia del movimiento de esta, en un cambio de dirección o *desviación aparente* del eje del giróscopo. Si el eje de rotación del giróscopo se sitúa coincidente con la componente local de ω_T , no aparecerá este fenómeno.



Existe otro tipo de desviación, denominado *desviación real*, que se debe a las imperfecciones constructivas del sistema (fricción en los cojinetes, desequilibrio de la cuna, etc.). La corrección de estos defectos es cara y complicada, pero en la actualidad con la aparición del *giróscopo láser* se han anulado casi por completo.

El cambio de dirección se debe a la curvatura de la tierra. A medida que la aeronave se desplace sobre la superficie terrestre, parecerá que el giróscopo rolara su plano de giro. Este fenómeno se presenta en conjunto con el de desviación y parecería que el giróscopo describiera un movimiento cónico.

Como se indicó anteriormente, si el eje del giróscopo fuera paralelo al de rotación terrestre, sólo se presentaría el fenómeno de cambio de dirección. Pero esto no resulta práctico, es por ello que se emplean sistemas de corrección.

1.1 Limitaciones de los giróscopos de desplazamiento

Según la orientación de su eje de giro, un giróscopo de este tipo puede estar sujeto a las siguientes limitaciones de funcionamiento:

- **Bloqueo Cardánico:** sucede cuando el eje de rotación llega a coincidir con alguno de los otros ejes de rotación que sirven de referencia de desplazamiento de posición en vuelo. Si en esta condición se hace girar el giróscopo, las fuerzas que actúan sobre el sistema Cardánico harían que este precesase continuamente.
- **Error Cardánico:** es un error que está también relacionado con la orientación del sistema Cardánico y se produce cada vez que el giróscopo se desplaza co-

mo un conjunto sin que sus cunas se encuentren en ángulo recto. Afecta principalmente a los giróscopos de eje horizontal.

4. Formas de accionamiento de instrumentos giroscópicos

Existen dos sistemas principales para accionar los giróscopos: neumática o eléctrica.

En el sistema neumático, la caja del instrumento está conectada a una bomba de vacío accionada por el motor o un venturi exterior a la aeronave. La bomba o el venturi crean una depresión regulada por una válvula de alivio entre 3,5 a 4,5 pulgadas de Hg. Si es necesaria una depresión más baja se lograría mediante una válvula reguladora adicional en la tubería de alimentación del indicador. La caja del instrumento presenta una entrada para el aire circundante, que ingresa debido al vacío producido por los orificios de salida conectados a la bomba o venturi.

En grandes altitudes, los instrumentos giroscópicos accionados neumáticamente sufren los efectos de una disminución de la depresión debido a la menor presión atmosférica; esta reducción en la velocidad del rotor afecta la rigidez giroscópica del instrumento. Para solucionar este problema se utilizan giróscopos accionados eléctricamente.

Las fuentes de alimentación son corriente trifásica de 115 V y 400 Hz obtenidos de un inversor o alternador, y corriente continua de 28 V. Los instrumentos alimentados con corriente alterna utilizan el principio del motor de inducción en jaula de ardilla, y gracias a la alta frecuencia se logran grandes velocidades en el rotor (~ 24000 r.p.m.), con la consiguiente mejora en las prestaciones del equipo. Los accionados por corriente continua utilizan motores convencionales de tipo imán permanente.

2. Horizonte artificial

2.1 Generalidades

El objeto de este instrumento es indicar la posición de alabeo y cabeceo de una aeronave respecto de su vertical local.

Para esto utiliza un giróscopo cuyo eje de giro se encuentra en posición vertical mediante un dispositivo sensitivo a la gravedad.

Las indicaciones de cabeceo y alabeo son presentadas por las posiciones relativas de dos elementos: uno que representa al avión y otro al horizonte natural. Mediante una aguja y una escala fija se proporciona información adicional sobre alabeo.

El principio de funcionamiento es muy simple. Consiste en un sistema Cardánico dispuesto de tal forma que la cuna interior forme la caja del rotor y se encuentre pivotada de forma paralela al eje lateral del avión (eje Y-Y). La cuna exterior pivota respecto del eje Z-Z de la aeronave. Los pivotes de la cuna exterior se sitúan en los extremos anterior y posterior de la caja del instrumento. El elemento que representa al

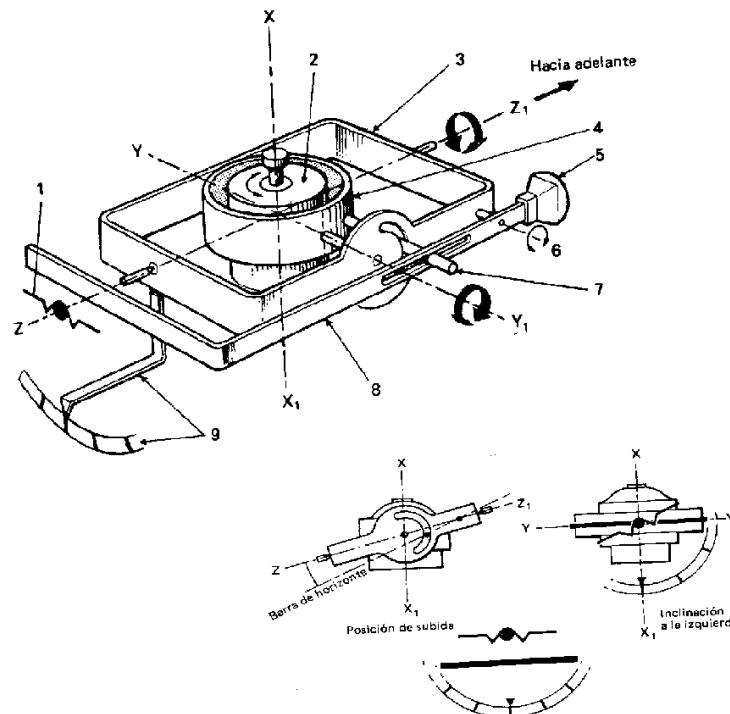
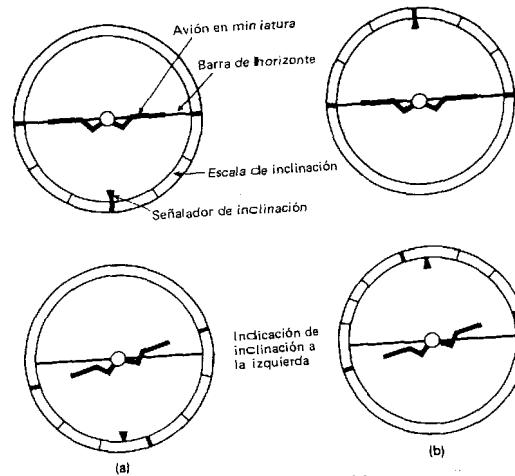
avión puede encontrarse fijo a la caja o exteriormente arriba y abajo para compensación de cabeceo.

Cuando el equipo se encuentre operativo, el sistema se encuentra equilibrado en vuelo horizontal para que los tres ejes se encuentren perpendiculares entre sí.

La barra de horizonte se encuentra articulada sobre la cuna exterior del giróscopo y engrana con un pasador de accionamiento fijado a la cuna interior, esto permite aumentar la indicación puesto que actúa como una palanca. Solidaria a la misma, usualmente se encuentra una aguja tal cual se mencionó anteriormente.

Cuando el avión alabea, el instrumento gira según el eje Z-Z, y la barra de horizonte es arrastrada por el pivote, indicando el cambio de posición lateral.

La libertad de movimiento del sistema en alabeo y cabeceo es de 360° y $\pm 85^\circ$ respectivamente, este último se limita por un **tope elástico**. El motivo de esta restricción es evitar el **bloqueo Cardánico** mencionado en un punto anterior.



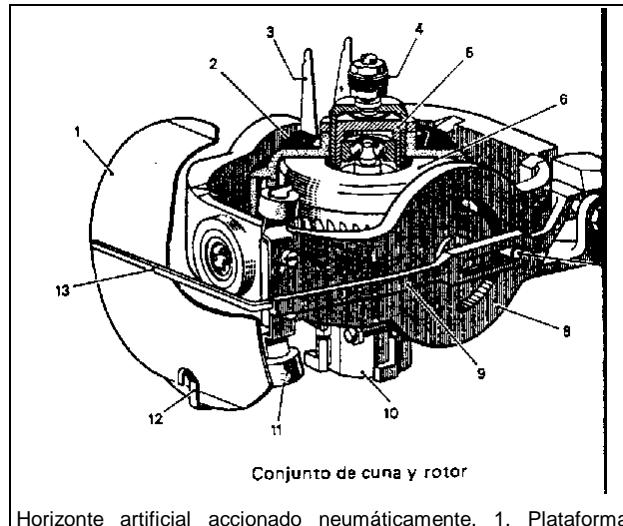
2.1.1 Horizonte artificial accionado neumáticamente

En este equipo el rotor se encuentra pivotado sobre cojinetes de bolas dentro de una caja que forma la cuna interior, la cual, está pivotada en una cuna exterior rectangular. El rodamiento inferior del rotor se coloca en un rebaje en la parte inferior de la carcasa del rotor, mientras que el rodamiento superior entra en un alojamiento cargado por resorte dentro del casquete superior para compensar los efectos de la expansión diferencial entre el eje del rotor y la caja, debida a las variaciones de temperatura.

En el extremo delantero de la cuna exterior, va colocada una placa de fondo que representa el cielo y que lleva solidaria una aguja de inclinación lateral a fin de indicar contra una escala el ángulo de inclinación o alabeo.

En la tapa posterior de la caja del instrumento existe una conexión para el acoplamiento de la alimentación de vacío. También existen orificios para el ingreso de aire filtrado que se sitúan sobre el soporte y el pivote del cojinete posterior de la cuna exterior, el cual se encuentra taladrado para comunicar con un canal en la cuna citada. Este canal termina en boquillas giratorias diametralmente opuestas dentro de la caja del rotor, cuyo lado inferior posee varios agujeros.

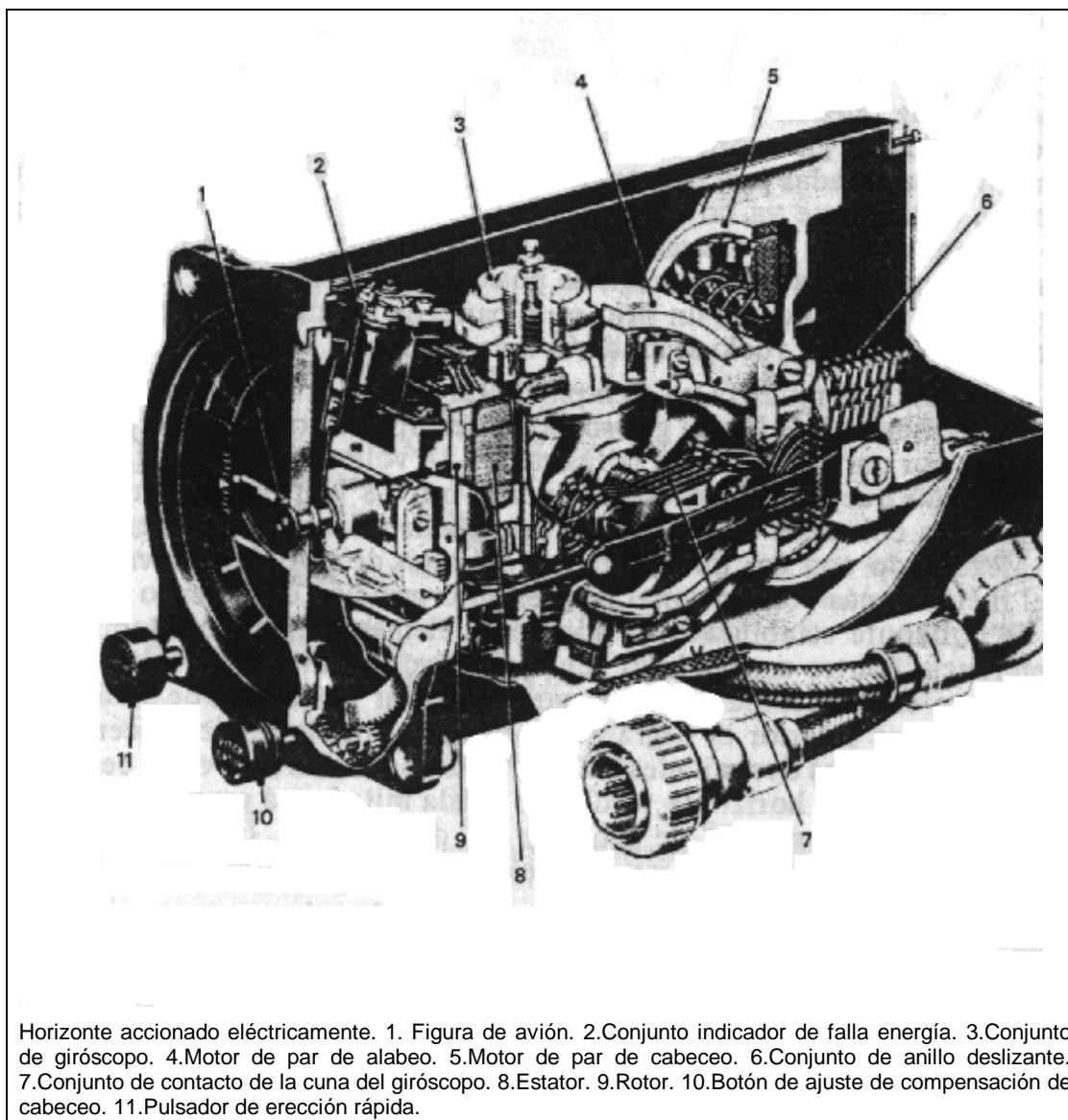
Con el sistema de presión en funcionamiento, se crea una depresión para que la atmósfera circundante ingrese en la entrada filtrada y pase a través de los canales a las boquillas. El aire emitido por estas golpea las cubetas del rotor, lo cual hace que este gire a aproximadamente 15000 r.p.m. Luego de pasar por el rotor, el aire es extraído por una unidad de paletas oscilantes fijadas en la parte inferior del rotor.



Horizonte artificial accionado neumáticamente. 1. Plataforma celeste. 2.Cuna interior. 3.Tope elástico. 4.Tuerca de equilibrio. 5. Compensador temperatura. 6.Rotor. 7.Pasador de accionamiento. 8.Cuna exterior. 9.Brazo accionador. 10. Unidad de paletas oscilantes. 11.Topes de parada. 12.Señalador de inclinación. 13.Barra horizontal.

2.1.2 Horizonte artificial accionado eléctricamente

La diferencia fundamental de este equipo es el método de accionamiento del rotor, que como se mencionó, puede ser por corriente continua o trifásica. Cuando se adopta un motor eléctrico para el accionamiento existe el problema de concentrar la mayor cantidad de la masa en el centro del rotor, lo cual disminuiría su rigidez. Es por esto que en el caso trifásico se utilizan los motores tipo **jaula de ardilla**. En este tipo el estator, que en un motor común se encuentra en su interior, gira en el exterior, aumentando de este modo su rigidez.



Horizonte accionado eléctricamente. 1. Figura de avión. 2. Conjunto indicador de falla energía. 3. Conjunto de giróscopo. 4. Motor de par de alabeo. 5. Motor de par de cabeceo. 6. Conjunto de anillo deslizante. 7. Conjunto de contacto de la cuna del giróscopo. 8. Estator. 9. Rotor. 10. Botón de ajuste de compensación de cabeceo. 11. Pulsador de erección rápida.

La alimentación eléctrica es suministrada por medio de anillos deslizantes, escobillas y conjuntos de contactos suaves. Para la corrección de los errores por traslación se emplean pequeños motores eléctricos ubicados en los pivotes de las cunas.

El motor usualmente gira a 20000 - 23000 r.p.m. Si llegase a fallar la alimentación al motor, aparecería una banderilla en la parte frontal del instrumento con la inscripción **off**, la cual se oculta por accionamiento de un solenoide en operación normal.

2.2 Sistemas de erección

Bajo este nombre se conocen a las soluciones empleadas para corregir los errores del giróscopo debido a traslación. Su función es mantener el eje de rotación del giróscopo alineado con la vertical local. Se clasifican en dos categorías: mecánicos y eléctricos.

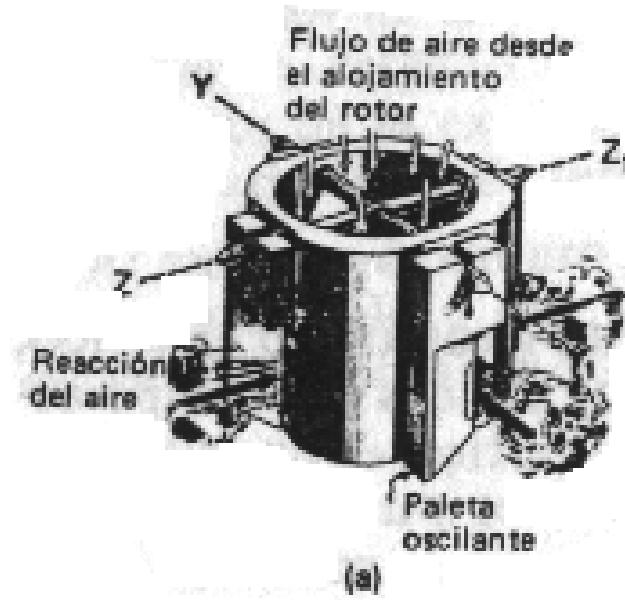
El régimen de erección es la velocidad con que se corrige la inclinación del rotor. En sistemas mecánicos es de alrededor de 8°/min mientras que en los eléctricos es de 3° a 5°/min.

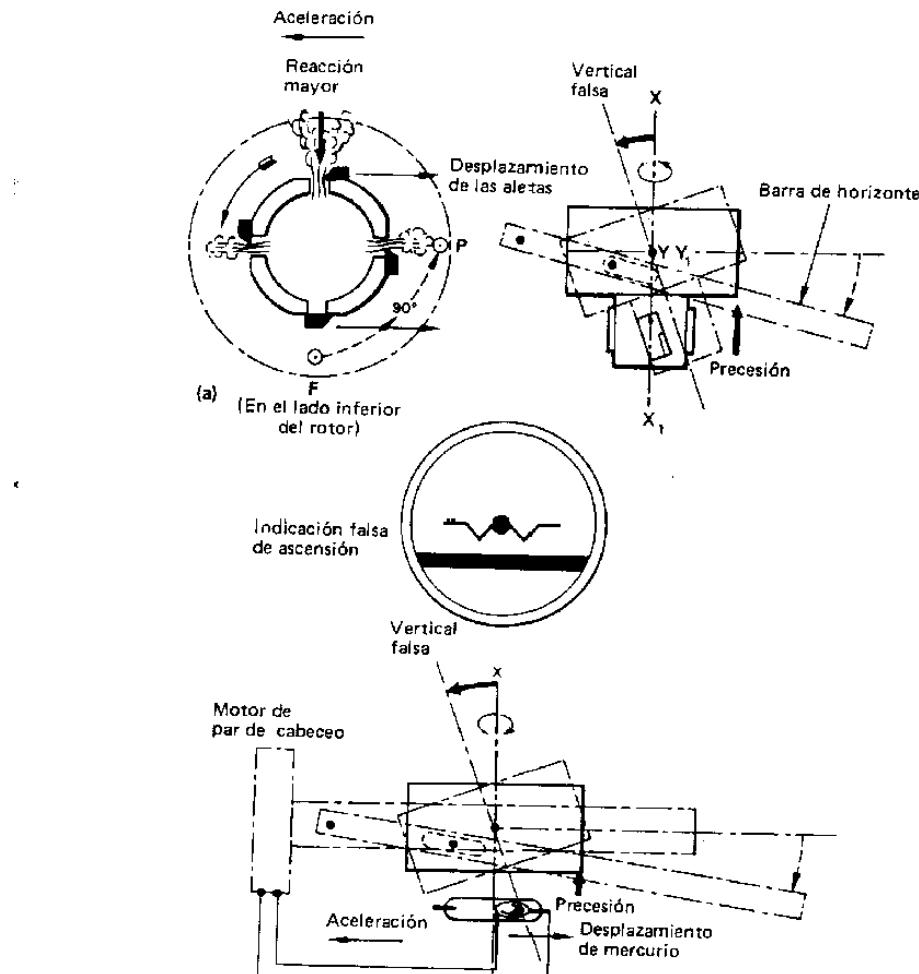
2.2.1 Sistemas mecánicos

2.2.1.1 Unidad de paletas oscilantes

Se emplea en instrumentos accionados por aire, se coloca en la parte inferior del rotor y consta de cuatro paletas pendulantes sujetas por parejas en dos ejes de intersección sostenidos en el cuerpo del giróscopo. En los costados del cuerpo existen cuatro aberturas pequeñas de forma alargada, ubicadas una debajo de cada paleta.

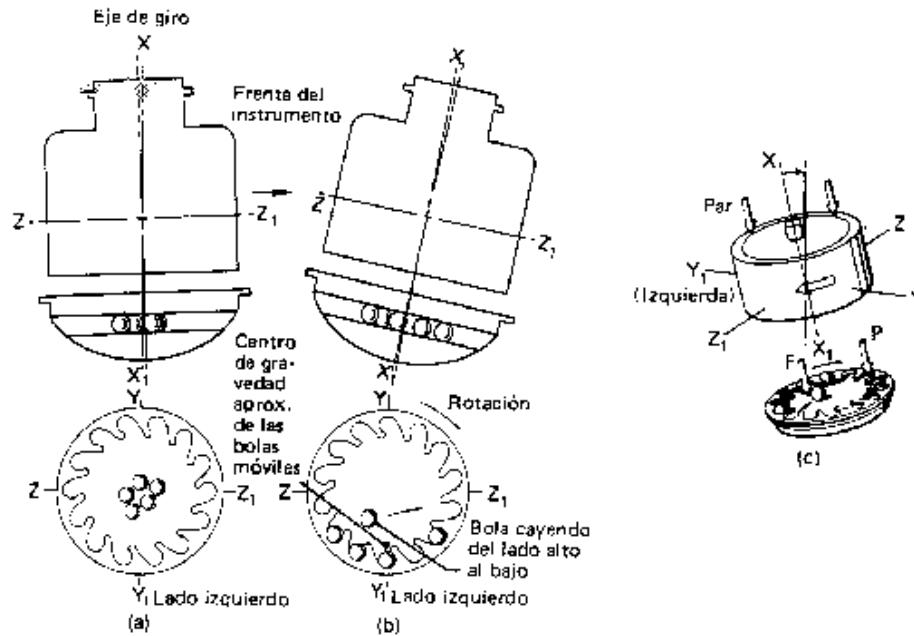
El aire es expulsado por estas aberturas. Como las paletas cuelgan siempre de forma vertical, debido a la atracción terrestre, el caudal en cada orificio dependerá de cuánto tape una paleta al mismo. Al encontrarse el eje de rotación del giróscopo inclinado respecto de la vertical local, algunas paletas abrirán más unos orificios que otros, produciendo una reacción en un cierto sentido que precesará el giróscopo de tal manera de alinearlo con la vertical.





2.2.1.2 Unidad de bolas

Se tiene en la parte inferior del rotor un mecanismo consistente en cinco u ocho bolas, según el diseño particular, las cuales pueden rodar libremente a un disco de erección redondeado. En el borde interior de este último se fija una placa con varios alojamientos, la separación de los mismos se elige de forma que se pueda regular la liberación de las bolas cuando el giróscopo se incline. De esta manera se produce una concentración de masas en la parte inferior del rotor que provocan la precesión que corrige la posición del giróscopo.



La unidad se encuentra conectada al rotor mediante un mecanismo reductor que le imprime una velocidad de, aproximadamente, 25 r.p.m.

2.2.2 Sistemas eléctricos

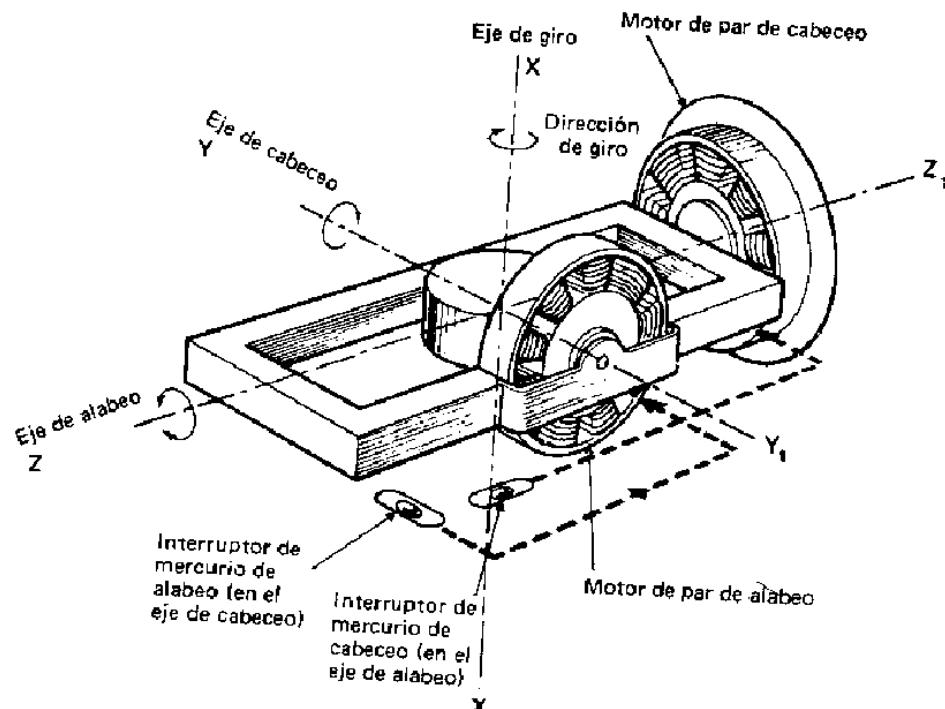
2.2.2.1 Motor de torsión e interruptores de nivelación

Se emplea en horizontes eléctricos y consta de dos motores eléctricos de torsión accionados independientemente por interruptores de nivelación de mercurio. Estos se encuentran alineados según el eje lateral y el longitudinal del instrumento.

El sensor lateral detecta el alabeo del rotor y envía una señal al motor eléctrico, ubicado según el eje de cabeceo, que obliga a precesar al giróscopo.

El sensor longitudinal detecta el desplazamiento en cabeceo y envía la señal al motor de torsión ubicado sobre el eje de alabeo.

Cada sensor tiene la forma de un tubo de cristal alargado con tres contactos, dos en cada extremo y uno en el centro; en el interior del mismo se encuentra una cierta cantidad de mercurio. Los tubos se encuentran llenos de un gas inerte para evitar la formación de arcos eléctricos en los electrodos al hacer contacto el mercurio.



Los sensores se ubican en alojamientos ajustables, colocadas en ángulo recto en un bloque de interruptores situado debajo del alojamiento del giróscopo.

Los motores de torsión son del tipo jaula de ardilla, y poseen un control fino de su posición de giro (motor paso a paso).

Al funcionar normalmente el giróscopo, el mercurio de los sensores sólo hace contacto con el electrodo central del tubo, pero al inclinarse hacia algún lado se produce el contacto con otro de los electrodos. Esto permite el paso de la corriente eléctrica hacia los motores de torsión que efectúan la corrección.

2.2.3 Sistemas de erección rápida

En algunos horizontes eléctricos, si el eje del rotor se encuentra desplazado más de 10° de la vertical, se interrumpen los circuitos del sistema de torsión lo que implica que el giróscopo no se enderezará.

Esto se hace porque el giróscopo puede haber **basculado** o estar fuera de la vertical con un ángulo demasiado grande antes de poner en marcha el instrumento, entonces, debido al bajo régimen de corrección del sistema adoptado normalmente, se tardaría demasiado en colocar al giróscopo correctamente.

Para superar este inconveniente y llevar al giróscopo a su posición normal rápidamente, se incorpora un sistema de erección rápida.

2.2.3.1 Interruptor de erección rápida

Consiste en varios contactos conectados a la línea de alimentación de energía de los motores de torsión y sensores.

En operación normal del giróscopo, el interruptor está cerrado por un resorte y sólo permite el paso de corriente de bajo voltaje, mientras que los otros contactos permanecen abiertos.

Si el rotor se encuentra muy separado de la vertical, se oprime el interruptor de forma de cortar la alimentación al sistema de corrección y permitir la alimentación de alto voltaje a los motores de torsión. Esto aumenta el régimen de erección de 5°/min a 120 - 180°/min, según diseño.

2.2.3.2 Sistema electromagnético

Un electroimán circular se sujeta en el interior de la caja del instrumento, encima de un inducido en forma de sombrilla que está montado en el alojamiento del rotor del giróscopo. El inducido tiene aproximadamente el mismo diámetro que el imán.

Mediante una unidad de energía auxiliar se controlan el electroimán y el tiempo de erección.

Cuando se desea corregir al giróscopo, el inducido solidario al rotor se encontrará inclinado lejos del centro del electroimán, por lo que se ejercerá una fuerza mayor en un lado del inducido que en el otro lado lo que provocará una torsión. Esta corregirá la posición del rotor, alineándolo con el electroimán.

Para evitar daños, el equipo cuenta con un relé de retardo de tiempo, el que corta la alimentación de energía al electroimán luego de 20 segundos.

2.2.3.3 Errores debidos a la aceleración

Como todos los dispositivos de erección son de tipo pendular, es común que resulten afectados por las aceleraciones y virajes de la aeronave, lo cual provoca correcciones innecesarias. Por lo que se deben implementar sistemas que eviten estos efectos indeseables.

Consideremos el sistema de paletas analizado anteriormente. Una aceleración en la dirección de vuelo, cualquiera sea su sentido, abrirá más una aleta lateral y cerrará proporcionalmente la opuesta diametralmente. Esto cambia los esfuerzos provocados por el aire en su salida, originando una precesión que hará que el horizonte indique un ascenso/descenso falso.

En el caso de los sensores de mercurio, la aceleración moverá el mercurio (el cual tiene un alto peso específico) hacia la parte posterior o anterior del tubo; cerrando el circuito y provocando una precesión que indicará un ascenso/descenso falso.

De lo anterior, se deduce que durante los períodos de aceleración/desaceleración el horizonte giroscópico presentará una indicación falsa de ascenso/descenso. Afortunadamente, estos períodos resultan cortos y no influyen mayormente en el vuelo.

2.2.3.4 Errores debidos al viraje

Cuando una aeronave ingresa en un viraje con inclinación correcta, el eje del giróscopo permanece inicialmente en posición correcta, pero el sistema de paletas oscilantes o el sensor de alabeo son afectados por la aceleración centrífuga. Esto provoca una precesión hacia la resultante de las aceleraciones de gravedad y centrífuga, lo que provoca una indicación falsa de alabeo.

Si supone un avión efectuando un viraje de 360° , la fuerza centrífuga experimentada por el eje del giróscopo en la posición vertical falsa resulta constante durante toda la trayectoria, y perpendicular a la misma. Esto implica que cuando el avión cambia su rumbo a un régimen constante durante el viraje a 360° , la parte superior del eje del giróscopo trazará una trayectoria circular que está a 90° en avance del rumbo del avión.

Para corregir este problema se emplean tres métodos: inclinación del eje de giro del giróscopo, corte de erección y compensación de cabeceo-inclinación lateral.

2.2.3.4.1 Inclinación del eje de giro del giróscopo

Este método se basa en la idea de que, si la parte superior del eje describiera un círculo alrededor de sí mismo durante un viraje, entonces resultaría un error constante. Para su aplicación se utiliza un dispositivo mecánico, que cambia con el tipo de horizonte, pero en todos los casos lo que se hace es impartir al eje del giróscopo desde la vertical verdadera una inclinación constante hacia adelante o hacia atrás. Este ángulo de inclinación es variable, pero suele ser de $1,6^\circ$ o $2,5^\circ$. En los equipos accionados neumáticamente, las paletas oscilantes se equilibran de manera que el giróscopo reciba un movimiento de precesión. En los equipos eléctricos el sensor de mercurio se coloca fijo en una posición determinada, a fin de provocar el mismo efecto.

2.2.3.4.2 Corte de erección

Se emplea en equipos eléctricos y se activa cuando el avión se inclina más de 10° en cualquier dirección. Básicamente consiste en un conmutador que corta la señal enviada por el sensor cuando se supera este ángulo de alabeo. Sin embargo, el sistema de erección rápida sigue estando activo, cuando sea necesario.

2.2.3.4.3 Compensación de cabeceo-inclinación lateral

Consiste en un sistema combinado en el que el sensor de inclinación lateral se encuentra desconectado durante un viraje y su sistema de erección es controlado por el sensor de cabeceo. Su objetivo es corregir los errores variables de cabeceo y alabeo, sólo opera cuando el régimen de viraje produce una aceleración centrífuga superior a $0,18g$, lo que equivale a una inclinación de 10° del sensor de inclinación de alabeo.

2.2.3.5 Errores de pendulación

La pendulación se introduce deliberadamente en los horizontes giroscópicos para que el giróscopo descanse siempre aproximadamente en su posición vertical. Esto

ayuda a reducir el tiempo de erección cuando se arranca el equipo e impide que el sistema gire alrededor de los ejes de alabeo y cabeceo durante la parada del rotor.

Pero puede ser influido por las aceleraciones en vuelo recto y nivelado, y fuerzas centrífugas en virajes. Por lo tanto, resulta una fuente de error adicional.

Si se considera un viraje a la derecha de 360°, la fuerza centrífuga hará precesar el giróscopo de forma que indique un cabeceo. En todo el viraje la parte superior del rotor traza una trayectoria circular que, a diferencia de la resultante de los efectos de viraje en los sistemas de erección, está sincronizada con el cambio de rumbo del avión. Cualquier cuerda del círculo desde el punto en que comenzó el viraje indica la inclinación del eje del giróscopo en relación con la vertical verdadera, y se presentarán errores variables en las indicaciones de alabeo y cabeceo.

2.2.3.5.1 Compensación de errores de alabeo y cabeceo

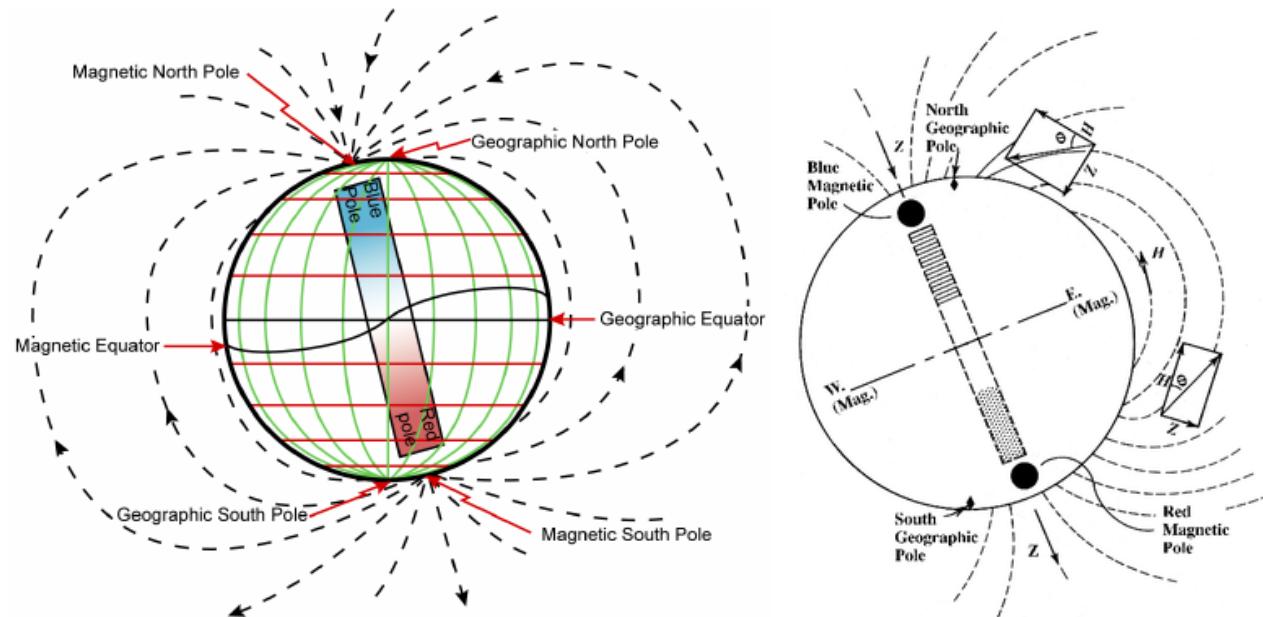
La compensación se realiza adoptando el método de eje inclinado, siendo la inclinación en este caso alrededor del eje de alabeo y dependiendo la dirección de la rotación del rotor. La cantidad de inclinación está regulada por el tipo de instrumento, considerándose 0,5° y 1,75° valores típicos.

El efecto de la compensación es el mismo que el producido cuando el eje del giróscopo se inclina en cabeceo. Es decir, la parte superior del eje traza una trayectoria circular alrededor de sí mismo para producir un solo error constante.

Capítulo 5. Instrumentos Giroscópicos

Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo
Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA
Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre
Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto
Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud
Giróscopo laser

Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre



<https://www.youtube.com/watch?v=5qDI30-aKiw>

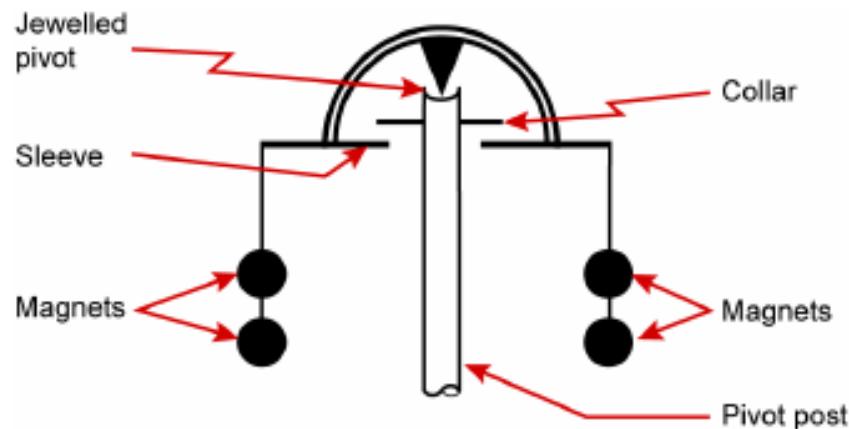
<https://www.youtube.com/watch?v=DwshhZq6T8Q>



Capítulo 5. Instrumentos Giroscópicos

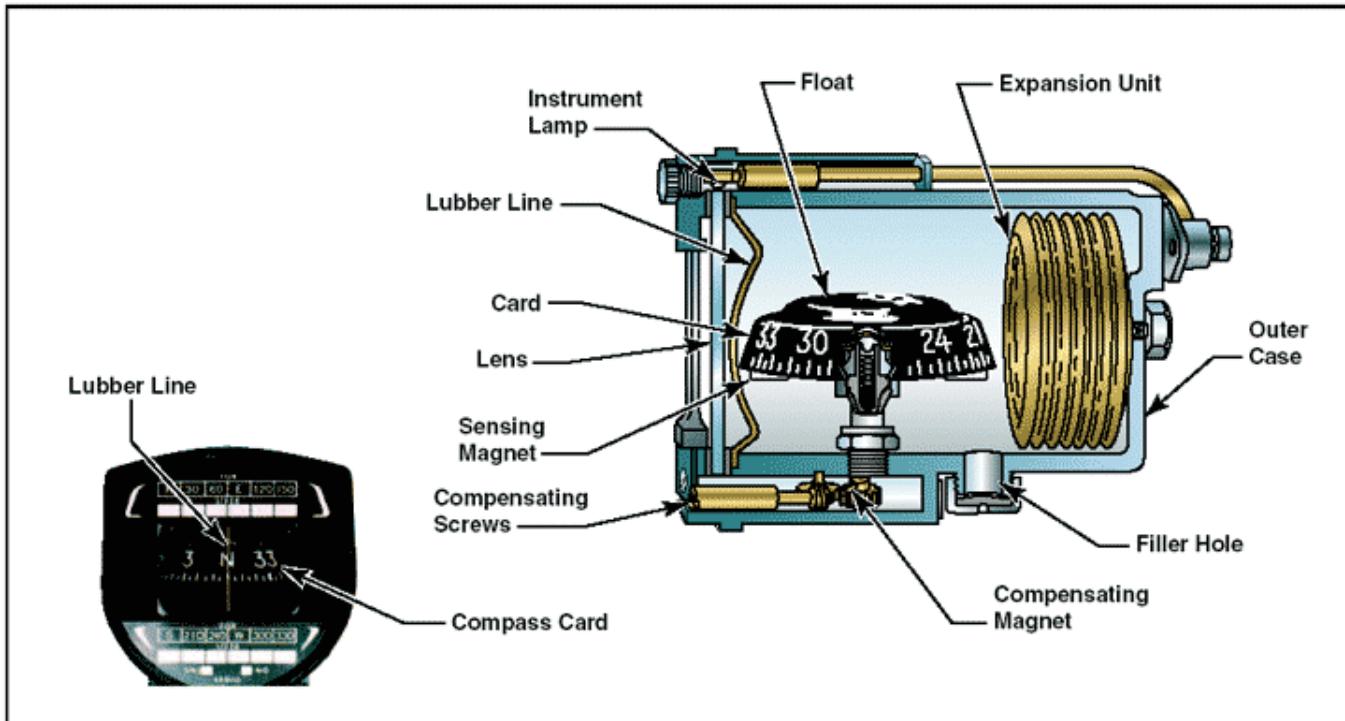
Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo
 Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA
 Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre
 Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto
 Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud
 Giróscopo laser

Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre



Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo
Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA
Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre
Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto
Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud
Giróscopo laser

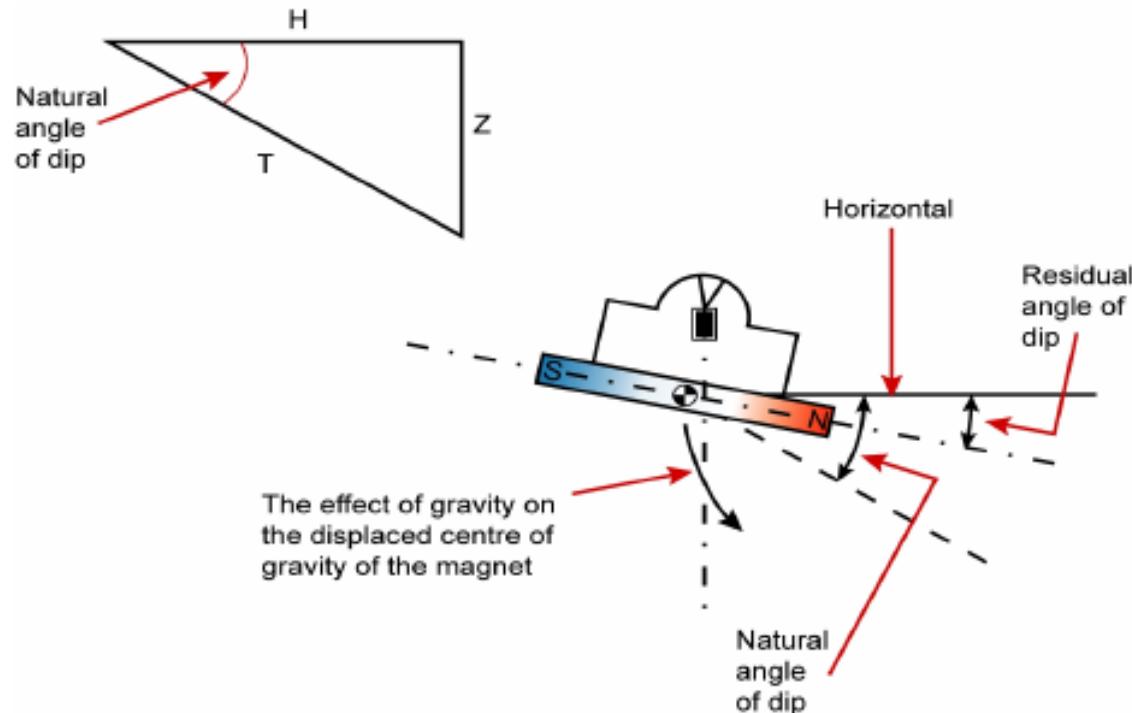
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre



Capítulo 5. Instrumentos Giroscópicos

Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo
 Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA
 Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre
 Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto
 Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud
 Giróscopo laser

Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre



Capítulo 5. Instrumentos Giroscópicos

Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo
Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA
Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre
Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto
Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud
Giróscopo laser

Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre

Errores brújula magnética. Aceleración

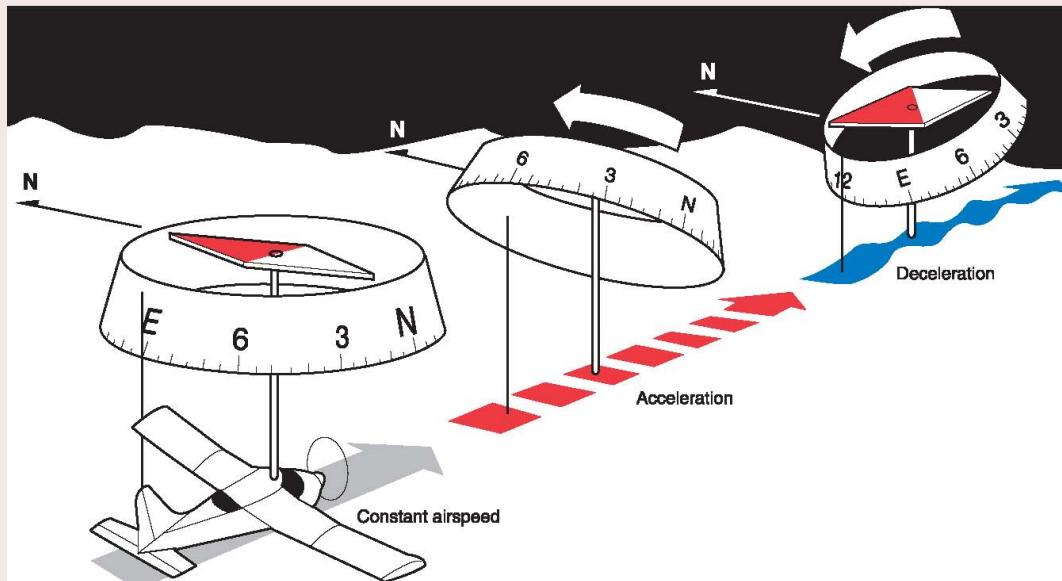


Figure 3-20. The effects of acceleration error.



<https://www.youtube.com/watch?v=vUz09IpYCuY>



Capítulo 5. Instrumentos Giroscópicos

Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo
 Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA
 Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre
 Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto
 Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud
 Giróscopo laser

Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre

Errores brújula magnética. Giro

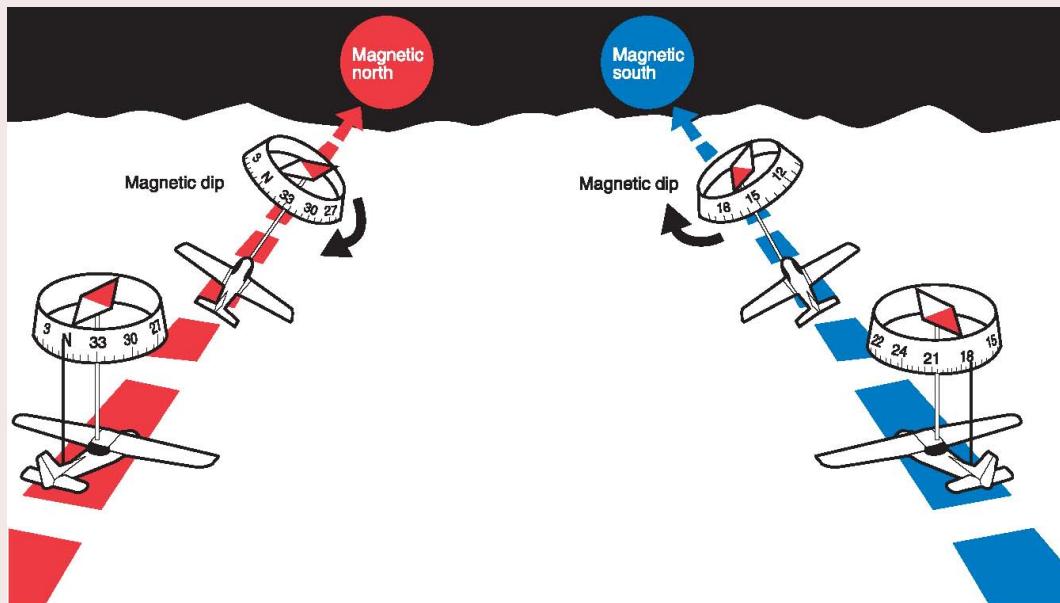


Figure 3-19. Northerly turning error.



<https://www.youtube.com/watch?v=WqXujnDw-kE>



Capítulo 5. Instrumentos Giroscópicos

Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo
Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA
Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre
Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto
Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud
Giróscopo laser

Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre

El Directional Gyro Indicator (DGI) o Direction Indicator (DI) es un instrumento que consiste en un giróscopo compuesto por una masa que gira rápidamente, libre para moverse sobre uno o dos ejes, perpendicular a los ejes de rotación y el uno de otro. Es una brújula que mira siempre al polo geográfico.

A principios del siglo XX, un problema militar importante fue el control y la navegación de los barcos, que cada vez presentaban diseños más avanzados. Entre los primeros avances a este respecto destacó el diseño de sensores que posibilitaran el control en lazo cerrado.

En 1903 el alemán Herman Anschütz-Kaempfe construyó un girocompás que funcionaba y obtuvo una patente sobre su diseño. En 1908, el alemán, junto al estadounidense Elmer Ambrose Sperry patentaron el instrumento en los Estados Unidos y Gran Bretaña.



Capítulo 5. Instrumentos Giroscópicos

Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo
Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA
Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre
Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto
Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud
Giróscopo laser

Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre

Para la Primera Guerra Mundial, Sperry quiso vender el invento a los alemanes, y su compañero Anschütz-Kaempfe no estuvo de acuerdo. Este hecho marcó el inicio de una pugna legal por violación de patente entre ambos investigadores; que concluyó en 1915, cuando Anschütz-Kaempfe ganó el caso.

A partir de entonces el girocompás fue empleado para controlar la dirección de los barcos. Fue también significativo en esta área, el aporte de N. Minorsky (1922), quien introdujo su controlador de tres términos para posibilitar dicho control de la dirección. Fue el primero en usar el controlador PID (Proporcional-Integral-Derivativo) y consideró efectos no lineales en los sistemas de lazo cerrado.

Capítulo 5. Instrumentos Giroscópicos

Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo
Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA
Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre
Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto
Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud
Giróscopo laser

Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre

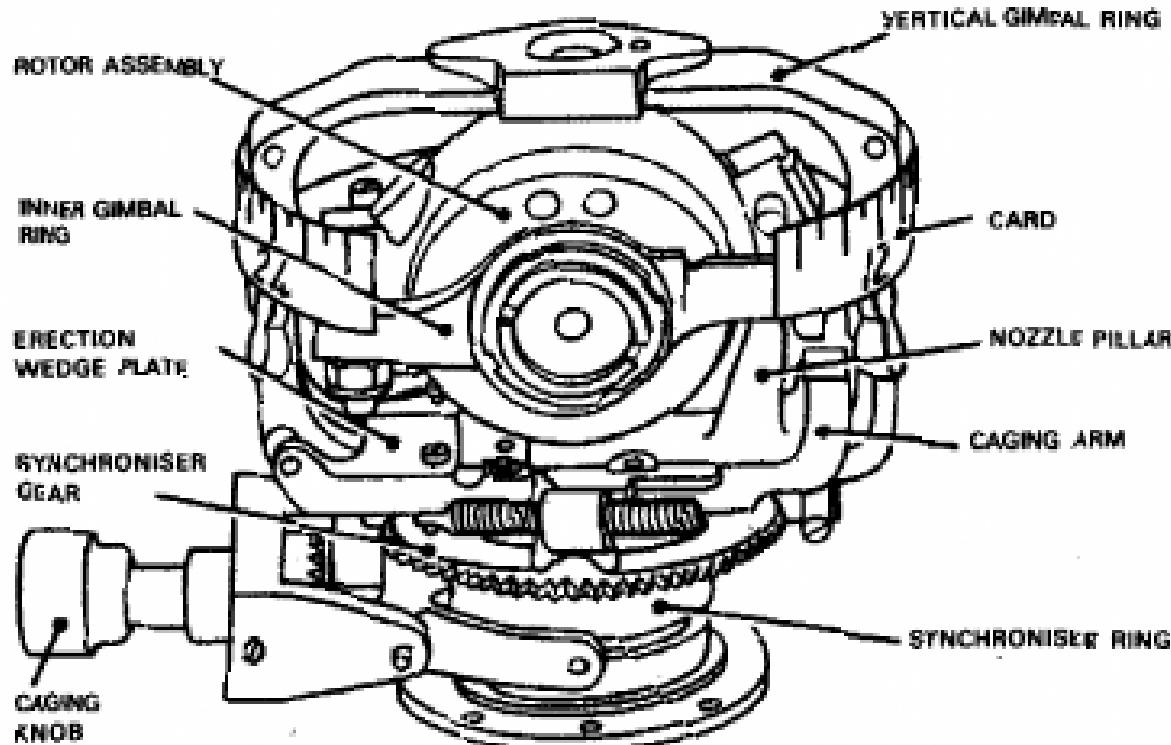
Los girocompases tienen dos ventajas principales sobre la brújula magnética:

- Pueden señalar al norte geográfico, es decir, la dirección del eje de rotación de la Tierra, y no al norte magnético.
- No se ven afectados por el metal del casco de los barcos.

Capítulo 5. Instrumentos Giroscópicos

Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo
 Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA
 Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre
 Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto
 Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud
 Giróscopo laser

Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre



Capítulo 5. Instrumentos Giroscópicos

Propiedades giroscópicas aplicadas al instrumental aeronáutico de a bordo
Indicadores de virajes, neumáticos, de CC y CA
Indicadores de actitud en dos ejes con giróscopo integrado, y remoto
Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre
Compás giroscópico auto-corregido, indicador con giróscopo integrado, y remoto
Central giroscópica para la indicación de actitud en tres ejes y toda actitud
Giróscopo laser

Magnetismo terrestre, brújula, giróscopo direccional libre

Control de la desviación

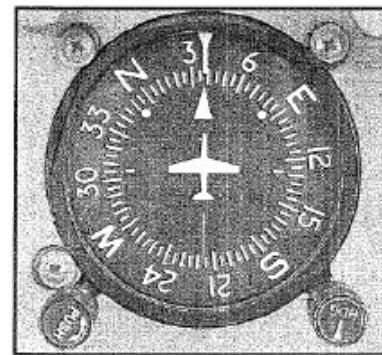
- **Desvío o precesión real:** la fricción de los rodamientos sobre los que giran el motor y las cunas puede originar, con el tiempo, desequilibrios de las cunas, lo que ocasiona desvíos del sistema cardánico, los cuales resultan prácticamente inapreciables.
- **Desvío o precesión aparente:** mientras el eje de rotación del giróscopo se halla apuntando al Norte, el movimiento de rotación de la tierra provoca una desviación aparente del eje del rotor, aproximadamente $15^{\circ}/\text{hora} \times \text{sen latitud}$.

Giróscopo Direccional



Giróscopo Direccional

- El giróscopo direccional es un instrumento empleado para proporcionar indicaciones de rumbo.
- En su modalidad básica, el giróscopo direccional lo constituye un rotor girando libremente a gran velocidad alrededor de un eje de giro o rotación.



Indicador de dirección.

Giróscopo Direccional

- Aprovechando la propiedad de inercia giroscópica o rigidez en el espacio, se hace apuntar manualmente el eje de rotación al Norte magnético, por lo que debe ser utilizado conjuntamente con la información obtenida de un elemento detector de campo magnético terrestre.
- La alineación inicial del giróscopo se consigue aplicando una fuerza o par de torsión que lo haga apuntar en la dirección o rumbo deseado.

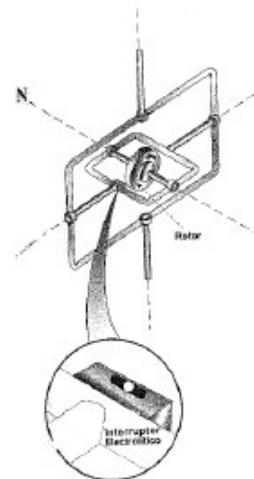
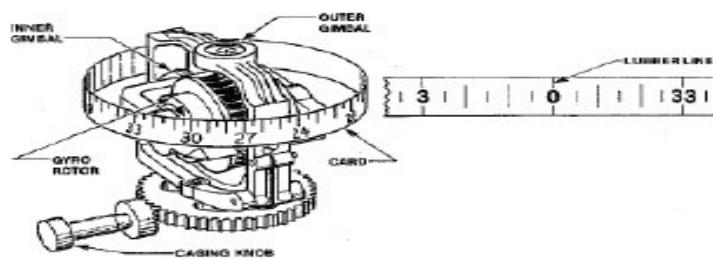


Diagrama funcional del
giróscopo direccional.

Giróscopo Direccional

- Dado que a efectos de detección de posición no se utiliza el eje de giro sino los otros dos ejes, el lateral y el vertical, el girodireccional se clasifica como giróscopo de desplazamiento de dos ejes, aunque como se ha visto existan en realidad tres ejes de libertad.



Giróscopo Direccional

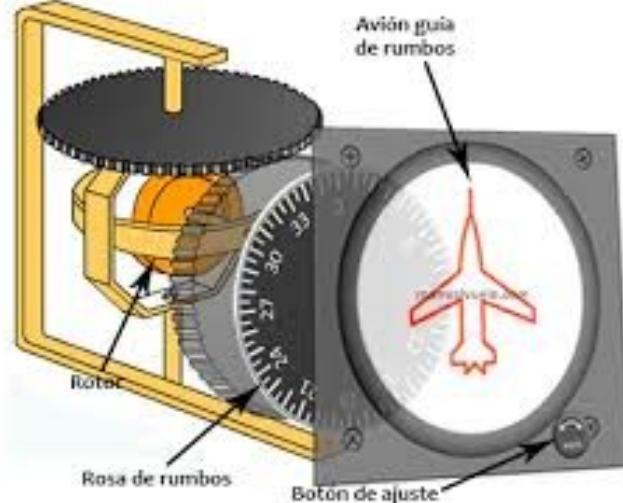
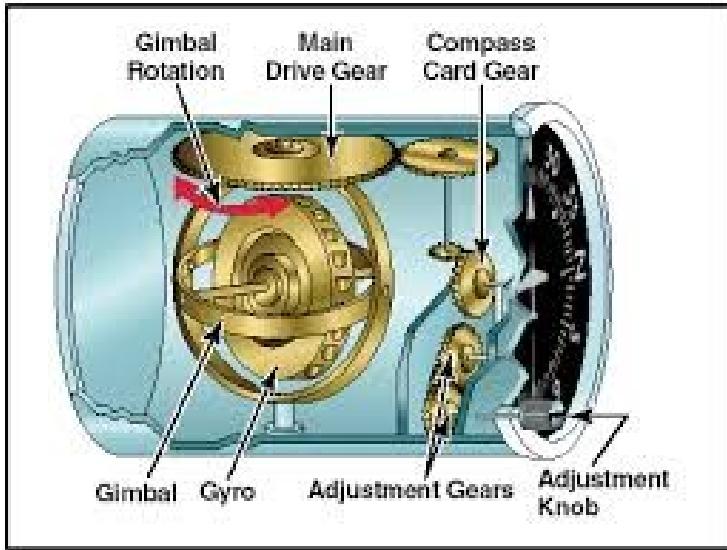
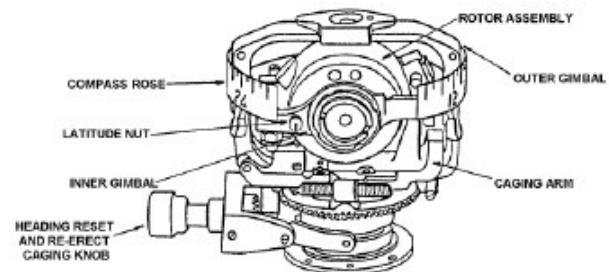
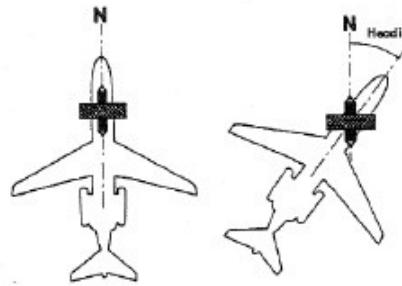


Fig.272 - Despliegue simplificado del indicador de dirección.

Giróscopo Direccional

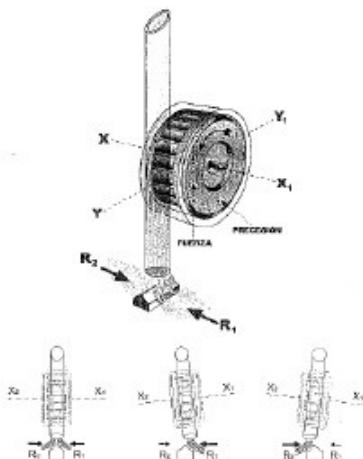
- Si a todos estos elementos (excepto la brújula) se introducen dentro de un armazón, se obtiene un girodireccional.
- El ángulo formado por el eje del giróscopo y el eje longitudinal de la aeronave es medido para proporcionar la información de rumbo magnético.
- Sólo es necesario en este momento abrir una pequeña ventanilla colocando una línea de referencia para que el piloto pueda leer el rumbo volado por la aeronave.



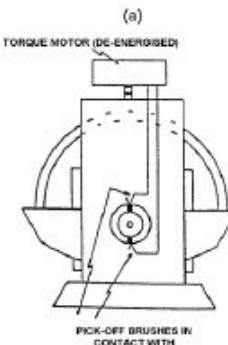
Giróscopo Direccional. Dispositivos de Erección.

- El mecanismo más utilizado es el constituido por un interruptor electrolítico y un motor de erección.
- El interruptor electrolítico o interruptor de nivel es un tubo de vidrio cerrado herméticamente. Contiene tres electrodos sumergidos en un fluido que llena parcialmente el tubo.
- El tubo se monta en la cuna interior junto al rotor del giróscopo y paralelo al eje de giro para que se mueva con él.
- Si el giróscopo se desvía de su posición horizontal, el interruptor de nivel se inclina y sólo uno de los electrodos queda cubierto por el fluido electrolítico. Este hecho origina una señal eléctrica de salida que acciona el motor de erección el cual imprime una precesión al mismo para nivelarlo nuevamente.

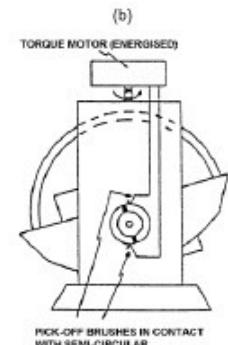
Giróscopo Direccional. Dispositivos de Erección



Dispositivo de erección.



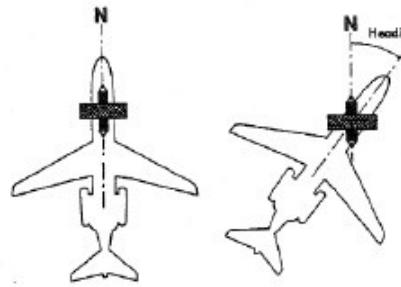
PICK-OFF BRUSHES IN
CONTACT WITH
INSULATING SEGMENTS
-NO CURRENT FLOWS



PICK-OFF BRUSHES IN CONTACT
WITH SEMI-CIRCULAR
SEGMENTS. CURRENT FLOWS
TO TORQUE MOTOR TO
RE-ERECT GYRO

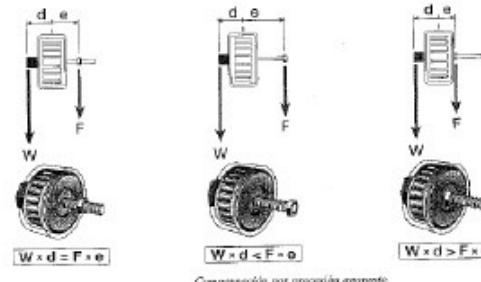
Giróscopo Direccional. Errores

- **Desvío o precesión real:** La fricción de los cojinetes sobre los que giran el rotor y las cunas puede originar con el tiempo desequilibrios en dichas cunas, errores y por tanto desvíos del sistema cardánico. (prácticamente inapreciable).
- **Desvío o precesión aparente:** Mientras el eje de rotación del giróscopo se halla apuntando al Norte magnético, el movimiento de la tierra provoca una desviación aparente del eje del rotor. $15^\circ/\text{hora} \times \text{sen latitud}$.



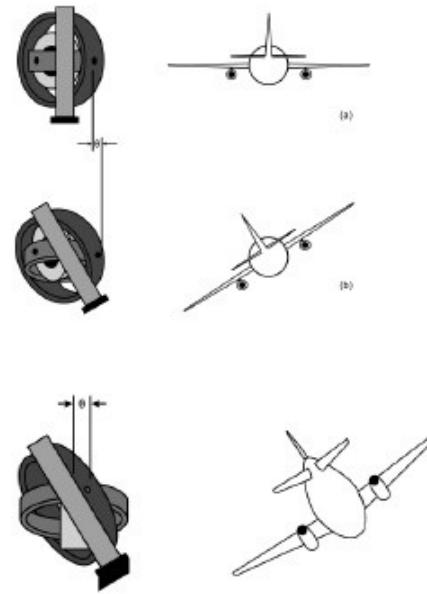
Giróscopo Direccional Errores

- **Precesión aparente:**
- Se provoca una precesión en la cuna exterior que la hace girar en sentido contrario a las agujas del reloj la cantidad deseada.
- Es decir, se intenta crear un par constante de magnitud fija y dependiente de la latitud en la que se vuela.



Giróscopo Direccional Errores

- **Error cardánico:** Para entender el error cardánico hay que tener presente que, cuando se habla de perder la perpendicularidad entre ejes, se considera que no mantienen un ángulo recto en ninguno de los planos que lo contienen.
- Si combinamos un viraje con un cambio en cabeceo las cunas no mantienen su perpendicularidad en ninguno de los planos que las contienen, produciéndose en este caso un error en la indicación de rumbo.



Giróscopo Direccional Procedimiento de Calaje.

- Establecer vuelo recto, nivelado y sin aceleraciones. De esta forma se eliminan los errores que afectan a la brújula.
- Observar el rumbo en brújula (CH).
- Determinar que rumbo magnético (MH) corresponde al rumbo en brújula observado. Consultar carta de desvíos.
- Calar o ajustar el rumbo magnético en el giróscopo direccional con el mando dispuesto al efecto.

5.0.1. Videos sobre instrumentos giroscópicos

■ PARTE 1—

- Giróscopo educativo
- Giróscopo educativo
- Analogía traslación-rotación

■ PARTE 3—

Video general sobre giróscopo

■ PARTE 4—Indicador de viraje

- Indicador de viraje
- Indicador de viraje

■ PARTE 5—Horizonte artificial

- Horizonte artificial neumático
- Horizonte artificial
- Horizonte artificial
- Horizonte artificial

■ PARTE 6—Magnetismo terrestre

Brújula magnética

■ PARTE 9—Giróscopo laser

- Giróscopo laser
- Efecto Sagnac

Capítulo 6

Radionavegación

6.1. Métodos de Navegación Aérea

La navegación aérea se divide en dos tipos, dependiendo de si la aeronave es independiente o necesita de instalaciones exteriores a la aeronave para poder guiarse:

Navegación Aérea Autónoma

Es aquella que no necesita de alguna infraestructura o información suministrada por un equipo exterior a la aeronave para poder completar con éxito el vuelo. A su vez, ésta se divide en:

Navegación observada: se basa en la observación directa por parte del navegante o piloto de las referencias necesarias en el terreno para conocer la posición de la aeronave.

Navegación a estima (Dead reckoning): el navegante o piloto estima la posición actual, conocidas la dirección y la velocidad respecto al terreno.

Navegación por fijación de la posición: ésta a su vez se subdivide en navegación aérea astronómica, navegación aérea Doppler, Inertial Navigation System (INS).

Navegación Aérea No Autónoma

Necesita de instalaciones exteriores para su guiado durante el vuelo, estas reciben el nombre de *ayudas a la navegación*, las cuales se pueden dividir a su vez dependiendo del tipo de información que transmiten así como del canal a través del cual lo hacen. De esta manera las ayudas pueden ser:

Ayudas visuales al aterrizaje: son instalaciones que proporcionan señales visuales durante la etapa de aterrizaje de la aeronave.

Radioayudas: Se basan en señales radioeléctricas, usualmente generadas en instalaciones terrestres y recibidas a bordo.

Navegación por satélite: se basa en una constelación de satélites que transmite rangos de señales utilizados para el posicionamiento y localización en cualquier parte del globo terrestre, ya sea en tierra, mar o aire. Estos permiten determinar las coordenadas geográficas y la altitud de un punto dado como resultado de la recepción de señales provenientes de dicha constelación.

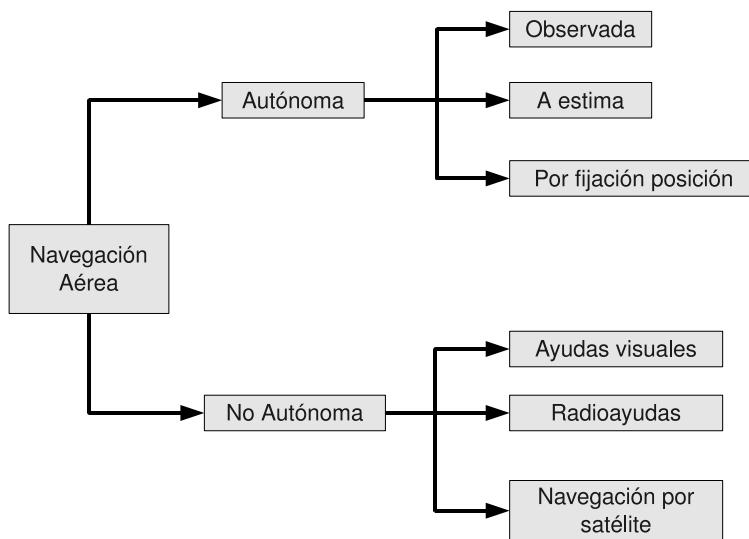


Figura 6.1: Navegación Aérea

6.2. Radionavegación

Se suele denominar como Radionavegación a las técnicas y sistemas que permiten estimar la posición de un vehículo, ya sea terrestre, naval o aéreo, empleando señales de radio.

Estos sistemas empezaron a desarrollarse a principios del siglo XX junto con el desarrollo de la radio y, al día de hoy se continúan desarrollando por la gran multitud de aplicaciones que éstos tienen.

Los sistemas de radionavegación emplean estaciones, o radiayudas, para enviar o recibir señales. Según donde se encuentren dispuestas estas estaciones pueden clasificarse los sistemas de radionavegación como terrestres, si se usan estaciones terrestres, y sistemas de radionavegación por satélite, si se emplean constelaciones de satélites en la órbita terrestre.

Todos estos sistemas basan su funcionamiento en las ondas de radio. Por ello, es conveniente comenzar con los conceptos básicos asociados a las ondas en general y a las ondas electromagnéticas en particular, de las cuales las ondas de radio son apenas un subconjunto.

6.2.1. Ondas Electromagnéticas

Características generales

Una onda electromagnética es un tipo de radiación en forma de onda que se caracteriza por poseer dos campos: un campo eléctrico (\vec{E}) y otro campo magnético (\vec{B}), oscilando perpendicularmente entre sí. La Figura 6.2 representa una onda electromagnética:

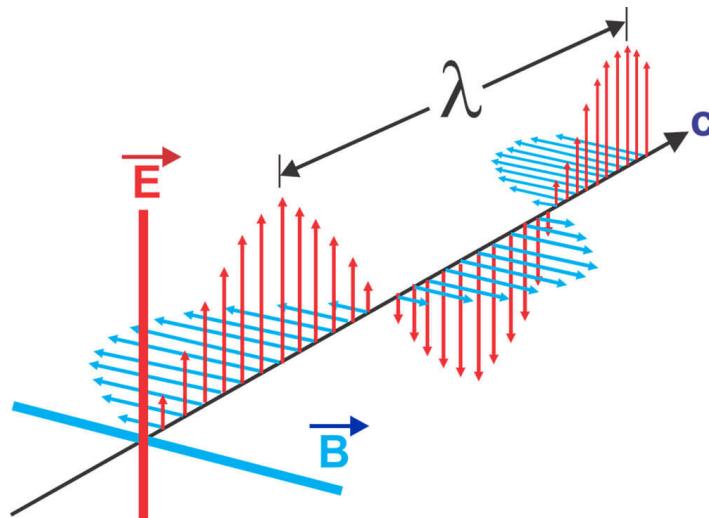


Figura 6.2: Onda electromagnética (IMA, 2020)

Para entender mejor su comportamiento se recuerdan los siguientes conceptos:

Ciclo Es cada patrón repetitivo de una onda.

Período Tiempo que tarda la onda en completar un ciclo, se lo suele denominar T .

Frecuencia Número de ciclos que completa la onda en un intervalo de tiempo. Se la suele designar f . Si dicho intervalo es de un segundo, la unidad de frecuencia es el Hertz (Hz). Otras unidades de frecuencias muy utilizadas (en otros ámbitos) son las “revoluciones por minuto” (RPM) y los “radianes por segundo” (rad/s).

El período y la frecuencia están relacionados mediante la expresión: $f = 1/T$

Amplitud Es la medida de la magnitud de la máxima perturbación del medio producida por la onda.

Longitud de onda Determinada por la distancia entre los puntos inicial y final de un ciclo (por ejemplo, entre un valle de la onda y el siguiente). Habitualmente se denota con la letra griega λ (lambda). En la Figura donde se mantiene el tiempo t constante y la distancia x variable

En el caso de las ondas electro magnéticas la amplitud del campo eléctrico o del magnético se puede expresar como:

$$E = E_0 \cos(\omega t + \varphi)$$

Donde E_0 es la amplitud máxima, en este caso del campo eléctrico, considerando el eje x como dirección de propagación, φ es la fase inicial de la onda y ω la frecuencia angular.

Un factor importante a tener en cuenta es que el tamaño y diseño de las antenas está fuertemente influenciado por la longitud de onda. Por ejemplo, una antena dipolo sencilla debe tener una longitud $\lambda/2$ para que sintonice de manera óptima las ondas de longitud λ .

Los conceptos anteriores están representados en la Figura 6.3.

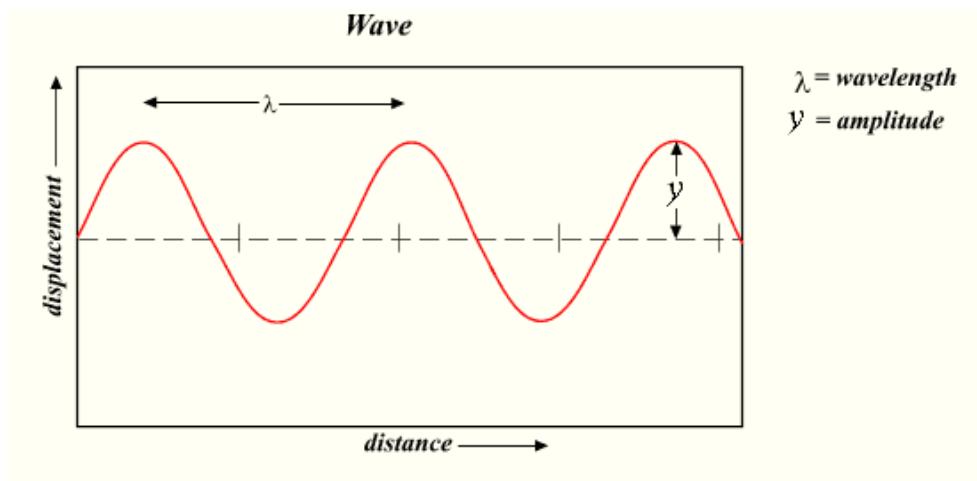


Figura 6.3: Propiedades de una onda (Wikipedia, s.f.)

Velocidad Las ondas se desplazan a una velocidad que depende de la naturaleza de la onda y del medio por el cual se mueven. En el caso de la luz, por ejemplo, la velocidad en el vacío se denota c y vale 299792458 m/s (aproximadamente $3 \times 10^8 \text{ m/s}$).

Los conceptos de velocidad, longitud y frecuencia están interrelacionados. Para el caso de las ondas electromagnéticas (de las cuales la luz es un ejemplo), la relación se expresa como $\lambda = c/f$

Ejemplos:

- Si se tiene onda electromagnética con $\lambda_1 = ?? \text{ m}$, ¿ cuál es la frecuencia asociada?

Recordando la expresión anterior, se hace:

$$\text{frecuencia}_1 = \frac{c}{\lambda_1} = \frac{?? \text{ m/seg}}{?? \text{ m}} = ?? \text{ Hz} = ?? \text{ MHz}$$

- Si se tiene onda electromagnética con frecuencia₂ = ?? MHz, ¿ cuál es la longitud de onda asociada?

Recordando la expresión que relaciona estos valores, se hace:

$$\lambda_2 = \frac{c}{\text{frecuencia}_2} = \frac{?? \text{ m/seg}}{?? \text{ MHz}} = \frac{?? \text{ m/seg}}{?? \text{ Hz}} = ?? \text{ m}$$

Fase La fase de una onda relaciona la posición de una característica específica del ciclo (como por ejemplo un pico), con la posición de esa misma característica en otra onda. Puede medirse en unidades de tiempo, distancia, fracción de la longitud de onda o (más comúnmente) como un ángulo.

Tomese en cuenta que la definición de fase lleva implícita la comparación de dos ondas de la misma frecuencia, pues en caso contrario no tiene mucho sentido dicha comparación.

La Figura 6.4 muestra varias ondas con diferentes fases.



Figura 6.4: Ondas con diferentes fases ([Wikipedia, s.f.](#))

Polarización Representa la orientación con la que la onda oscila y, en el caso particular de las ondas electromagnéticas, la orientación en la oscilación del campo eléctrico. Pueden ser del siguiente tipo:

Polarización Plana o Lineal: A menudo esta orientación es una línea y por ello se habla típicamente de ondas con polarización vertical u horizontal, es decir, cuando el campo eléctrico oscila en un plano con esas direcciones.

Polarización Horizontal: Si el campo eléctrico se propaga en dirección paralela a la superficie de la tierra.

Polarización Vertical: Si el campo eléctrico se propaga perpendicularmente a la superficie terrestre.

Polarización Circular: Cuando el campo eléctrico cambie su orientación conforme la onda avanza, girando 360° a medida de que la onda recorre una distancia λ y la intensidad de \vec{E} es igual en todos los ángulos de polarización

Polarización Elíptica: Cuando la intensidad de campo eléctrico varía con cambios en la polarización.



Video sobre distintos tipos de polarización.

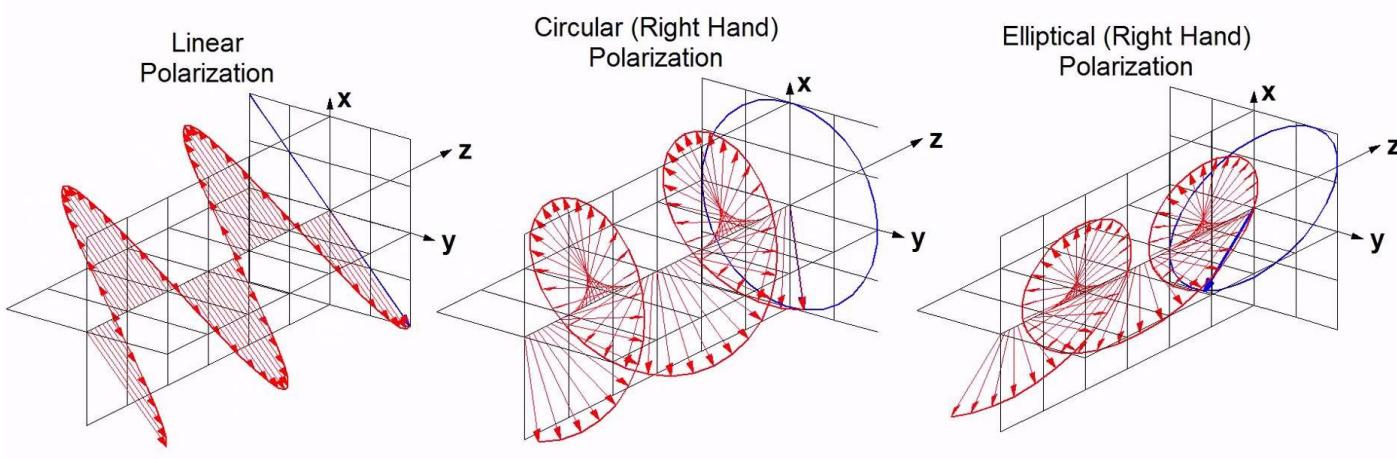


Figura 6.5: Tipos de polarización, (Yavuz, 2014)

6.2.2. El espectro electromagnético

Se denomina Espectro Electromagnético a todo el rango posible de radiación electromagnética, lo cual incluye las ondas de radio, los infrarrojos, la luz, los ultravioletas, los rayos X, gamma, etc. En la Figura ?? se presenta el espectro completo.

En función de lo anterior, el Espectro Radioeléctrico o de RadioFrecuencia, en inglés Radio Frequency (RF), se refiere a la porción del espectro electromagnético en el cual las ondas electromagnéticas pueden generarse alimentando a una antena con corriente alterna. La Tabla ?? presenta las bandas de RF más importantes.

A mayor frecuencia la longitud de onda se reduce, razón por la cual es posible encontrar también la tabla anterior en función de la longitud y clasificando el espectro en ondas kilométricas, decimétricas, milimétricas, etc.

6.2.3. Propagación de ondas electromagnéticas

Las características de la propagación de las ondas electromagnéticas son importantes para comprender algunas de las características de los sistemas que las utilizan. Por eso, en esta sección se repasarán los aspectos más importantes de la propagación. En la Tabla 6.1 pueden observarse varias constantes físicas que son empleadas en las propiedades de propagación de las ondas electromagnéticas.

Tabla 6.1: Tabla de constantes físicas

Constante	Símbolo	Valor
Velocidad de la luz en el vacío	c	$2,99792458 \times 10^8 \text{ m/seg} \approx 3 \times 10^8 \text{ m/seg}$
Permitividad en el vacío	ϵ_0	$8,85 \times 10^{-12} \text{ F/m}$
Permeabilidad en el vacío	μ_0	$4\pi \times 10^{-7} \text{ T m / A}$
Impedancia en el vacío	η	377Ω
Constante de Boltzmann	k	$1,38 \times 10^{-23} \text{ J/K}$

Se suele emplear en lugar del vector campo magnético \vec{B} al vector excitación magnética \vec{H} siendo $\vec{H} = \frac{\vec{B}}{\mu_0} - \vec{M}$, donde \vec{M} es el vector momento magnético por unidad de volumen, que en este caso se considera nulo.

Haciendo $\frac{E}{H} = \sqrt{\frac{\mu_0}{\epsilon_0}} = \sqrt{\frac{\text{?Henry/m}}{\epsilon_0}}$

Propiedades generales de la propagación que son independientes de la frecuencia de la onda RF:

- La velocidad de una onda electromagnética es constante mientras no cambie el medio de propagación. La velocidad de una onda electromagnética en el vacío es siempre $c = 299792458 \text{ m/s} \approx 3 \times 10^8 \text{ m/s}$.
- En presencia de una atmósfera se producen perdidas en la señal que en el vacío no se encuentran.
- Las ondas electromagnéticas tienden a reflejarse en objetos de tamaño similar a su longitud de onda (λ).
- Las ondas electromagnéticas se propagan en línea recta mientras no sufran influencias externas ni cambien de medio de propagación.
- Son ondas transversales, su dirección de oscilación es perpendicular a la dirección de propagación.

La propagación de ondas electromagnéticas se refiere al espacio libre, aunque éste realmente implica “*en el vacío*”, con frecuencia la propagación por la atmósfera terrestre se suele llamar “*propagación por el espacio libre*” y se puede considerar siempre así. La principal diferencia es que la atmósfera de nuestro planeta introduce perdidas de la señal que no se encuentran en el vacío.

Las ondas electromagnéticas se propagan a través de cualquier medio considerado como dieléctrico, con lo

cual se incluye el aire, pero no es así en conductores que presentan pérdidas como el agua en el mar.

Como este tipo de ondas no son visibles al ojo humano, ver Figura ??, su propagación se analizar con métodos indirectos empleando esquemas. Para esto el conceptos de rayo y de frente de onda auxilian en la ilustración de los efectos de propagación de las ondas electromagnéticas a través del espacio libre.

Se considera a un rayo como una línea según la dirección de propagación de una onda y permite mostrar la dirección relativa de la propagación de la misma.

Un frente de ondas representa una superficie de las mismas de fase constante, al unir los puntos de igual fase en rayos que se propagan desde la misma fuente. Cerca de la fuente emisora (en el denominado “*near field*”) el frente de onda suele ser una superficie curva pero al alejarse, a una cierta distancia en el denominado “*far field*”, se transforma en una superficie plana denominado “*frente de onda plano*”.

Para entender lo anterior, se considera un emisor puntual, que emite por igual en cualquier dirección del espacio, denominado “*emisor isotrópico*”. En este caso ideal el frente de onda del mismo en el near field puede representarse como una esfera rodeando al emisor. Al alejarse del emisor el frente de onda se transforma gradualmente en una superficie cada vez más plana, por esto la mayoría de los casos se pueden considerar de éste tipo a una cierta distancia del emisor.

Volviendo al frente de onda esférico, se considera que la potencia irradiada se encuentra uniformemente distribuida sobre la superficie total de la esfera, considerando que el medio de transmisión no tiene pérdidas. De esta manera, si la esfera tiene un radio r desde el emisor, y este brinda una potencia P_t , en cada punto de la esfera se encuentra la misma densidad de potencia lo cual se puede expresar como:

$$p = \frac{P_t}{4\pi r^2} \quad \left[\frac{\text{Vatios}}{\text{m}^2} \right] \quad (6.1)$$

Siendo $4\pi r^2$ la superficie de la esfera.

La expresión (6.1) expresa la regla del cuadrado inverso puesto que al duplicarse la distancia desde el emisor, la densidad de potencia disminuye a la cuarta parte, considerando que la potencia del emisor permanece constante. Este efecto es denominado “*atenuación*” y se debe a la dispersión esférica de la onda.

Pero los emisores que se emplean suelen tener direcciones preferenciales, a diferencia del emisor isotrópico, por lo que se denomina “*ganancia del emisor*”, G_t a la potencia transmitida según la dirección preferencial de la antena empleada. Con lo cual la densidad de potencia resulta ser:

$$p_t = p G_t = \frac{P_t G_t}{4\pi r^2} \quad (6.2)$$

Reflexión: Se conoce como reflexión al cambio abrupto en la dirección de la onda cuando ésta llega a la unión de dos medios diferentes, regresando al medio original (Figura 6.6(a)).

Refracción: Por otro lado, la refracción es el cambio en velocidad de una onda cuando pasa de un medio a otro. Es de hacer notar que a menudo el cambio en velocidad implica un cambio de dirección (dados que la velocidad es un vector), tal como se muestra en la Figura 6.6(b).

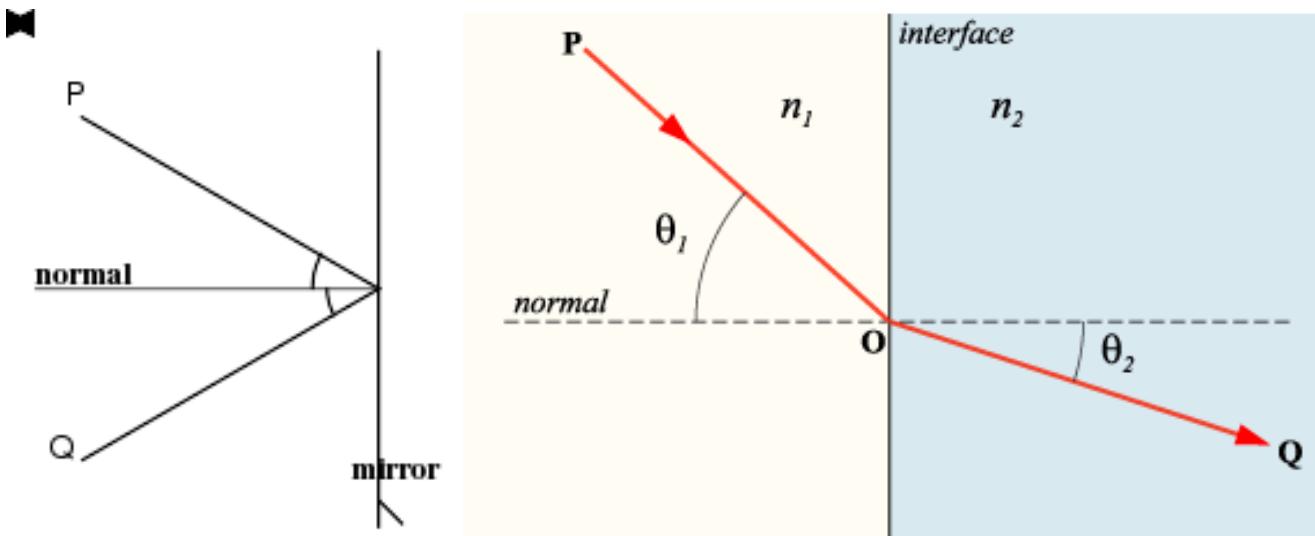
(a) Fenómeno de reflección ([Wikipedia](#), s.f.)(b) Fenómeno de refracción ([Wikipedia](#), s.f.)

Figura 6.6: Fenomenos que ocurren en la propagación de las ondas

Un concepto estrechamente relacionado con el de la refracción es el del ángulo límite o ángulo crítico. Cuando el ángulo de incidencia de la onda con respecto a la normal es mayor que dicho ángulo, la onda se refleja en vez de refractarse.

La expresión para el ángulo límite es $\theta_{crit} = \arcsin(n_2/n_1)$, donde n_1 y n_2 son los índices de refracción de los medios de origen y destino, respectivamente.

Difracción: La permitividad eléctrica y la permeabilidad magnética de un medio diferente del vacío dependen, además de la naturaleza del medio, de la longitud de onda de la radiación. De esto se desprende que la velocidad de propagación de la radiación electromagnética en un medio depende también de la longitud de onda de dicha radiación. Por ejemplo, en el caso de la luz visible la desviación de un rayo de luz al cambiar de medio será diferente para cada longitud de onda (para cada color), que es lo que ocurre con un haz de luz blanca que se “descompone” en colores al pasar por un prisma. Esto ocurre por ser la luz blanca suma de haces de luz de distintas longitudes de onda que son desviadas de manera diferente, fenómeno conocido como dispersión.

Dispersión (scatter):

Finalmente, pero no por ello menos importante, hay que tener en cuenta que la potencia de una onda electromagnética va disminuyendo mientras se aleja de la fuente con una relación inversamente proporcional al cuadrado de la distancia.

Por otro lado, hay propiedades de la propagación que son fuertemente dependientes de la frecuencia de la onda.

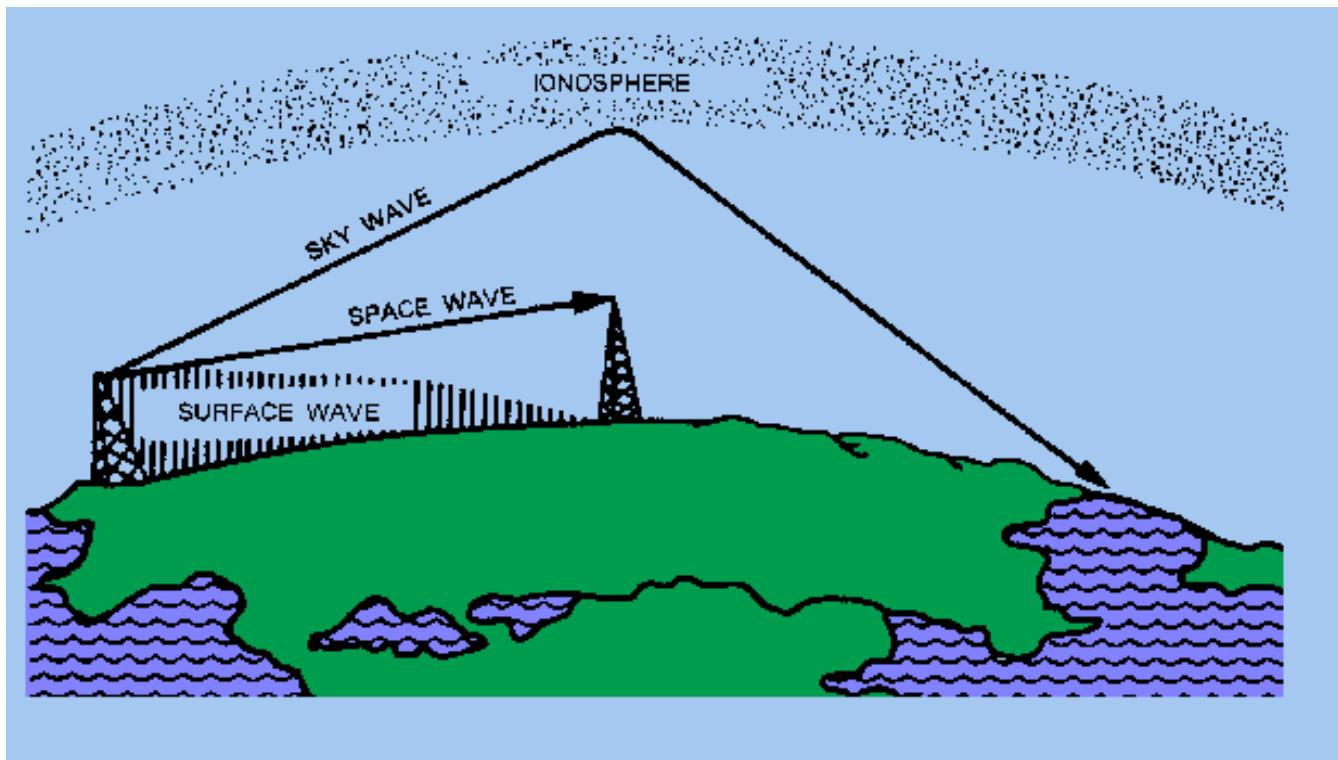


Figura 6.7: Propagación de ondas

Tipos de ondas electromagnéticas según la forma de propagación

Si bien no hay una separación estricta entre cada caso, se suele dividir a las ondas en tres grandes tipos según su forma predominante de propagación:

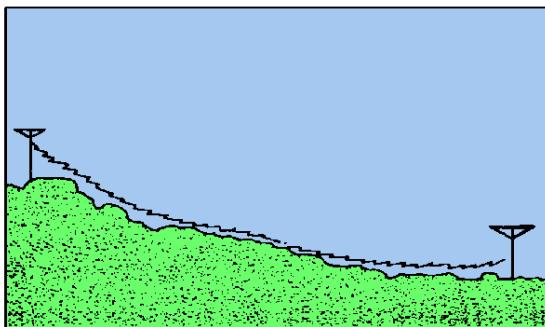
- Ondas de tierra (Surface Waves)
- Ondas ionosféricas u ondas de cielo (Skyline Waves)
- Ondas de línea de vista (Space Waves)

A continuación se describen cada una de las mismas:

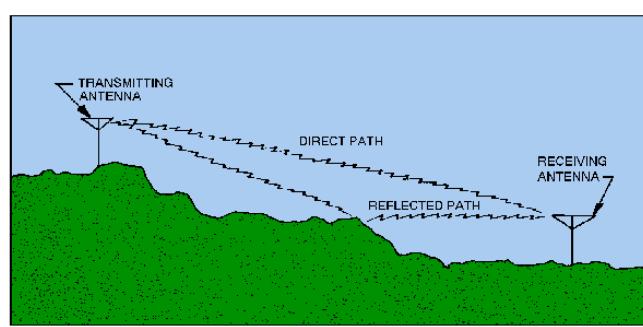
Ondas de tierra (Surface Waves) También denominadas ondas de suelo se caracterizan porque aprovechan las propiedades conductivas del terreno (tierra, agua, etc.) para propagarse, siempre que la frecuencia de emisión se encuentre debajo de los 5 Mhz. De esta manera, son capaces de sortear grandes obstáculos y llegar muy lejos, **con un alcance casi global**. A pesar de su nombre, no es necesario estar en el suelo para poder recibirlas. Se emplea en las mismas polarización vertical para reducir su atenuación al ponerse en contacto con la tierra, Figuras 6.7 y 6.8(a).

Este tipo de propagación es predominante en las frecuencias bajas (VLF, LF y MF, principalmente, ≈ 3

MHz), y por ello se requiere de grandes antenas y mucha potencia para emitirlas y recibirlas.



(a) Ondas de tierra



(b) Ondas de línea de vista

Figura 6.8: Propagación de ondas

El hecho de que su alcance sea tan grande limita su uso, pues plantea el problema de potenciales interferencias entre estaciones muy lejanas. Asimismo, su trayectoria puede ser difícil de predecir dado que se refractan en las fronteras entre medios diferentes, como por ejemplo las costas (tierra/agua).

También suelen emplearse para comunicaciones a distancias cortas con un rango de frecuencias entre 3-30 MHz.

El Loran-C es una de las pocas radioayudas que utiliza este tipo de ondas.

Ondas ionosféricas u ondas de cielo (Sky Waves) Aprovechan las características eléctricas de la ionosfera para propagarse, usándola como una especie de “espejo”. En realidad, más que una reflexión es una refracción progresiva limitada por el ángulo crítico (lo que implica que cierta cantidad de energía se escapa al espacio). Es predominante en las frecuencias medias: MF y HF.

Este tipo de propagación se ve fuertemente influenciada por la geometría relativa entre emisor, ionosfera y receptor. Para complicar la situación, la posición y características de la ionosfera son altamente variables, pues dependen del Sol. Por eso, la situación es diferente durante el día y durante la noche, y cambia según la estación del año y el ciclo solar. Adicionalmente, el terminator line¹ (frontera entre el día y la noche) también afecta la propagación, Figuras 6.7.

Debido a esta compleja situación aparecen “zonas de oscuridad”, es decir, zonas donde no hay recepción porque ninguna onda ha rebotado con la geometría adecuada para proporcionar cobertura. Asimismo, es posible que hayan múltiples rebotes sucesivos (proporcionando un alcance muy largo pero inestable).

Otro problema que presentan estas ondas es el “efecto fading”, a cierta distancia del emisor el receptor puede recibir la misma onda pero que ha seguido caminos diferentes (una parte se propagó como onda de tierra y otra como de cielo), ocasionando interferencia destructiva y resultando en una señal que aparece y desaparece rápidamente.

¹Se puede entender mejor este concepto mediante el simulador Earth Viewer <http://www.paulcarlisle.net/old/earthviewer.html>

En el ámbito aeronáutico, el ADF/NDB y las comunicaciones de largo/medio alcance utilizan este tipo de propagación.

Ondas de línea de vista (Space Waves) Se propagan en línea recta, de forma análoga a como lo haría la bala de un rifle. Debido a lo anterior, su alcance es limitado y no pueden rodear obstáculos de tamaño medio, Figuras 6.7 y 6.8(b).

Esta limitación se convierte en una ventaja dado que entonces es posible reutilizar las frecuencias una y otra vez si los emisores/receptores están lo suficientemente alejados entre sí. Además, las frecuencias altas (VHF y superior) en donde este tipo de propagación predomina son mucho menos susceptibles a la interferencia por causa de estáticos.

Debido a sus ventajas, la inmensa mayoría de las comunicaciones y aplicaciones aeronáuticas modernas (VOR, DME, ILS, GNSS y un largo etcétera) se hace con ondas de línea de vista.

6.2.4. Modulación

Cuando se compara el rango de frecuencia típico de la voz humana (250 Hz a 3000 Hz) con el rango de frecuencia de las ondas de radio (a partir de los 30 kHz, aproximadamente), se hace evidente que no es posible convertir directamente de sonido a radio. Es necesario llevar a cabo un proceso intermedio para transmitir una onda de baja frecuencia utilizando una de mayor frecuencia.

Se define entonces la **Modulación** como el proceso de alterar las características de una onda, llamada portadora o carrier, para que transporte información de una señal de frecuencia más baja, denominada moduladora.

Los métodos de modulación se pueden agrupar según el tipo de portadora, analógica o digital, y según el tipo de información, también de tipo analógica o digital. En la Tabla 6.2 se enumeran algunos de ellos.

Tabla 6.2: Tipos de modulación

Portadora	Moduladora	
	Analógica	Digital
Analógica	Amplitud Modulada (AM)	Modulación Digital por cambio de Amplitud, Amplitud Shift Keying (ASK)
	Frecuencia Modulada (FM)	Modulación Digital por cambio de Fase, Phase Shift Keying (PSK)
	Fase Modulada, Phase Modulation (PM)	Modulación Digital por cambio de Frecuencia, Frequency Shift Keying (FSK)
Digital	Modulación de Pulses en Amplitud, Pulse-Amplitude Modulation (PAM)	Modulación de Pulses Codificados, Pulse Code Modulation (PCM)
	Modulación por Ancho de Pulso, Pulse Wide Modulation (PWM)	Modulación de Pulses Codificados Diferenciales, Differential Pulse Code Modulation (DPCM)
	Modulación de Pulses de Posición, Pulse Position Modulation (PPM)	Modulación por codificación de impulsos diferencial adaptativa, Adaptive Differential Pulse Code Modulation (ADPCM)

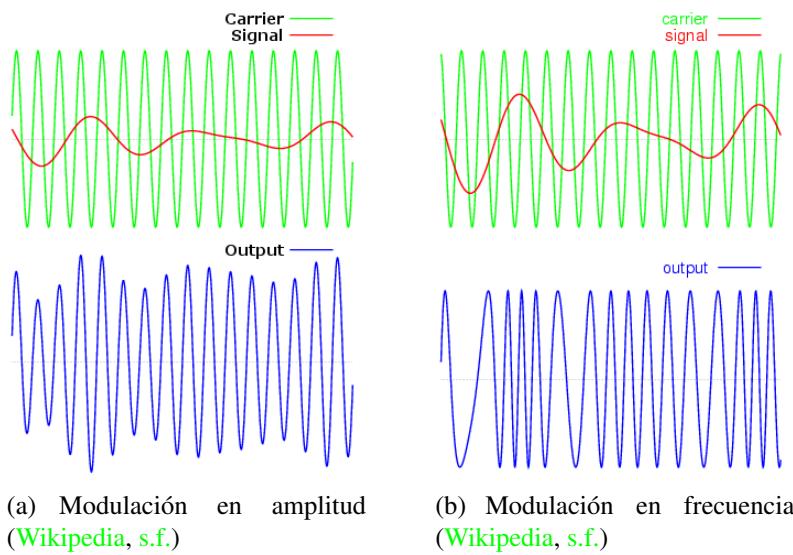


Figura 6.9: Modulación de ondas electromagnéticas

Son varios los parámetros de la portadora que se pueden alterar, pero los más habituales en el contexto aeronáutico son la amplitud y la frecuencia, los cuales son descriptos a continuación.

AM Se modifica la amplitud de la portadora en proporción directa a la señal moduladora. Este fue el primer método para la emisión de radio comercial. En la Figura 6.9(a) se esquematiza la modulación AM.

FM La información se representa mediante variaciones de la frecuencia instantánea de la onda portadora. La modulación FM se representa en la Figura 6.9(b).

Bandas laterales En comunicaciones vía radio se denomina así a las bandas de frecuencias superiores y/o inferiores a la de la portadora que aparecen por causa del proceso de modulación.

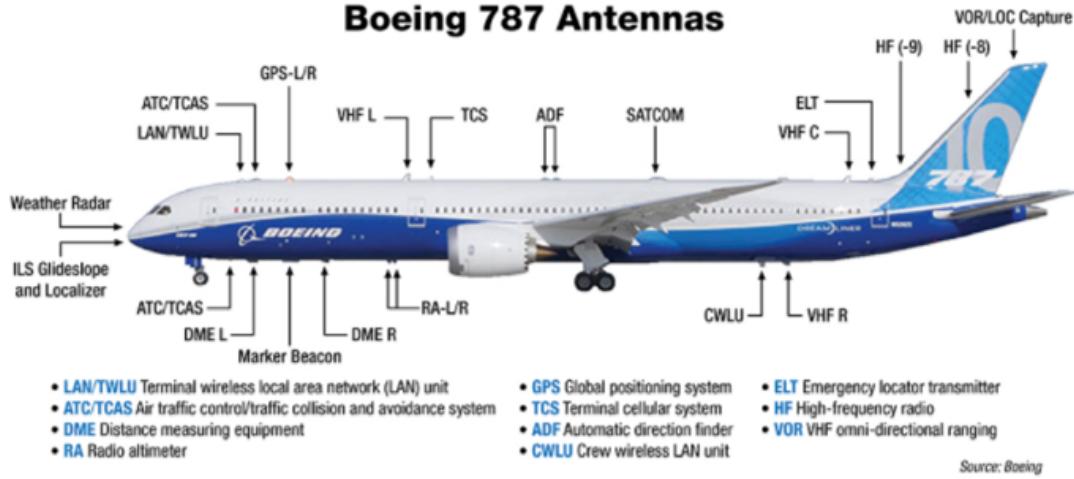
Canal Es una banda de radiofrecuencia específica que ha sido asignada para un uso dado por medio de acuerdos internacionales. Por ejemplo, los canales de voz en aeronáutica tienen un ancho predefinido de 50 kHz, lo que incluye el espacio para la banda de voz, las bandas laterales que aparezcan al modular, y unos margenes en los extremos para separarlos adecuadamente de los canales adyacentes.

6.2.5. Antenas

Las ondas electromagnéticas utilizadas por las radioayudas típicamente se emiten o reciben utilizando diferentes tipos de antenas. Dependiendo del tipo de antena utilizada, la energía electromagnética puede o no emitirse (o recibirse) con igual intensidad en todas las direcciones. En la Figura 6.10 puede apreciarse la distribución y tipo de antenas en una aeronave moderna.

Se denominan diagrama de radiación (o emisión) a un diagrama polar que represente la intensidad relativa de la señal electromagnética en función del azimut alrededor de la antena. En la Figura 6.11 se presentan dos

Boeing 787 Antennas



New-generation airliners such as the 787 require more than 20 antennas.

Figura 6.10: Antenas en Boeing 787. (Boeing, s.f.)

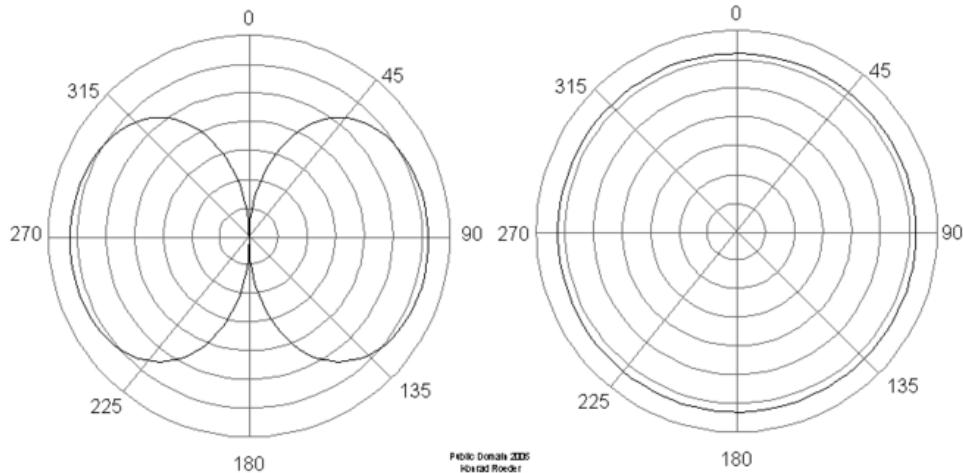


Figura 6.11: Diagramas de radiación (Wikipedia, s.f.)

diagramas de radiación. El de la izquierda es en forma de “ocho” y es muy usado en aviación, mientras que el de la derecha representa una antena isotrópica (o no-direccional: aquella cuya emisión o recepción no depende de la dirección). En la Figura 6.12 pueden apreciarse diagramas de radiación de otros tipos de antenas.

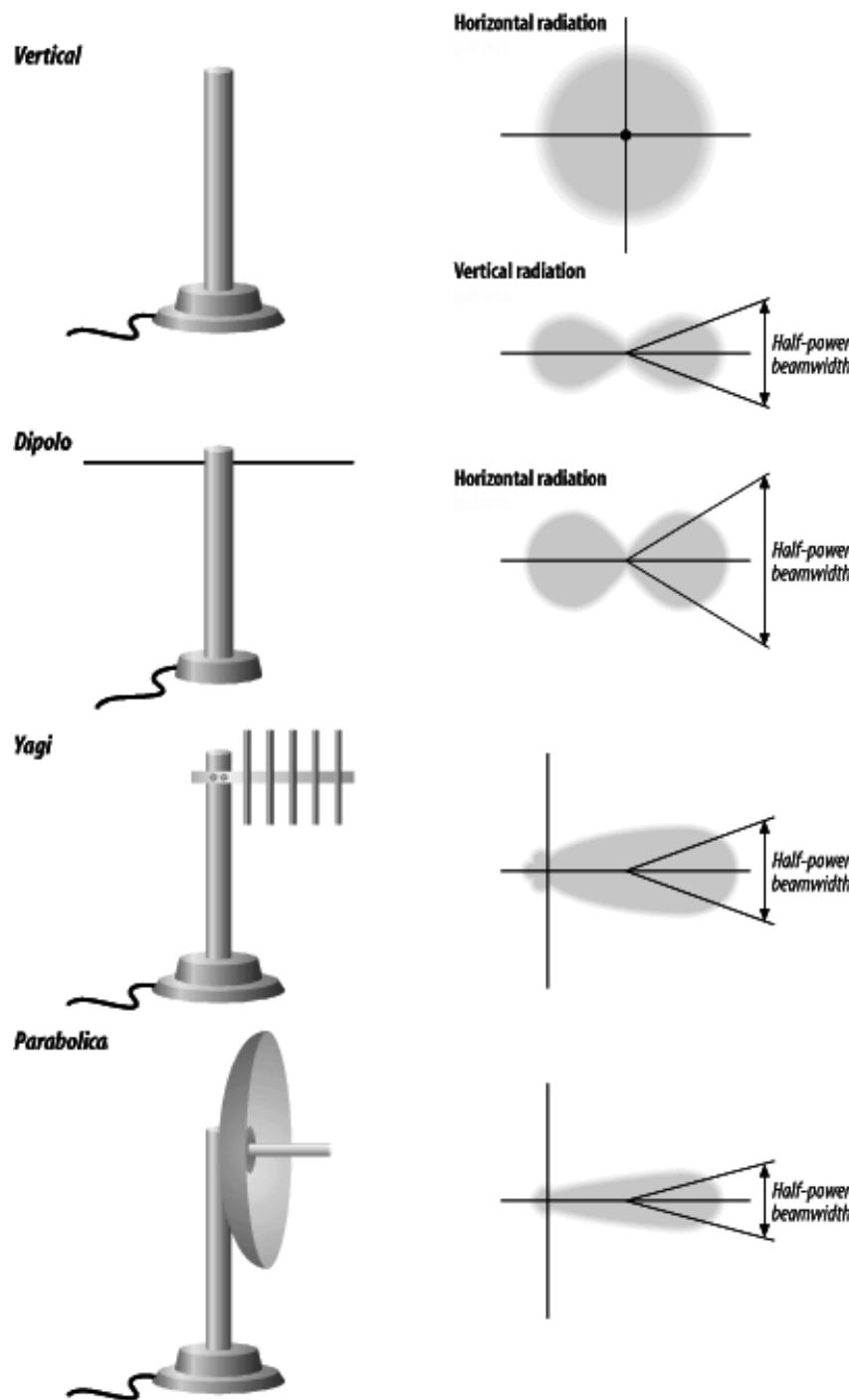


Figura 6.12: Diagramas de radiación de varios tipos de antenas.

6.3. Sistemas de Navegación Hiperbólicos

6.3.1. Introducción

Los Sistemas de Navegación Hiperbólicos son aquellos que utilizan como técnica de localización de la aeronave la intersección de hipérbolas. Son sistemas de largo alcance, que han sido utilizados en vuelos intercontinentales o transoceánicos.

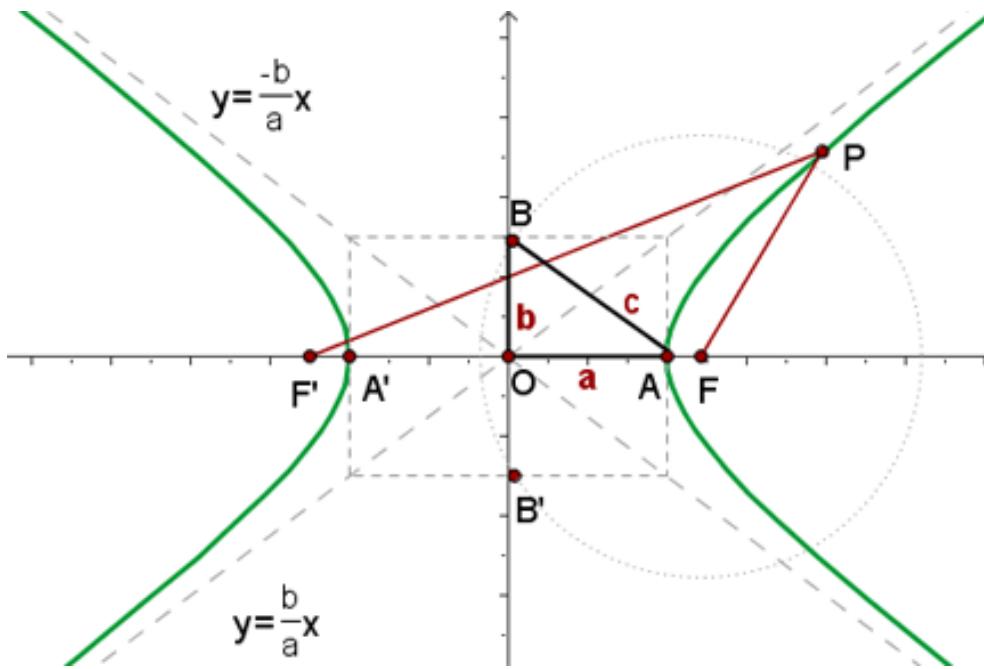


Figura 6.13: Elementos de una hipérbola

La hipérbola es una de las cónicas (elipse, parábola, hipérbola) y se define como el lugar geométrico de los puntos cuyas diferencias de distancias a dos puntos fijos, denominados focos, es constante. Matemáticamente esto se expresa como:

$$|FP - F'P| = 2a$$

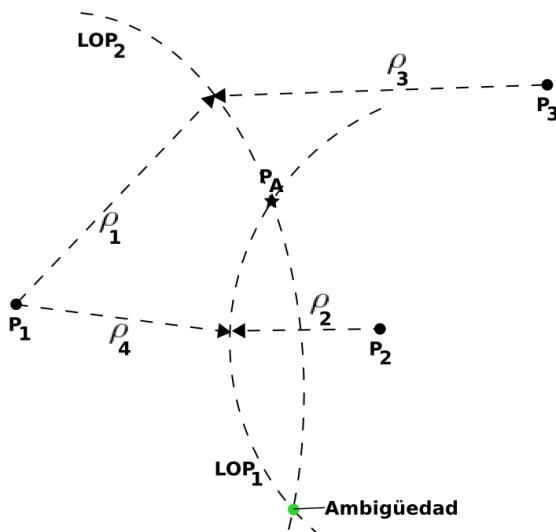
Donde los puntos F y F' son los focos de la cónica (Figura 6.13), y $2a$ es la distancia entre los dos vértices de las curvas.

El principio de funcionamiento de los sistemas hiperbólicos se basa en que la aeronave tenga a bordo el equipo necesario para determinar la diferencia de distancias que la separan de dos estaciones fijas situadas en tierra. Para ello se asume que las dos estaciones terrestres, ubicadas en los focos, emiten ondas electromagnéticas en todas direcciones. El punto P que representa a la aeronave, recibe las ondas y determina la diferencia de distancias que la separan de las estaciones terrestres.

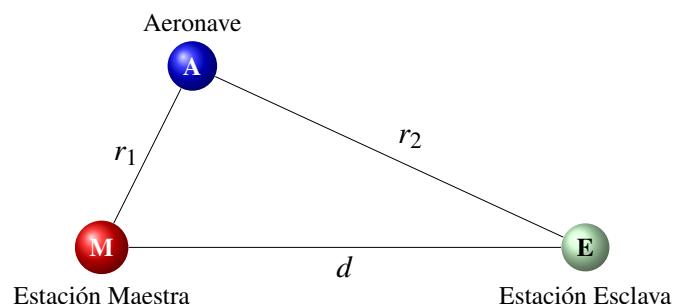
De esta manera, el operador a bordo de la aeronave, determina en que “hipérbola” se encuentra, pero no sabe en qué punto de la misma está ubicado. Para solucionar esto se requiere una hipérbola más, lo que se logra con un sistema de tres estaciones terrestres, a fin de minimizar la indeterminación a dos posibles puntos o tres hipérbolas para localizar la nave en un único punto. Con dos curvas sobra precisión para la localización ya que, de los dos puntos posibles, uno se desestima por encontrarse muy alejado de la ruta.

Han existido diversos sistemas de navegación hiperbólicos, pero la mayoría no operan actualmente o han sufrido modificaciones. Entre ellos se tiene:

- GEE
- DECCA
- LORAN-A
- OMEGA
- LORAN-B
- TROPIK
- LORAN-C
- MARSHRUT
- LORAN-D
- SHORAN (SHOrt Range Air Navigation)



(a) Principio de ubicación de la posición por navegación hiperbólica



(b) Triángulo de situación

Figura 6.14: Navegación hiperbólica

Técnicas de navegación hiperbólica

Los sistemas hiperbólicos solo pueden determinar diferencias de distancias, para ello se emplean dos técnicas diferentes:

Técnica de impulsos-tiempos: conociendo la velocidad de las ondas electromagnéticas, c , se puede relacionar el tiempo medido con la distancia recorrida mediante la expresión:

$$\Delta r = c \Delta t$$

De donde:

$$r = r_0 + c (t - t_0)$$

Pero la ecuación encierra una gran dificultad de llevar a la práctica puesto que t_0 implica conocer el momento exacto en que se produjo la transmisión del emisor. Este problema desaparece si se considera, en lugar de una distancia determinada a una estación, una diferencia de distancias a dos estaciones puesto que si ambas transmiten sincronizadas, al efectuarse la diferencia de distancia la incógnita t_0 desaparece.

Para ver con mas detalle lo anterior, considérese una estación emisora maestra, M que empieza su emisión en el tiempo t_0 ; otra estación denominada esclava ubicada a una distancia d de la estación maestra, recibe esta señal luego de un tiempo d/c . Luego de un tiempo τ , denominado “tiempo de sincronismo”, emite una señal idéntica a la recibida.

El receptor en la aeronave (A) recibe las señales emitidas por las emisoras maestra y esclava, calculando la diferencia de tiempo entre ambas $\Delta t = t_2 - t_1$.

Partiendo de la estación maestra en el tiempo t_0 , el impulso tarda un tiempo $t_1 - t_0$ en llegar al receptor de la aeronave:

$$t_1 - t_0 = \frac{r_1}{c}$$

Al llegar el impulso de la estación madre a la esclava, esta luego del tiempo τ , emite el suyo el cual llega en el tiempo t_2 al receptor, de esta forma se tiene:

$$t_2 - t_0 = \frac{d}{c} + \tau + \frac{r_2}{c}$$

Haciendo la diferencia de $t_2 - t_1$ según las expresiones anteriores:

$$t_2 - t_1 = t_0 + \frac{d}{c} + \tau + \frac{r_2}{c} - t_0 - \frac{r_1}{c} = \tau + \frac{d + r_2 - r_1}{c} = \tau + \frac{d + \Delta r}{c}$$

Finalmente:

$$\Delta t = \tau + \frac{d + \Delta r}{c}$$

Esta expresión implica que a cada incremento de tiempo (Δt) le corresponde uno de distancia (Δr), con los parámetros d , c y τ conocidos.

Pero debe recordarse algo, en lugar de considerar hipérbolas que son curvas planas, este método ubica al receptor en un hiperbolóide de revolución. Por esto deben hacerse correcciones por la curvatura y forma de la tierra.

Técnica de onda continua-fases: En esta técnica la emisión es de forma continua a diferencia de la anterior que es por pulsos y que el parámetro que se mide es la diferencia de fases.

Se utilizan dos emisores omnidireccionales con un sincronismo de fases entre sus señales. El receptor recibe a ambas señales con una diferencia de fase, que depende de la distancia de la aeronave a cada una de las emisoras. De esta manera se determina la hipérbola donde se encuentra el receptor.

Conociendo la longitud de onda λ se puede obtener la distancia recorrida según la fase medida:

$$\Delta r = \lambda \Delta\phi \implies r = r_0 + \lambda (\phi - \phi_0)$$

Aquí se presenta una dificultad porque el receptor necesita conocer ϕ_0 , la fase exacta en que se produjo la transmisión.

El proceso se realiza de la siguiente forma, la estación maestra ubicada en M emite su señal continua con frecuencia f_1 (longitud de onda λ_1) y origen de fases ϕ_{10} . La estación esclava en E recibe esta señal y transmite la suya con frecuencia f_2 y fase inicial ϕ_{20} . La frecuencia f_2 es diferente de la f_1 para que el receptor pueda separar fácilmente las señales.

La antena de la aeronave recibe ambas señales f_1 y f_2 con fases ϕ_1 y ϕ_2 diferentes a las de salida, cuyos valores son:

$$\phi_1 = \phi_{10} + \frac{r_1}{\lambda_1} \quad \phi_2 = \phi_{20} + \frac{r_2}{\lambda_2}$$

Para poder comparar estas señales se usa el artificio de una frecuencia común, f_c , con longitud de onda λ_c que resulta de multiplicar a cada una de las frecuencias anteriores por un número entero n_1 y n_2 , respectivamente:

$$f_c = n_1 f_1 = n_2 f_2$$

Cuando se multiplica una frecuencia por un número, se hace lo mismo con su fase, por lo que las expresiones anteriores vistas desde esta frecuencia común, quedan:

$$\theta_1 = n_1 \phi_1 = n_1 \phi_{10} + \frac{n_1 r_1}{\lambda_1} \quad \theta_2 = n_2 \phi_2 = n_2 \phi_{20} + \frac{n_2 r_2}{\lambda_2}$$

Restando la diferencia de las fases:

$$\Delta\theta = \theta_1 - \theta_2 = n_1 \phi_{10} + \frac{n_1 r_1}{\lambda_1} - n_2 \phi_{20} - \frac{n_2 r_2}{\lambda_2}$$

El sincronismo de fase entre la estación maestra y la esclava debe realizarse de forma que se cumpla lo siguiente:

- La diferencia de fases iniciales multiplicadas por su entero respectivo debe mantenerse constante:
 $n_1 \phi_{10} - n_2 \phi_{20} = cte$
- El ajuste de sincronismo que realiza la estación esclava cumple, en la prolongación de la línea que la une con la maestra pero en el lado de la maestra, que la diferencia de fases en la aeronave sea nula:

Para $r_1 = 0$ y $r_2 = d$ se cumple que $\Delta\theta = \theta_1 - \theta_2 = 0$

Sabiendo que para un lado se cumple $c = f_c \lambda_c = f_1 \lambda_1$ y como $f_c = n_1 f_1$, entonces $n_1 f_1 \lambda_c = f_1 \lambda_1$, por lo que $n_1 \lambda_c = \lambda_1$ o $\frac{n_1}{\lambda_1} = \frac{1}{\lambda_c}$.

De la misma manera se obtiene $\frac{n_2}{\lambda_2} = \frac{1}{\lambda_c}$.

Volviendo a la diferencia de fases de la frecuencia común:

$$\Delta\theta = n_1 \phi_{10} - n_2 \phi_{20} + \frac{n_1 r_1}{\lambda_1} - \frac{n_2 r_2}{\lambda_2} = cte + \frac{\Delta r}{\lambda_c}$$

Trabajando con la expresión anterior se llega a que:

$$\Delta\theta = \frac{d + \Delta r}{\lambda_c}$$

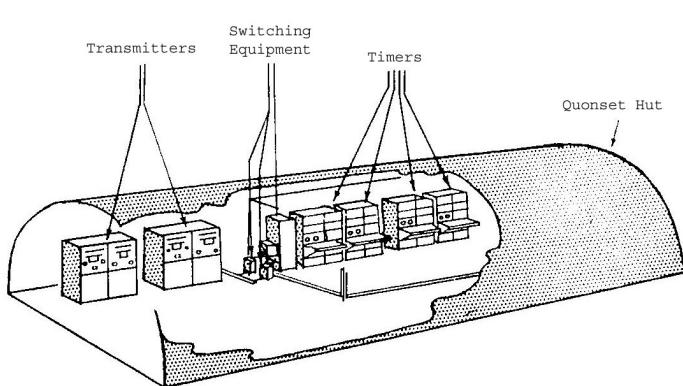
Surge un problema adicional, esta expresión solo resuelve el incremento de fase dentro de una longitud de onda determinada pero se desconoce dentro de cual. Esto resulta en una indeterminación múltiple, ya que el ángulo real será un número entero de longitudes de onda más el desfase obtenido de la ecuación anterior. La indeterminación será mayor cuanto mayor sea la frecuencia de la señal radiada (menor λ). El inconveniente se soluciona con otra técnica conocida como del número de longitudes de onda completas.

6.3.2. LORAN

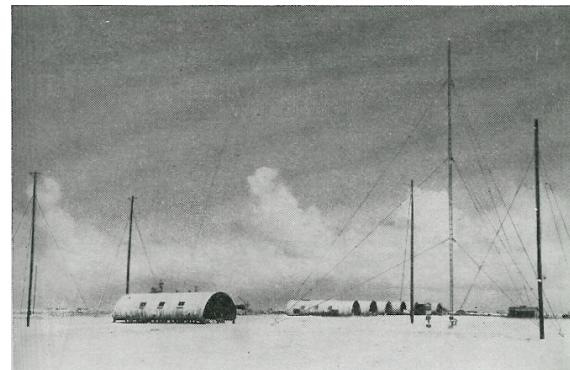
El **LORAN** (del inglés LOng RAnge Navigation, navegación de largo alcance) es un sistema de ayuda a la navegación electrónica de tipo hiperbólico de largo alcance, que opera en baja y media frecuencia.

Utiliza el intervalo transcurrido entre la recepción de señales de radio transmitidas desde tres o más transmisores para determinar la posición del receptor.

Desarrollado a principios de la II Guerra Mundial, el LORAN fue el primer sistema de navegación basado en la llegada diferenciada de señales de radio. Fue concebido por el laboratorio de Radiación de MIT. LORAN fue, también, el primer sistema de posicionamiento capaz de funcionar bajo cualquier condición climatológica pero es solamente bidimensional (latitud y longitud).



(a) Interior de la instalación emisora



(b) Vista de estación emisora

Figura 6.15: Instalaciones de LORAN-A (Loran-history.info website, s.f.)

El sistema emisor LORAN se compone de una estación maestra y otras esclavas. La maestra emite de forma regular una pequeña señal, que es repetida por la esclava, controlada por radio desde la maestra. En la Figura 6.16 puede observarse la configuración típica de cadenas LORAN (Maestra + Esclavas) y una cadena ubicada en USA.

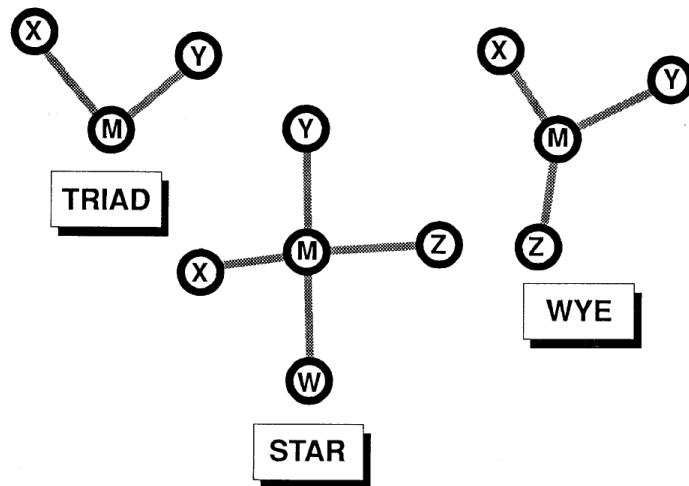
Ambas señales se reciben en el barco o avión, se amplifican y se registran. Los circuitos del receptor están dispuestos de forma que la distancia entre las señales corresponda a la diferencia de tiempos de llegada de las señales de ambas estaciones. El receptor posee además un dispositivo temporizador electrónico que permite medir dicha diferencia en microsegundos (millonésimas de segundo).

En la Figura ?? puede observarse un detalle del pulso emitido en la señal LORAN y del Group Repetition Interval. (GRI).

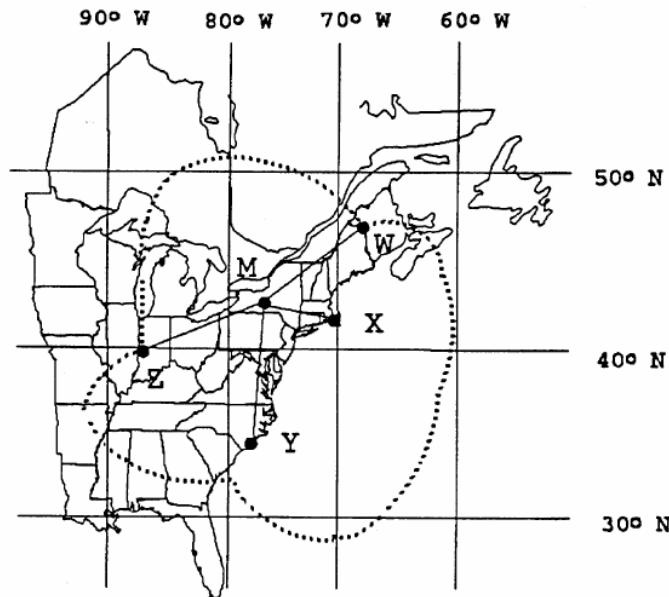
Como las ondas de radio viajan a una velocidad aproximadamente constante de 3×10^8 m/segundo, la ubicación de todos los puntos en los que las señales de las dos estaciones están separadas un determinado intervalo de tiempo se puede representar mediante una curva concreta que es una hipérbola (Figura 6.17). El navegante dispone de un mapa con muchas de estas curvas, denominadas curvas de posición LORAN, y tras determinar la diferencia de tiempos, por ejemplo, 3 μ segundos, sabe que la posición de su nave se halla en algún punto de la curva de 3 μ segundos del mapa. Sintonizando una pareja de emisores LORAN y repitiendo este proceso, el navegante es capaz de detectar otra curva que represente la posición de la nave, la posición real de la aeronave se halla en la intersección de las dos curvas LORAN.

Este sistema poseía un alcance útil de unos 2592,8 km (1400 nm) por la noche y unos 1296,4 km (700 nm) de día, ver Figuras 6.18. Sirvió tanto para marcar y mantener un rumbo, como para fijar la posición, y presentaba la ventaja de ser independiente de las condiciones meteorológicas. Su exactitud oscilaba entre unos centenares de metros y unos pocos kilómetros, dependiendo del equipo utilizado y de la distancia entre la nave y la emisora.

La versión más moderna fué LORAN-C que operó en frecuencias del espectro electromagnético entre 90 y 110 KHz (la portadora es 100 kHz para todas las estaciones). El sistema LORAN fué utilizado en muchos países, entre ellos los Estados Unidos de América, Japón y varios países europeos. Rusia utilizó un sistema casi



(a) Configuraciones típicas de cadenas LORAN



Transmitter	Coordinates	CD (μS)	Power (kW)
M Seneca, NY	42 42 50.71 N 76 49 33.31 W	800	
W Caribou, ME	46 48 27.31 N 67 55 37.16 W	11000	800
X Nantucket, MA	41 15 12.05 N 69 58 38.54 W	25000	350
Y Carolina Beach, NC	34 03 46.21 N 77 54 46.10 W	39000	600
Z Dana, IN	39 51 07.66 N 87 29 11.59 W	54000	400

NOTE: *Estimated* Groundwave Coverage, actual coverage will vary.

(b) Cadena LORAN GRI 9960

Figura 6.16: Cadenas LORAN (*LORAN-C User Handbook*, 1992)

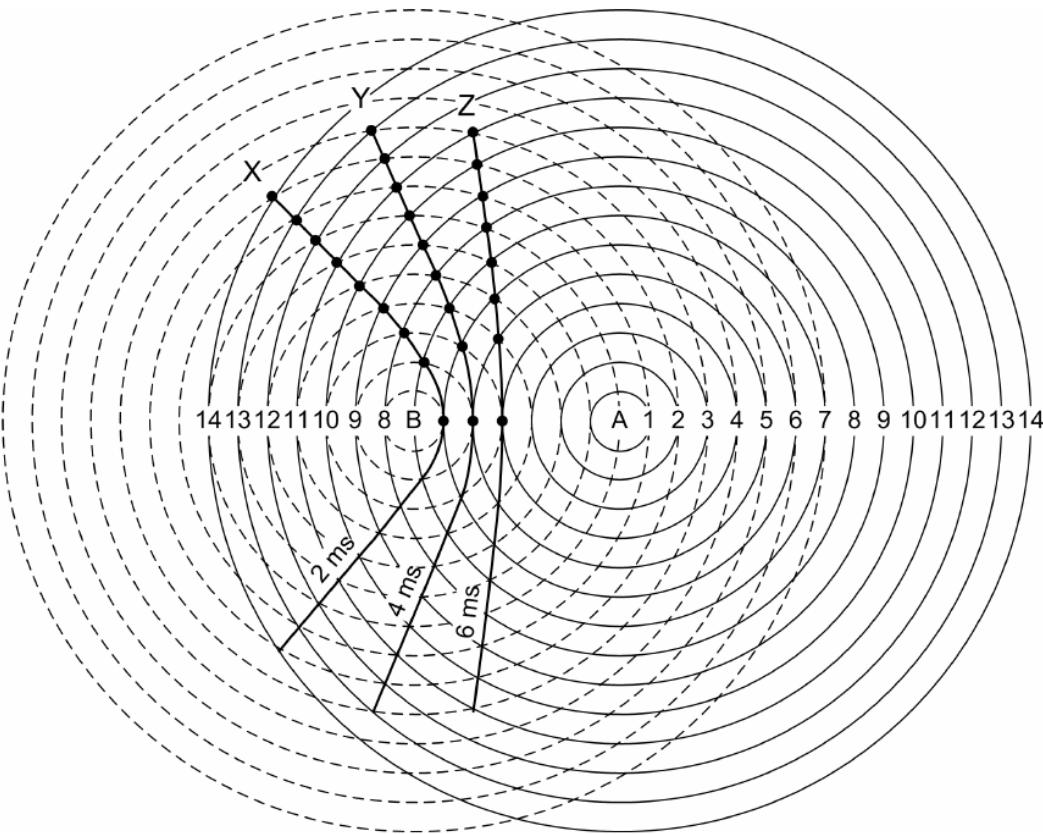


Figura 6.17: Mapa de hipérbolas del sistema LORAN, (A) Estación Maestra, (B) Estación Esclava, $\tau = 1\text{mseg}$, tiempos en mseg (Tooley y Wyatt, 2017b)

idéntico llamado CHAYKA, que empleó la misma banda de frecuencias.

El Loran-C utiliza ondas terrestres únicamente para fines de navegación pero las ondas del cielo pueden interferir por lo cual se las filtra con técnicas de sincronización de pulsos. Una onda transmitida tarda en reflejarse en reflejarse en la ionosfera aproximadamente 30 mseg, el pulso de Loran-C es de 270 mseg por lo que se puede esperar que parte del pulso transmitido se refleje desde la ionosfera. Para evitar esto se selecciona un pico específico dentro del pulso como “*pulso de indexación*” el cual es el tercer pico dentro del pulso y representa aproximadamente el 50% de la amplitud máxima, ver Figura 6.19.

Desde la estación Maestra las señales se transmiten como un grupo de nueve pulsos mientras que las estaciones secundarias transmiten ocho pulsos, Figura 6.20. Los grupos de pulsos de cada una de las cadenas se transmiten dentro del rango de 10 a 25 grupos por segundo. Cada pulso está espaciado a intervalos de 1 mseg; el noveno pulso de la estación maestra ocurre después de un retraso de 2 mseg. El intervalo de tiempo específico del grupo de pulsos (comenzando y terminando con los pulsos maestros) se denomina Intervalo de Repetición de Grupo o Group Repetition Interval (GRI). Este intervalo de tiempo se utiliza como base para identificar la cadena.

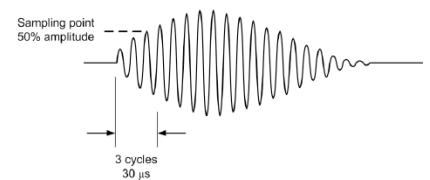
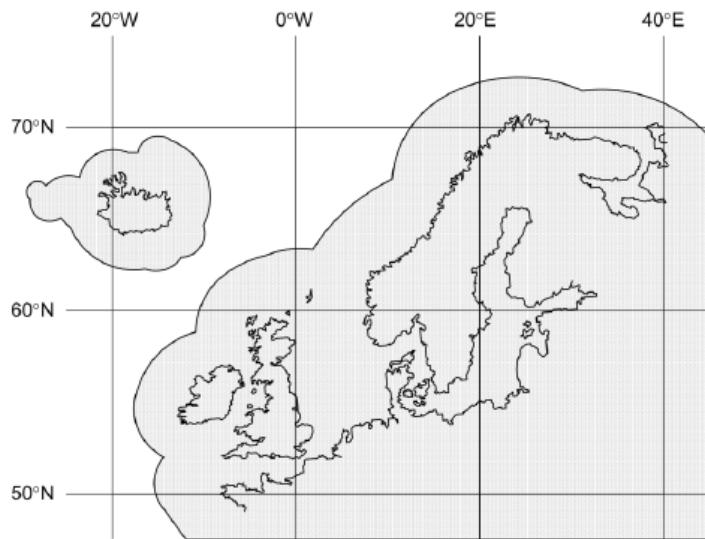
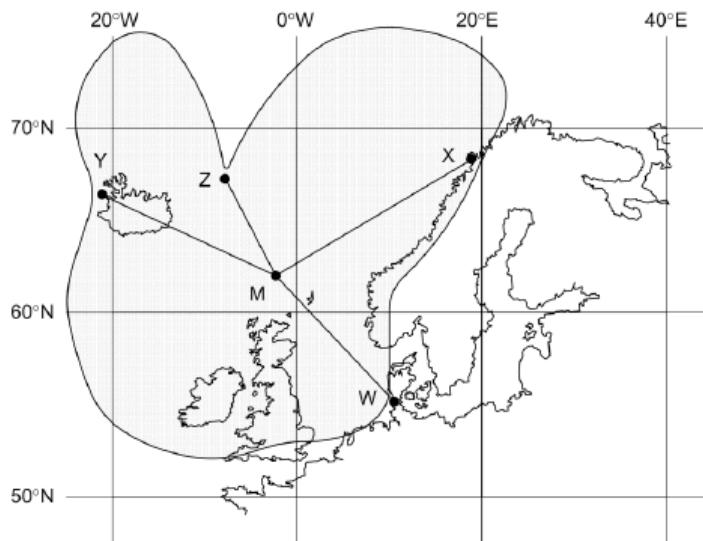


Figura 6.19: Formato de pulso de Loran-C (Tooley y Wyatt, 2017b)



(a) Alcance de VOR y DME



(b) Alcance de Loran C

Figura 6.18: Comparación de alcances de sistema VOR+DME y Loran-C (Tooley y Wyatt, 2017b)

El primer grupo de nueve pulsos de la estación maestra es recibido en diferentes momentos por cada una de las estaciones secundarias debido a las diferentes distancias de línea de base entre las respectivas estaciones. Las estaciones secundarias transmiten sus grupos de pulsos después de retardos de tiempo predeterminados, denominados retardo de codificación. El tiempo total que tarda el pulso en viajar sobre la línea de base junto con el retardo de codificación de la estación secundaria se denomina retardo de emisión.

Los aspectos operativos asociados con Loran-C incluyen:

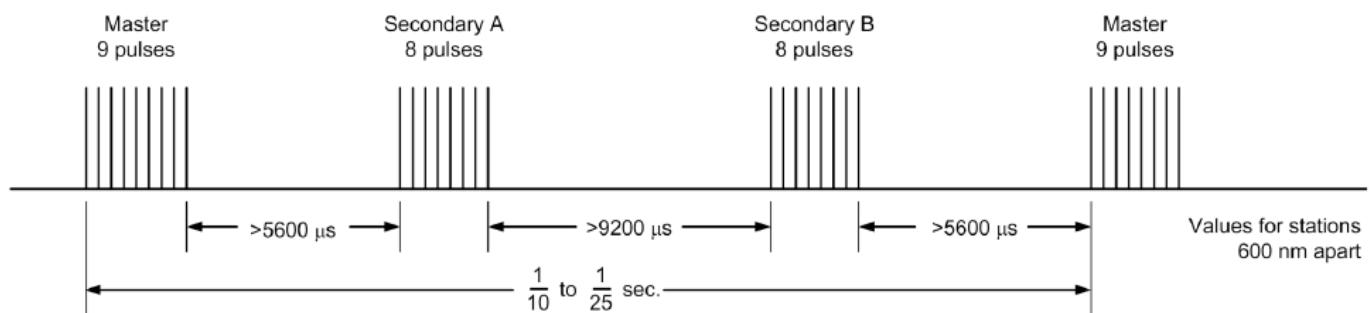


Figura 6.20: Intervalo de Repetición de Grupo (GRI) de Loran-C (Tooley y Wyatt, 2017b)

- Interferencia electromagnética que afecta a la señal, p. ej. por la presencia de líneas eléctricas.
- Pérdida de la señal de una estación que afecta el área de cobertura
- Condiciones meteorológicas severas (particularmente tormentas eléctricas) que afecten a la señal.

Además de las estaciones maestra y secundaria se emplean estaciones de monitoreo para muestrear la intensidad de la señal de la cadena, el tiempo y la forma del pulso emitido. Si alguno de estos parámetros se encuentre fuera de un límite especificado, se codifica una señal de alerta, conocida como **blink** (parpadeo) en las agrupaciones de pulsos.

A fin de proporcionar una protección contra la interferencia de fuentes externas y también reducir la contaminación de la onda de tierra de las ondas celestes, se empleó la codificación por fase de los pulsos. Dado que la onda de cielo del primer pulso llega al receptor al mismo tiempo que la onda de tierra del segundo pulso por lo que esta contaminación por ondas del cielo sin codificación de fase anularía el efecto de muestrear solo la onda terrestre, degradando así la precisión inherente del sistema.

Además, el uso de la codificación de fase también proporciona al receptor la información lógica necesaria para la búsqueda automática de las señales maestra y esclavas. La búsqueda automática se puede utilizar por conveniencia o cuando la relación señal / ruido de las señales recibidas impide la identificación visual.

Para realizar la codificación anterior, la fase de la portadora de RF se cambia con respecto a la envolvente de pulso de manera sistemática de pulso a pulso. La secuencia utilizada en una típica cadena LORAN-C se muestra en la Tabla 6.3. La fase de cada pulso en un grupo de ocho o nueve pulsos se cambia de acuerdo con un código prescrito para que esté en fase indicado con el símbolo (+) o 180° fuera de fase indicado con el símbolo (-), con una señal de referencia estable de 100 kHz. El código de fase en una estación maestra es diferente del de una esclava, ver Tabla 6.3.

Tabla 6.3: Secuencia de cambio de fase Loran-C (**Divisions y Guard, 1962**)

	MASTER	X-SLAVE	Y-SLAVE	Z-SLAVE
Primer período repetición	+ - + + + +	+ - + - + + -	+ - + - + + -	+ - + - + + -
Segundo período repetición	+ + - - + +	+ + + + - - +	+ + + + - - +	+ + + + - - +
Tercer período repetición		Idem Primer período repetición		
Cuarto período repetición		Idem Segundo período repetición		
		Etc.		

¿El fin del LORAN?



El uso de LORAN ha dejado de ser utilizado al ser reemplazado por GPS. Sin embargo, debido a la interferencia que se puede producir en éste último sistema se ha estudiado la posibilidad de mejorar y volver a popularizar este sistema mediante el eLORAN. Ver el siguiente artículo [Russia, China Upgrading Loran/ eLoran Systems?](#)

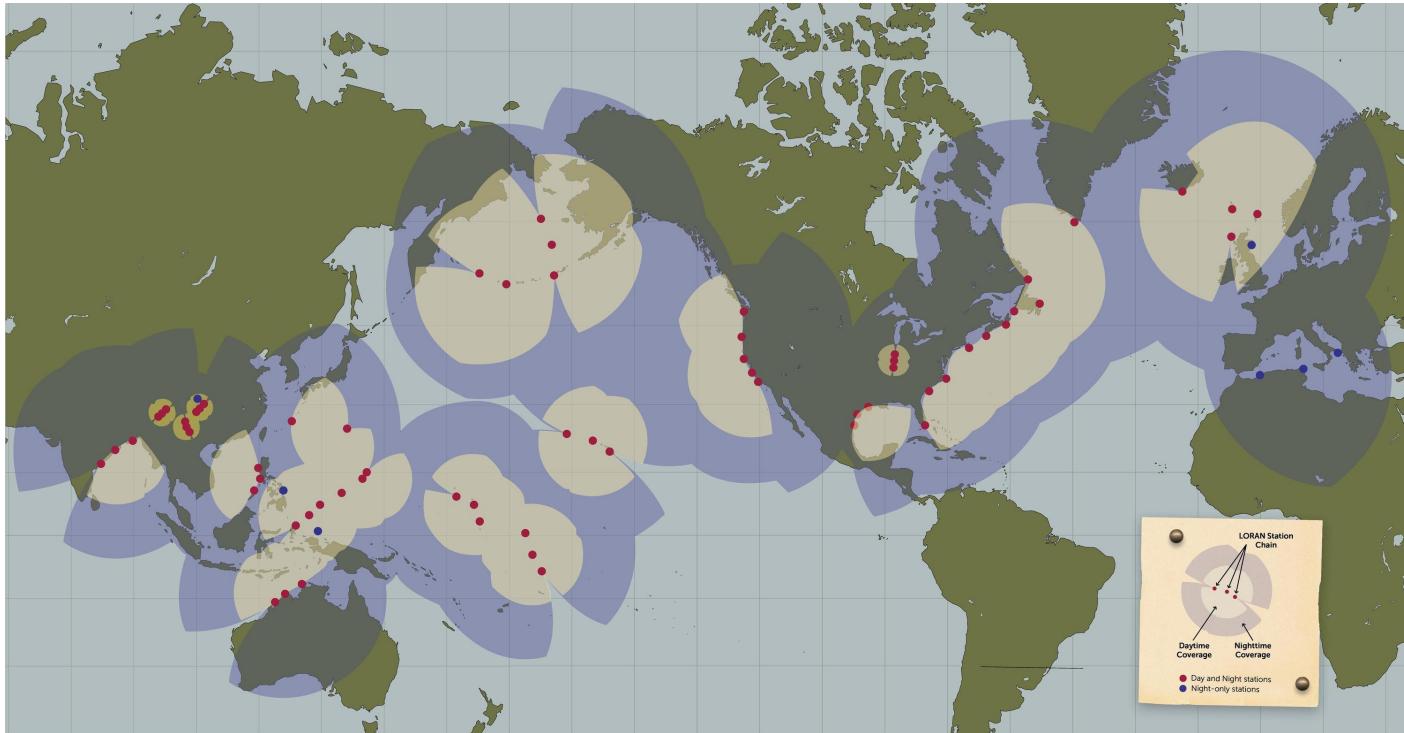


Figura 6.21: Cobertura LORAN. Fuente: https://www.reddit.com/r/MapPorn/comments/3aaak8/station_location_and_coverage_areas_of_the_loran/

6.4. ADF

Conceptos básicos del sistema ADF

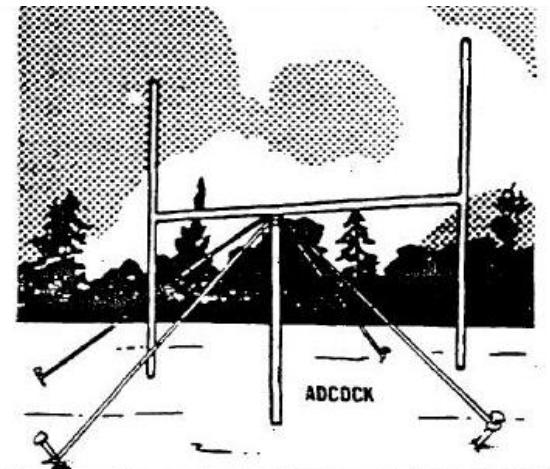
- El ADF, es uno de los sistemas de radio navegación mas antiguos, está compuesto por un equipo llevado a bordo de la aeronave y otros en tierra.
- La función del ADF es indicar al piloto la dirección en la cual se encuentra una Baliza No Direccional, Non-Directional Beacon (NDB) sintonizada.
- La NDB es la correspondiente radioayuda en tierra que se sintoniza, mientras que el ADF es el equipo a bordo de la aeronave. El ADF puede utilizar señales de otras fuentes, como radioemisoras comerciales.
- A nivel mundial, se utiliza el ancho de banda entre 200 kHz y 1750 kHz (aunque los límites pueden variar un poco según el lugar). En Europa los NDB típicamente se encuentran en las sub-bandas 255-415 y 510-525 kHz.
- Este rango de frecuencias coloca al sistema en el dominio de la Frecuencias Medias, Medium Frequency (MF), entre las ondas ionosféricas (o de cielo) y las ondas de tierra. Estas últimas son capaces de llegar a largas distancias y sobrepasar obstáculos.
- La longitud de onda es bastante grande comparada con las dimensiones de una aeronave: $f = 200 \text{ kHz} - \lambda = 1500 \text{ m}$, y $f = 1750 \text{ kHz} - \lambda = 171,429 \text{ m}$.
- La señal se emite en AM, enviándose la identificación de la estación NDB en código Morse o música y sonidos en el caso de las radioemisoras comerciales.
- El alcance es de 25 a 100 NM (46,3 a 185,2 km), puede ser mayor, pero aparecen problemas.
- La intensidad de campo requerida es de $70 \mu\text{Volts}/\text{m}$, con $S/N > 15 \text{ dB}$.
- La precisión media obtenida es de 3° a 5° en condiciones normales de operación.
- La polarización es vertical con propagación horizontal.

6.4.1. Antena de cuadro

La antena de cuadro (también llamada antena loop), es una evolución de las antenas “Adcock” que consiste en dos antenas verticales aisladas conectadas en contrafase, ver Figura 6.22(a).

La antena de cuadro tiene las antenas verticales conectadas entre sí y está hecha de varias vueltas de hilo conductor para mejorar sus propiedades de recepción, como se muestra en la Figura 6.23(a).

Las dos secciones verticales de la antena son las que reciben la señal, son paralelas entre sí y están conectadas en “contrafase”, lo que significa que lo que reciben se resta entre sí y lo que sale es la diferencia.



(a) Antena Adcock



(b) Antigua antena de cuadro ubicada en la parte baja del fuselaje de un DC3

Figura 6.22: Antenas

6.4.2. Radiogoniómetro

La evolución del ADF ha sido en fases. La primera de ellas fue el radiogoniómetro, que hallaba la dirección en la cual se encontraba una estación emisora en tierra, pero NO lo hacía de manera automática.

Este instrumento tenía una antena de cuadro que podía girarse manualmente desde la cabina, como la mostrada en la Figura 6.22(b).

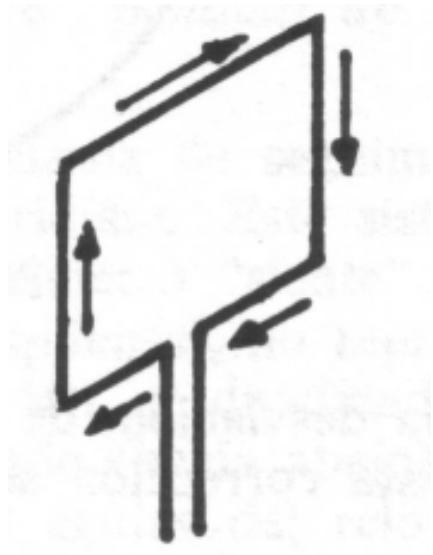
El siguiente dibujo representa una antena de cuadro cuyo plano está inclinado un cierto ángulo θ con respecto al origen de la señal:

En la Figura 6.23(b) se puede apreciar claramente que debido a que la “Antena 1” (Ant. 1 en la figura) y la “Antena 2” (Ant. 2) están separadas una cierta distancia y, además, existe un ángulo entre la señal que llega y el plano que une las antenas (θ), la primera recibe la señal antes que la segunda. Por esto existe un desfase entre ambas, y por tanto una diferencia (la salida de la antena de cuadro NO es cero en este caso).

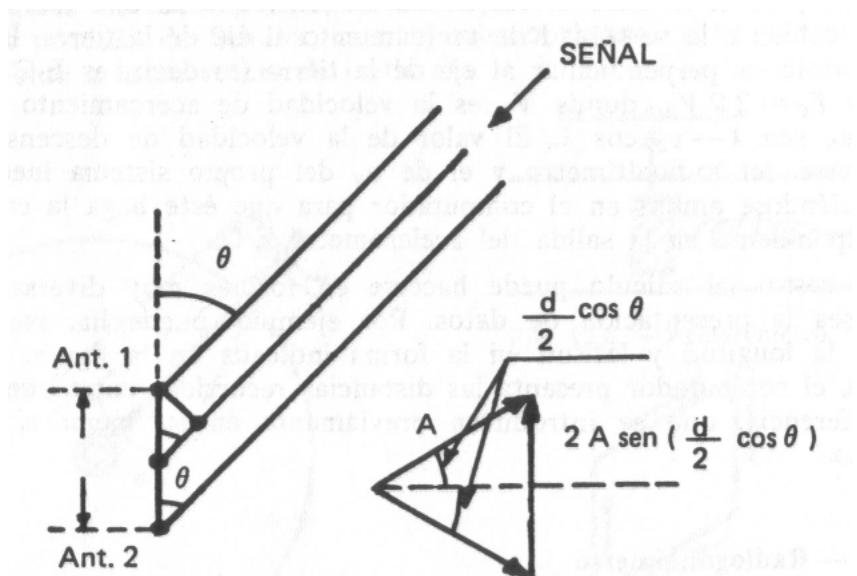
En la Figura 6.24(a) se ilustra la forma de las señales recibidas por la antena 1 (y_1), la antena 2 (y_2) y la diferencia entre ellas ($y_3 = y_2 - y_1$), que es realmente la salida de la antena de cuadro.

En la Figura 6.24(b) se muestra un diagrama de recepción de estas antenas, el resultado es una figura de “ocho”, donde la recepción es mayor cuando la señal llega paralela al plano de la antena de cuadro, y nula cuando viene perpendicularmente.

Esta característica es aprovechada para hallar la dirección de donde proviene la señal. El “radionavegante” a bordo del avión tenía en su panel de control una ruedecilla (acoplada a un indicador de dirección) con la

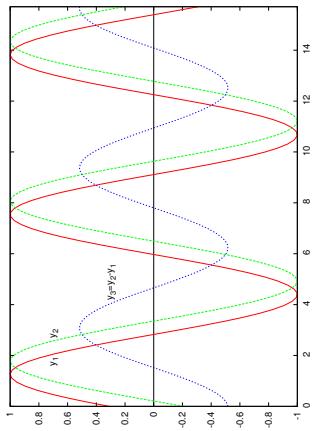


(a) Antena de cuadro (José, s.f.)

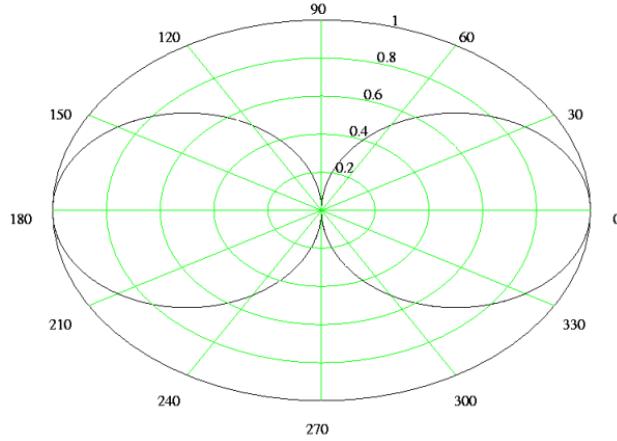


(b) Recepción de la señal por la antena de cuadro (José, s.f.)

Figura 6.23: Antena de cuadro



(a) Señales recibidas por la antena de cuadro



(b) Señales recibidas por la antena de cuadro

Figura 6.24: Esquemas funcionamiento antena de cuadro

que podía girar a voluntad (y manualmente) la antena de cuadro, mientras simultáneamente escuchaba con sus audífonos la señal de audio proveniente del emisor (NDB o estación de radio comercial).

Cuando el radionavegante dejaba de escuchar la señal significaba que el plano de la antena de cuadro estaba perpendicular a la dirección en la cual se encontraba el emisor, tomando nota de dicha dirección (mostrada en el indicador) y marcándola en su carta de navegación.

El método anterior encuentra la dirección pero *existe una ambigüedad en el sentido*, pues el emisor puede estar a un lado u otro del plano de la antena de cuadro. Esta ambigüedad era resuelta tomando otros emisores como referencia, y hallando la intersección de las direcciones, o llevando un registro cuidadoso de la trayectoria del avión desde el inicio del vuelo.

En la Figura 6.25 se ilustra el diagrama de bloques del radiogoniómetro.

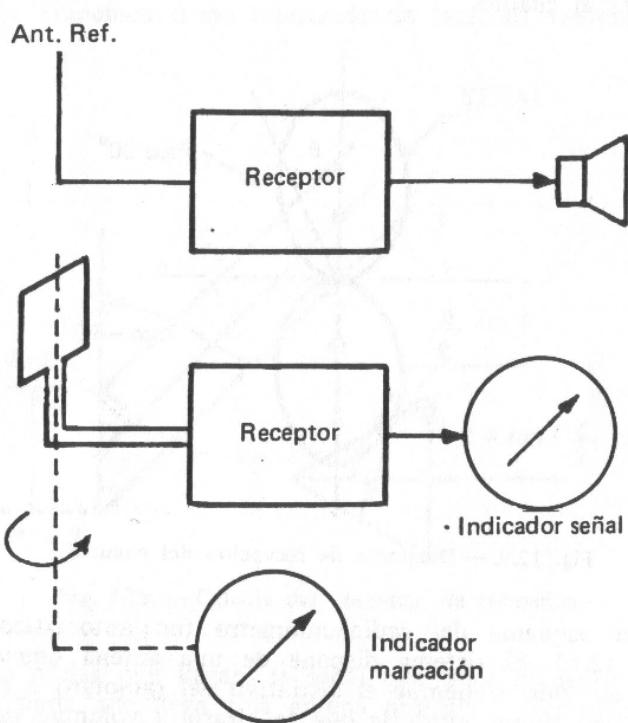


Figura 6.25: Diagrama de bloques del radiogoniómetro

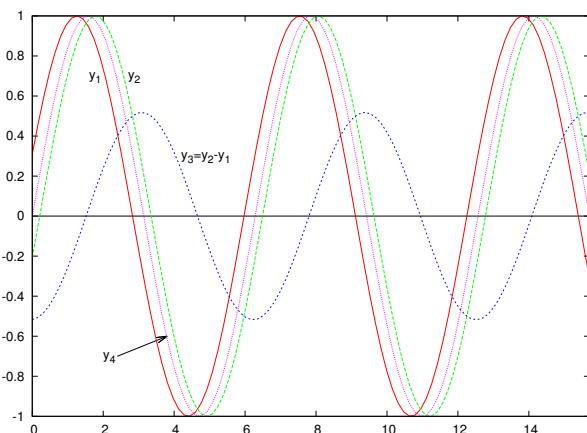
En un circuito aparte, alimentado por una “*antena de referencia*”, proporciona una señal en el sistema de audio que no está sometida a las variaciones de amplitud que implica el cambio de dirección de la antena de cuadro.

6.4.3. ADF

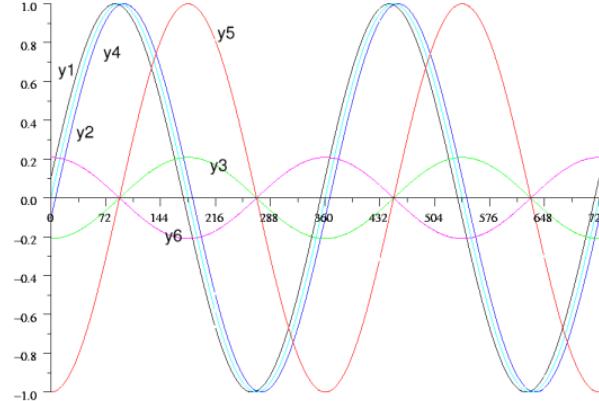
La diferencia principal entre el radiogoniómetro y el ADF es que este último es *automático*, como lo indica su nombre. Esto indica que la ambigüedad en el sentido debe resolverse dentro del propio equipo.

Para ello, se instala una antena de referencia que, por comodidad, se representará en el centro de la antena de cuadro. La señal recibida por esta antena se considera que no tiene desfase y al graficarla en el tiempo (y_4) estará entre y_1 y y_2 , ver Figura 6.26(a).

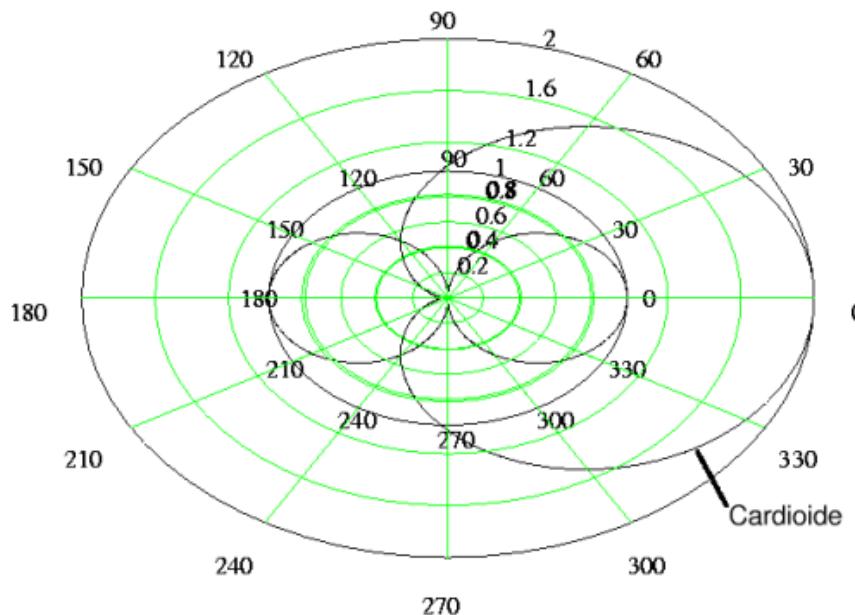
Si la señal de referencia se desfase 90° (en la Figura 6.26(b) se indica como curva y_5), se puede apreciar que prácticamente entra en fase con y_3 , la cual es la salida de la antena de cuadro cuando la antena 1 está más cerca



(a) Señales recibidas por la antena de cuadro + señal de referencia.



(b) Señales antena de cuadro + referencia + referencia desfasada 90°.



(c) Diagrama de recepción antena de cuadro + antena de referencia.

Figura 6.26: Señales recibidas por la antena de cuadro

del emisor que la antena 2. Correspondientemente, y_5 estará en contrafase con y_3 si es la antena 2 la que está más cerca del emisor ($y_6 = y_1 - y_2$).

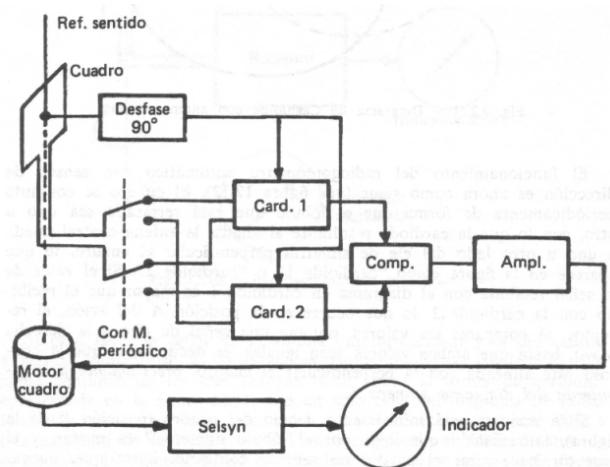
Esta característica de la recepción se aprovecha para determinar el sentido en el que se encuentra el sector y así resolver la ambigüedad que padecía el radiogoniómetro. Si se hace un diagrama de recepción de la combinación antena de cuadro + antena de referencia, se obtiene un diagrama de radiación en forma de curva *cardioide*, ver

Figura 6.26(c).

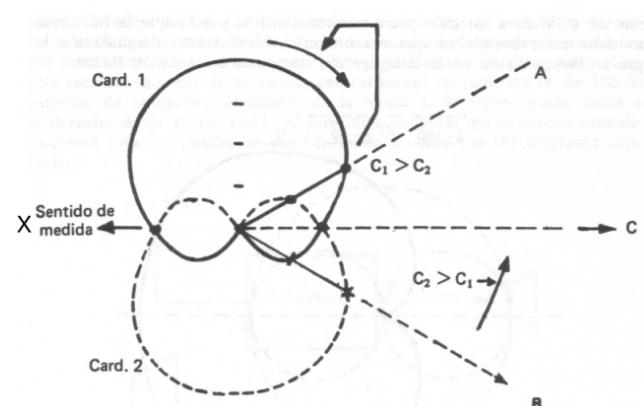
Entonces, la señal de la antena de cuadro es introducida alternativamente a dos combinadores que generan 2 cardioides: Uno recibe y_3 ($y_2 - y_1$) y el otro y_6 ($y_1 - y_2$). Éstos a su vez también reciben y_5 y la salida de ambos alimenta a un comparador.

El resultado de la comparación es amplificado y alimenta a su vez al motor que mueve el cuadro. Este motor girará en un sentido u otro según el signo de la comparación dejando de mover la antena cuando la señal de ambas cardioides resulte igual. Un acoplador selsyn conectado al motor del cuadro transmite la señal hasta un indicador en la cabina de vuelo.

En la Figura 6.27(a) se presenta el diagrama de bloques de lo anterior.



(a) Diagrama de bloques del ADF con antena rotatoria



(b) Diagrama de bloques del ADF con antena rotatoria

Figura 6.27

El siguiente esquema muestra las cardioides que el comparador está recibiendo de los combinadores y cómo el sistema reacciona según cada caso, ver Figura 6.27(b).

Para explicar estas reacciones vamos a estudiarlas por casos, siempre teniendo en cuenta que la flecha denotada como “Sentido de medida” representa la flecha del indicador:

Emisor en posición A: En este caso, la cardioide 1 (C_1) es mayor que la cardioide 2 (C_2), $C_1 > C_2$ lo que hace que el comparador emita una señal al motor del cuadro que hará rotar al conjunto COMO LAS AGUJAS DEL RELOJ (unos 150° en este caso) hasta que la flecha apunte hacia “A”. Cuando se llegue a ese punto, $C_1 = C_2$ y se detendrá el movimiento.

Emisor en posición B: Ahora el comparador hallará que $C_2 > C_1$, y por tanto dará al motor del cuadro la orden de giro AL CONTRARIO DE LAS AGUJAS DEL RELOJ hasta que la flecha apunte hacia “B”, lugar en donde se detiene el giro porque $C_1 = C_2$.

Emisor en posición X: En este caso no hay movimiento porque la estación está precisamente en donde $C_1 = C_2$. No obstante, si por alguna desviación de la aeronave resulta que la flecha apuntara brevemente un

poco “*por debajo*” de “X”, entonces $C_1 > C_2$ y el motor empezará a girar como las agujas del reloj, lo que posicionaría la flecha otra vez en “X”. Si por el contrario la flecha apuntara brevemente “*por encima*” de “X”, entonces $C_2 > C_1$ y el motor giraría al revés del reloj, volviendo a colocar la flecha apuntando a “X”. En definitiva, esta posición es de equilibrio estable.

Emisor en posición C: Esta posición representa aparentemente un problema porque la estación está situada justamente al contrario de lo indicado por la flecha, pero como $C_1 = C_2$ en teoría la aguja permanecería en la posición errónea. Sin embargo, la más ligera desviación de esta posición provocaría que el conjunto diera una vuelta de 180°, colocando a la flecha en la posición correcta. Por ejemplo, si C se mueve relativamente un poco hacia abajo de abajo de la posición actual, $C_2 > C_1$ y la antena se movería al contrario del reloj, aumentando a cada momento la diferencia entre C_2 y C_1 , hasta que se dé una vuelta completa y se encuentre de nuevo el equilibrio, ahora con la flecha apuntando en el sentido correcto. Por tanto, la posición “C” es de “*equilibrio inestable*” y no representa un problema en la práctica.

Conforme evolucionó la tecnología, se encontraron maneras de desarrollar un sistema ADF que resolviera la ambigüedad de sentido sin necesidad de rotar la antena de cuadro, mejorándose la confiabilidad del sistema.

Para ello, se utilizan dos antenas de cuadro colocadas ortogonalmente. La que tiene su plano a lo largo del eje longitudinal del avión (adelante-atrás) es la “**antena coseno**”, mientras aquella cuyo plano coincide con el eje transversal es la “**antena seno**”, ver Figura 6.28(a).

De esta manera se tienen dos diagramas de recepción en “*ocho*”, perpendiculares entre sí, que generarán sus respectivas cardioides al ser adecuadamente combinados con la señal proveniente de la antena de referencia.

De forma análoga al caso del ADF con antena rotatoria, las señales provenientes de las antenas de cuadro son combinadas con la señal de la antena de referencia y alimentan alternativamente (con una frecuencia de alternancia de 100 Hz) a un comparador de fases. La salida de éste son los valores de seno y coseno del ángulo θ entre el eje longitudinal del avión y la posición de la estación.

Estas señales seno-coseno alimentan a los indicadores (por ejemplo, un Indicador Radio-Magnético o RMI), o a través de una interfaz ARINC 429 a un bus de datos digital.

En la Figura 6.28(b) se encuentra el diagrama de bloques típico de este sistema.



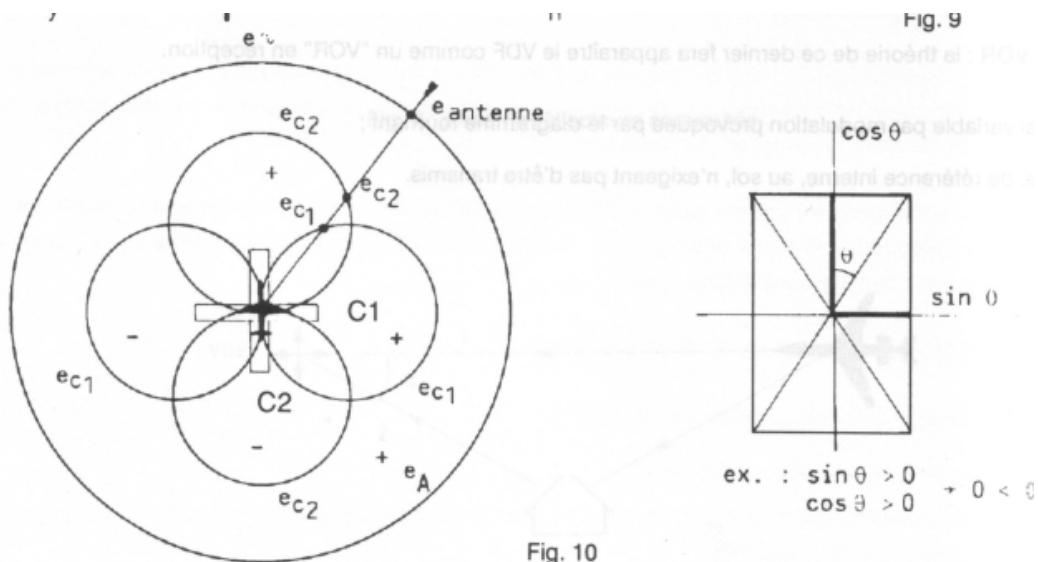
Antenas para ADF

En el [siguiente link](#) puede accederse a una antena ADF comercial.

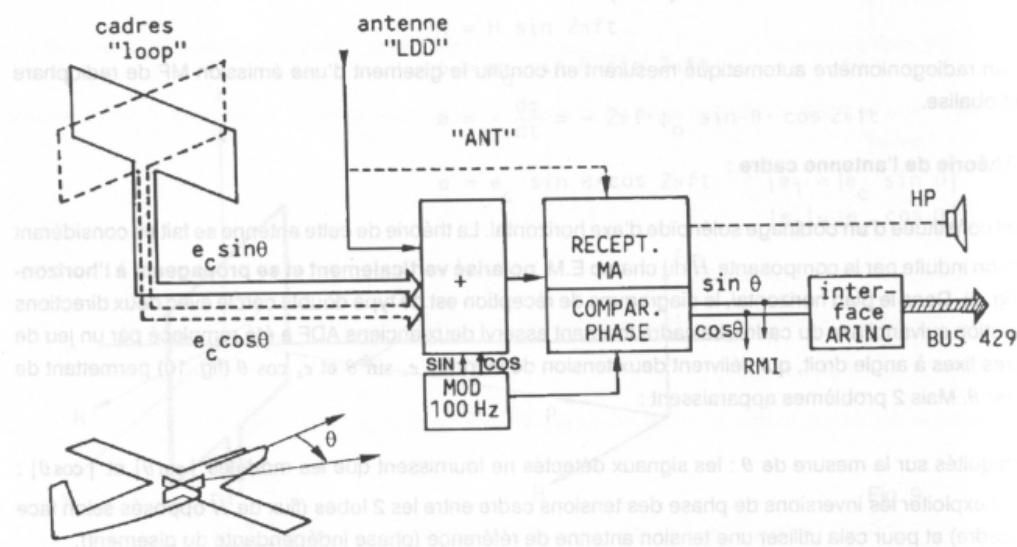
[Otro link](#) con información de antenas ADF.

NDB

Como se indicó previamente, el NDB es la radioayuda en tierra que corresponde al ADF. Las sub-bandas de frecuencia usadas en Europa para los NDB típicamente se encuentran entre 255-415 y 510-525 kHz. Los NDB modulan en AM su identificación de estación en código Morse, compuesta usualmente por tres letras.



(a) Diagrama de las antenas de cuadro ortogonales



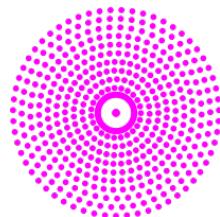
(b) Diagrama de bloques del ADF con antenas fijas

Figura 6.28: ADF fijo

Estos radiofaros con emisión omnidireccional en azimut tienen la característica que sus antenas no pueden radiar en su dirección longitudinal, por lo cual justo por encima de los NDBs se forma un cono en el cual NO existe señal.

Este cono, característico también de otras radioayudas, es llamado “cono de silencio”, y su ángulo de apertura puede tener, en el caso de los NDB, hasta 45°.

El alcance de los NDB puede ir desde unas 25 NM (?? m) hasta más de 100 NM, dependiendo de la potencia



(a) Símbolo NDB
usado en cartas ae-
ronáuticas



(b) Emisor NDB en 49° 12.35'
N, 2° 13.20' W. Callsign JW -
'Jersey West'. 329.0 kHz

Figura 6.29: NDB

de emisión. Más allá de las 100 NM empiezan a aparecer importantes errores.



Estaciones NDB en Argentina

Por el [siguiente link](#) puede accederse a una lista de las estaciones NDB y otras radioayudas disponibles en Argentina en el año 2018.

Presentación de la información

La información presentada al piloto puede ser en forma de Relative Bearing Indicator (RBI) (Figura 6.30(a)) o como Radio Magnetic Indicator (RMI) (Figura 6.30(c)), donde también se presenta el QDM (rumbo magnético a una estación), ver Figura 6.30(b).

Errores ADF-NDB

El sistema ADF/NDB tiene errores que típicamente oscilan entre los 3° y 5°. Hay dos tipos principales de error que son:

Errores Sistemáticos Los errores sistemáticos se pueden caracterizar previamente y tomar previsiones ante ellos. Los más importantes son:

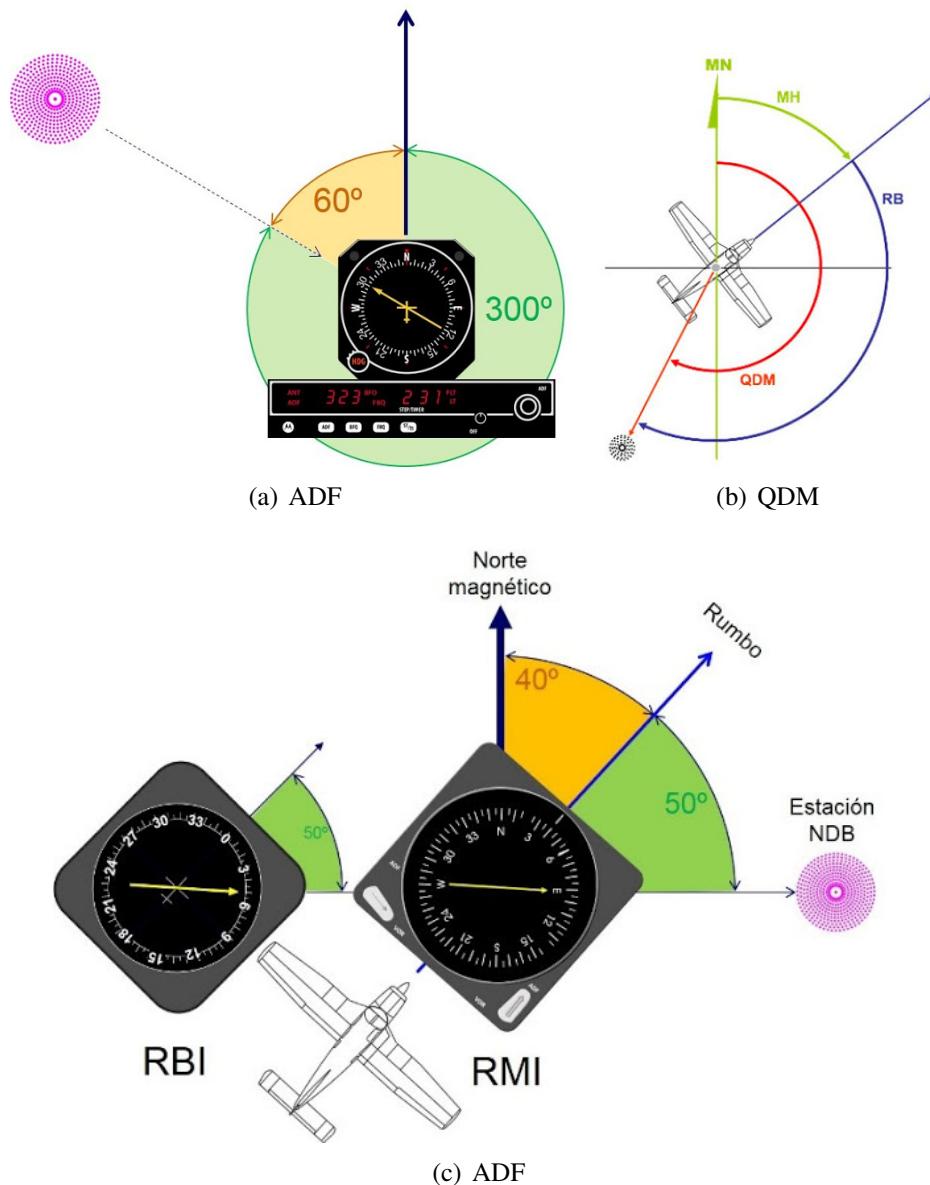


Figura 6.30: Formas de presentación de la información (*Indicador de dirección (DF direction finder y ADF automatic direction finder)*, s.f.)

Error Instrumental Es el error asociado a incertidumbres en la lectura de los valores mostrados por los instrumentos. Oscila de 1 a 2 grados.

Error por presencia del avión La aeronave es un cuerpo metálico que puede interferir con la recepción del sistema, distorsionando las señales. Sin embargo, este error puede caracterizarse de fábrica y entonces tomar medidas correctivas.

Errores Variables Como su nombre lo indica, son errores cuya aparición y magnitud depende de múltiples factores, siendo esencialmente desconocidos. Los más conocidos son:

Errores atmosféricos (tormentas) El núcleo de las grandes tormentas genera poderosas cargas electromagnéticas cuya frecuencia puede estar en la banda de trabajo del ADF. Esto ocasiona que las tormentas puedan aparecer como estaciones en tierra y el ADF apuntará hacia ellas. Es muy peligroso que el piloto las confunda con estaciones reales y vuele hacia ellas.

Errores de polarización Ciertas condiciones pueden alterar la polarización y propagación de las señales y ocasionar errores. Las más conocidas son:

Efecto de línea de costa, causado por la diferente conductividad entre la corteza terrestre y el agua, ocasionando que la señal se refracte al pasar por la costa y genere indicaciones erradas.

Efecto montaña, en donde debido a la orografía las ondas de tierra se pueden distorsionar, apareciendo errores de medición.

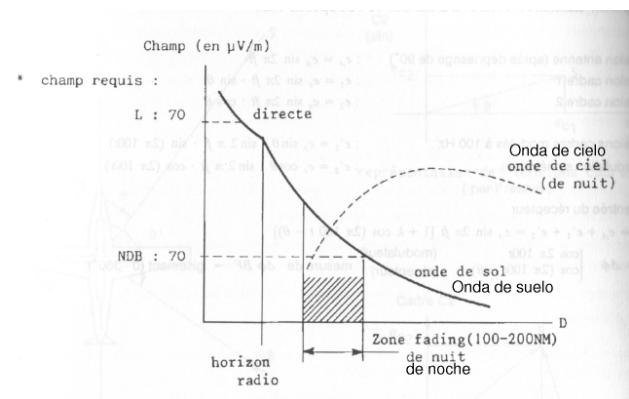
Interferencia xDSL (en estudio) La transmisión de datos por Internet utilizando la tecnología xDSL (HDSL, SDSL, VDSL y ADSL) puede generar señales que interfieran con la operación del ADF y con las comunicaciones HF.

Debido a la naturaleza de los sistemas xDSL la fuente de interferencia está distribuida geográficamente. Se están realizando estudios para determinar si el efecto acumulativo de muchas de estas señales puede alterar seriamente el funcionamiento del sistema (referencia actualizada al 21/Sep/2000).

Efecto FADING Este efecto de “desvanecimiento” aparece porque a cierta distancia de la estación emisora las “ondas de suelo” y las “ondas de cielo” (estas últimas por rebote ionosférico) empiezan a interferir entre sí.

La interferencia entre ambas señales puede ser constructiva o destructiva según el desfase que exista entre ellas, produciéndose el efecto de una recepción errática e intermitente.

El siguiente gráfico representa la intensidad de campo versus la distancia a la estación, indicando las zonas en donde es más probable que ocurra este efecto. Una observación final es que durante la noche y cuando la aeronave se aproxima al “terminator” (línea divisoria entre el día y la noche) es más probable que se produzca este efecto, debido a la variación en la altura de la ionosfera.





Universidad
Nacional
de Córdoba



FCEFyN



Departamento
de Aeronáutica

Instrumentos y Aviónica

6.5. VOR

1. Un poco de historia....

Las radioayudas utilizadas actualmente (VOR, DME, ILS, etc.) se remontan a los primeros días de la radiocomunicación. Sus líneas de origen se cruzan en muchos puntos, pero encuentran, finalmente, su inicio en dos patentes registradas en Alemania en 1906.

Hacia 1905 Marconi había dedicado un esfuerzo considerable a la investigación de las propiedades de la clásica antena en L invertida. Encontró que si el tramo horizontal era considerablemente mayor que el vertical, el diagrama polar presentaba un abombamiento considerable en la dirección contraria a la línea de sección horizontal.

En 1905 patentó un sistema que utilizaba este tipo de antenas tanto para la emisión como la recepción, reivindicando excepcionales propiedades direccionales para la combinación. Basándose en el mismo principio, Marconi registró al año siguiente la patente de un sistema con un número de antenas L invertidas igualmente espaciadas en forma radial alrededor del receptor. Seleccionando la antena que recibía la señal más intensa podía averiguar la dirección aproximada de la estación emisora.

Antes de que pasara un año, Telefunken, en Alemania, había introducido una idea muy parecida pero utilizando la parte emisora. Consistía en un emisor que radiaba primero una señal de inicio preestablecida a una antena central omnidireccional, seguida de una segunda emisión en cada una de las 32 antenas espaciadas radialmente alrededor del radiador central omnidireccional y situadas según las marcas de la brújula (Figura 2).

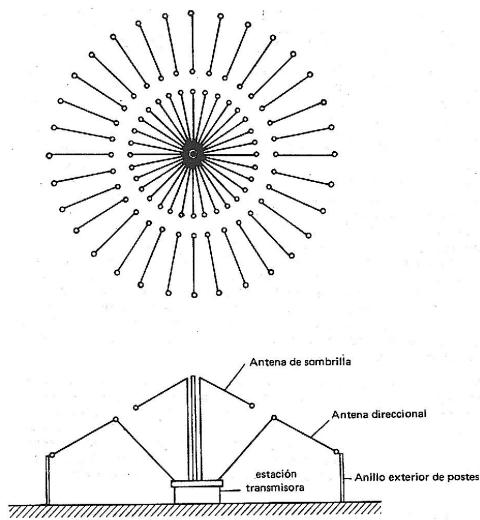


Figura 2: La "brújula" Telefunken



Figura 1: Guillermo Marconi

Una estación que desease utilizar la baliza, sólo tenía que accionar un cronómetro al oír la señal de inicio y detenerlo cuando la señal alcanzaba su máxima intensidad. Como ayuda a los usuarios del sistema se diseño un reloj especial. Tenía una aguja que completaba una revolución en 32 segundos y su esfera estaba calibrada según los puntos de la brújula.

Aunque este sistema no alcanzó nunca un uso generalizado, se le puede considerar como el precursor de todos los radiofaros giratorios modernos.

En 1907 Bellini y Tosi presentaron un diseño que comprendía dos antenas receptoras de cuadro cruzadas a 90 grados a partir de las cuales se podía determinar la dirección de las ondas incidentes, mediante la magnitud relativa de las corrientes que se inducían en las antenas (Figura 3). Este sistema alcanzó un desarrollo ulterior y, durante la Primera Guerra Mundial (1914-1918), ambos contendientes depositaron una confianza considerable en el mismo. Pese a que una esta-

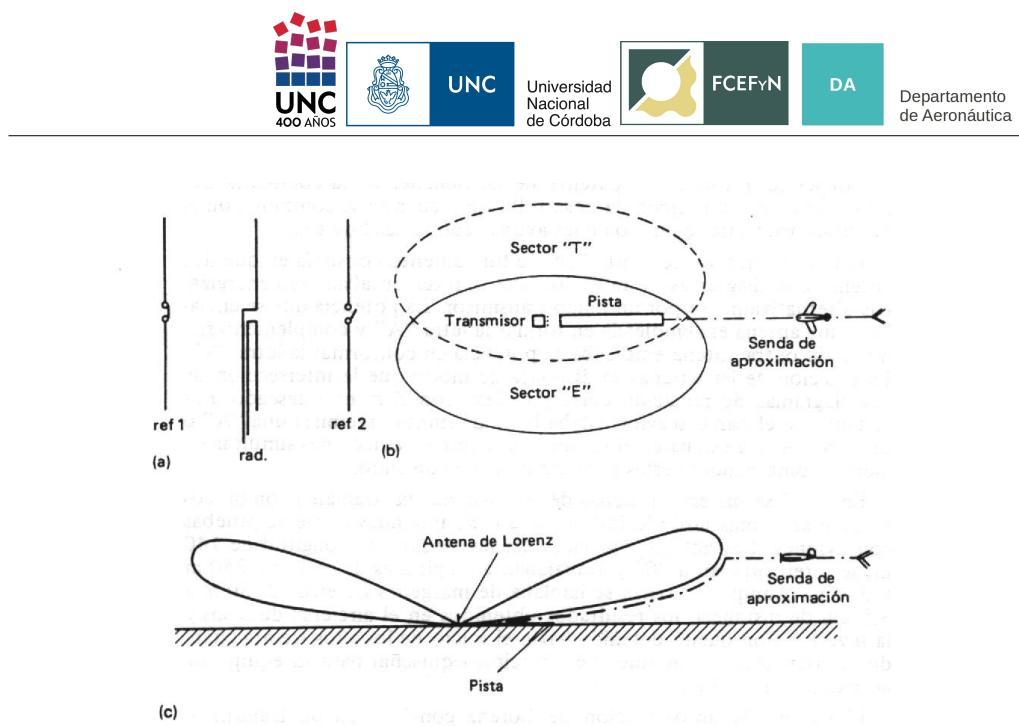


Figura 4: El sistema de aproximación de Lorenz. (a) Dispositivo de antenas. (b) Modelo de radiación. (c) Diagrama polar vertical y senda de aproximación.

ción radiogonométrica sólo podía controlar a un avión a la vez y que, a veces, debido a desconocidos fenómenos de propagación, surgían errores posicionales de mas de 50 millas; Von Buttler-Brandenfels, el único comandante de Zeppelin que voló durante toda la guerra dedujo que la radionavegación era muy superior a la navegación astronómica.

A partir de 1916, Marconi inició el estudio de radioenlaces direccionales de onda corta en una serie de experimentos que fueron llevados a cabo con diversas alternativas en Hendon y Cernavon, a partir de los cuales se desarrolló el “faro de radioenlaces” que fue instalado en 1921 en Inchkeith Island. El hecho más importante en el diseño de este equipo fue que únicamente podía generarse un haz suficientemente localizado como para proporcionar una exactitud digna de consideración, elevando la frecuencia al espectro de VHF. Además, el diseño de los sistemas de manipulación no permitía que la baliza radiase información errónea; asimismo el empleo del cronómetro se hizo innecesario. Volviendo a 1907, una patente de O. Scheller de la compañía Lorenz, condujo a una línea de desarrollo que, cuando se combinó con el radiofaró rotatorio de Marconi, culminó con las radioayudas de hoy en día.

Era el “Indicador de rumbo”, cuyo fundamento consistía en que dos antenas con diagramas de radiación que se interceptaban, eran energizadas alternativamente por un único transmisor. La potencia que se enviaba a una antena era utilizada para formar la letra “A” y la otra antena formaba la “N”. La posición de las antenas se disponía de tal manera

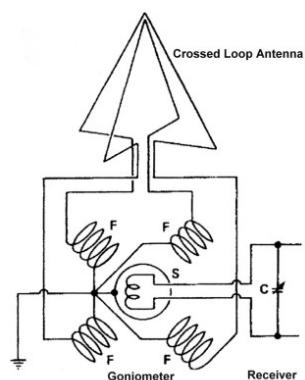


Figura 3: Principio del equipo de Bellini y Tosi



UNC

Universidad
Nacional
de Córdoba



FCEFyN

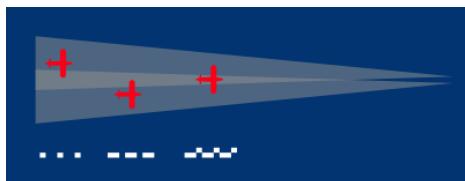
DA

Departamento
de Aeronáutica

que la intersección de sus diagramas de radiación correspondiese con el rumbo deseado. Por lo tanto, si una aeronave se encontrase fuera de rumbo, recibiría una “A” o una “N”, pero si se encontrase en el rumbo, oiría ambas simultáneamente, combinándose estas para dar un tono continuo.

En 1917 se realizaron experiencias en Alemania con barcos y cinco años más tarde, Keibitz las realizó con aviones. Aunque en tierra se hablaba de un margen de error de 30 m a 3,5 km de distancia, los resultados obtenidos fueron dudosos y la investigación quedó detenida hasta comienzos de la década de 1930 cuando la compañía usó de nuevo el principio equiseñal para su equipo de aproximación de VHF.

Este equipo de aproximación de Lorenz consistía en un transmisor de VHF situado en la cabecera de la pista de aterrizaje y trabajaba a una frecuencia de aproximadamente 33 Mhz. Este sistema alimentaba un dipolo vertical a cuyos lados, formando ángulo recto con la pista, se situaba un elemento reflector. El punto medio de cada uno de estos elementos reflectores estaba interrumpido y puenteado por



un conjunto de contactos de relé que operaban en oposición, esto es, si un conjunto de contactos se encontraba cerrado el otro estaría abierto, manteniendo sin funcionar ese reflector. Operando sobre los relés, el diagrama de radiación podía ser trasladado de uno a otro lado. Ambos diagramas se interseccionaban sobre la línea central de la pista (Figura 4). La manipulación de los receptores se hacía de modo que uno de ellos se mantenía en funcionamiento un período de

tiempo tres veces mayor que el otro; así, cuando un piloto se aproximaba a la pista ligeramente fuera de rumbo, escuchaba una serie de “E” (· · ·) o de “T” (— — —) que se fundían en un tono continuo (— · · — ·) si se encontraba en el rumbo adecuado (Figura ??). Este sistema se denominó *Ultrakurzwellen-Landefunkfeuer* (LFF), o radiobaliza de ondas ultra-cortas para aterrizaje.

El receptor del avión estaba dotado de un medidor de intensidad de señal y podía obtenerse una guía de la senda de planeo siguiendo un contorno de igual intensidad de campo.

Este sistema se también en Inglaterra con éxito y se mantuvo en servicio hasta principios de 1960.

En Estados Unidos se investigó, por la misma época, un sistema de antenas ortogonales mediante señales enclavadas. Este método generaba cuatro rumbos independientes por cada estación y se le atribuía una buena apreciación.

Desde 1923 a 1926 se continuó esta línea, descubriendose que utilizando un goniómetro transmisor junto con cuadros Bellini-Tosi, los rumbos podían ser desplazados casi a cualquier dirección deseada. El éxito del sistema fue tal que a comienzos de 1926 se emprendió la labor de instalar un sistema de estas radiobalizas para trazar el creciente número de líneas aéreas dentro de ese país.

Posteriormente se encontró que el sistema de antenas Bellini-Tosi presentaba errores de más de 40 grados en condiciones nocturnas desfavorables, pero su sustitución por antenas Adcock resolvió este problema. En 1944 existían más de 300 de estos equipos que permanecieron en servicio hasta ser reemplazados por el VOR.

Debido a los problemas inherentes al manejo de radiofaros omnidireccionales de frecuencias medias (efectos nocturnos, etc) en 1937 la U.S. Civil Aeronautics Administration llevó a cabo una serie de pruebas con el uso de VHF para radiofaros omnidireccionales. Las primeras pruebas usaban una frecuencia de 63 MHz y los resultados fueron prometedores, pero surgieron problemas debidos a efectos de reflexión bajo condiciones de propagación anormales y, en consecuencia, la frecuencia fue elevada a 125 MHz. Aunque todavía subsistían algunos problemas con los sistemas de cuatro rumbos, el trabajo con VHF había demostrado que el equipo que trabajaba con estas frecuencias era capaz de obtener mejores resultados que el de MF. De todos modos, un problema importante que quedaba

por resolver era la desorientación que experimentaba un piloto cuando perdía sus marcaciones cerca de un radiofaró de cuatro rumbos ; por eso se investigó la viabilidad de un sistema de radiofaró de dos rumbos, en el cual se emitían a la vez dos modelos de radiación que conformaban cuatro rumbos distintos. Típicamente podía consistir en un rumbo este-oeste definido por señales de 150 Hz y otro norte-sur de 90 Hz, separándose estas señales mediante filtros en el receptor del avión para alimentar diferencialmente un medidor con el cero en posición central. Esto se conoció como rumbo visual. Adicionalmente se instrumentaron un par de rumbos norte-sur en ángulo recto usando señales interconexiónadas del tipo de Lorenz.

Hacia 1936 también se consideró un radiofaró que radiaba un número infinito de rumbos, que era esencialmente un retorno al radiofaró giratorio.

Dicho radiofaró empleaba un sistema en el que el diagrama polar horizontal tenía forma de cardioide, con la propiedad de que al girar, la intensidad de la señal en cualquier estación receptora variaba sinusoidalmente. El diagrama giraba a 60 Hz. La onda sinusoidal recibida era separada en dos partes en cuadratura de fase, que eran conectadas a las placas de flexión de un tubo de rayos catódicos. Esto producía una traza circular, cada punto de la cual estaba asociado con el instante correspondiente a alguna orientación particular del diagrama espacial, pero sin ningún punto de referencia. Este fue suministrado al principio introduciendo una discontinuidad en la señal cuando el máximo del diagrama giratorio pasaba por el norte verdadero, siendo el resultado una deflexión radial en la traza que, de otro modo, sería circular, proporcionando así una indicación del rumbo.

En los primeros trabajos sobre dicho radiofaró se usaba una frecuencia de 6,5 MHz, pero en vista de la tendencia en favor del uso de VHF cesaron las pruebas con esta frecuencia y posteriormente se usaron frecuencias en la banda de 125 MHz.

Una versión posterior del equipo sustituía la discontinuidad instantánea de referencia por una modulación a 60 Hz de una subportadora de 10 kHz cuya fase se hacía coincidir con el diagrama giratorio en el norte verdadero.

En el receptor se comparaban las fases de la señal de referencia y de la señal girada, correspondiendo la diferencia de fase con el rumbo del receptor. Debido a esta modificación en la señal de referencia se dejó de usar como indicador el tubo de rayos catódicos, que fue sustituido por un medidor de fase con indicación azimutal.

Esto era, en esencia, el VOR que se usa hoy día, consistiendo las principales variaciones posteriores en un cambio en la frecuencia para usar la banda de 112,0 MHz a 117,9 MHz, en una reducción de la velocidad de rotación del diagrama giratorio y en una modulación de referencia de 30 Hz usando 9960 Hz para la frecuencia subportadora.

2. Principio de funcionamiento

VOR es un acrónimo para la frase ” **VHF Omnidirectional Range**”, que en castellano significa Radiofaró Omnidireccional de VHF. Es un tipo de radioayuda a la navegación que utilizan las aeronaves para seguir en vuelo una ruta preestablecida. Generalmente se encuentra una estación VOR en cada aeropuerto.

El principio de funcionamiento del VOR es similar al de un faro de navegación marítima.

El faro es una torre alta situada en las costas o en las cercanías de esta, donde se disponen las rutas de navegación de los barcos, que cuenta con un foco de luz muy potente en su parte superior cuya misión es la de guiar por las noches a los navegantes durante sus viajes, es decir, la principal función de un faro es la de guía.

La mencionada lámpara cuenta con lentes de Fresnel, que son lentes que se caracterizan por su gran apertura y una corta distancia focal y cuyos anchos, color y separación variará de acuerdo al faro



UNC

Universidad
Nacional
de Córdoba



FCEFyN

DA

Departamento
de Aeronáutica

que se trate.

Mientras el faro está en funcionamiento en la oscuridad la mencionada lámpara emite haces de luz que giran a 360 grados. Entonces, desde la distancia en la cual se encuentren los barcos visualizarán no solamente la luz del faro sino también los colores y los intervalos de haces de luz que presenta la misma. Todo faro tiene su propia frecuencia de emisión de luz que lo hace único. De esta forma los marinos, consultando la correspondiente guía de faros, pueden determinar que faro están viendo y por lo tanto la zona donde navegan.

En función de cómo se emite la señal luminosa, los faros se clasifican en: Faro de luz fija, faro de destellos, faro de luz centelleante, faro de grupos de destellos, faro de grupos de occultaciones, faro de luz alternativa. Según la potencia de luz emitida y la altura en metros sobre el nivel del mar se obtiene el alcance geográfico, que no más que la distancia máxima a la que se ve la luz que emite.

Los colores universalmente adoptados para emitir luz en los faros son el blanco, verde y rojo. Puede darse el caso, bajo ciertas condiciones atmosféricas, que la luz blanca o la verde adquieran un tono rosado.

El faro es un elemento célebre y útil desde la época de los Romanos, recordado es el faro de Alejandría e incluso esta civilización supo construir en la entrada de los puertos torres sumamente altas que imitaban de alguna manera al mencionado Faro de Alejandría (Figura 5). En el siglo XIX se produciría el gran salto de calidad de los faros con el invento del físico francés Agustín Fresnel. Actualmente los faros son operados a distancia y de manera automática.

El faro más antiguo que se encuentra en funcionamiento es el de la Torre de Hércules ubicado en la península de La Coruña, en Galicia; su alto es de 68 metros, data del siglo I y es el único faro romano en pie.

Volviendo al sistema VOR, la antena de la estación emite una señal de radiofrecuencia VHF en todas direcciones, que es recibida por el equipo VOR de cualquier aeronave que se encuentre dentro del rango de alcance (max. unos 240 km) y tenga sintonizada la frecuencia de dicha estación (que puede variar de 108 a 118 MHz).

La estación de tierra posee un diagrama de radiación dinámico, transmite dos señales VHF en el rango anteriormente mencionado. La radiofrecuencia emitida por un VOR lleva tres señales codificadas. Una es la identificación de la estación en código Morse ¹, que permite al piloto saber de cuál estación se trata. Las otras dos son ondas senoidales de 30 Hz cuyas fases varían entre si. Se les llama señal de referencia y señal variable respectivamente. La referencia mantiene siempre su fase constante, mientras que la variable cambia su fase según la dirección en la que sea emitida. Dicha dirección se mide como un azimut, es decir, se divide en 360 grados alrededor de la antena VOR contando en sentido horario a partir del norte magnético terrestre, punto en el cual la señal de referencia y la variable tienen fase idéntica. De esta manera se puede visualizar una antena VOR como el punto desde el cual parten 360 líneas de dirección, a las que se les llama radiales.



Figura 5: El faro de Alejandría (reconstrucción)

¹El código Morse es un sistema de representación de letras y números mediante señales emitidas de forma intermitente.

El equipo VOR en la aeronave recibe la señal VOR y decodifica sus tres señales. Compara la señal de referencia con la variable y determina la diferencia de fase entre las dos. De esta manera puede conocerse en qué radial del VOR sintonizado se encuentra la aeronave con respecto al norte magnético terrestre.

El VOR se utiliza en la aeronáutica para navegar según el vuelo IFR², siempre permaneciendo en radio con un CTA. Los VOR suelen ir acompañados de DME (Distance Measurement Equipment, Equipo de Medición de Distancia), éstos son completamente independientes del sistema VOR y ayudan al piloto a saber la distancia que hay entre la aeronave y la estación VOR. El VOR únicamente se utiliza en la llamada radio navegación por lo que siempre hay unos procedimientos que seguir que los marca la carta aeronáutica para dirigirse a un VOR. Por ejemplo en las SID o salidas normalizadas de un aeropuerto, en la respectiva carta se verifica el procedimiento de apoyo en la salida con los NDB y VOR para poderla realizar correctamente. El piloto debe saber volar bajo reglas de vuelo IFR a un VOR y desde un VOR, o cualquier radioayuda que sea: (NDB, VOR, ILS u otras como el TACAN³) [?].

Desarrollado de un sistema anterior, Visual-Aural Range (VAR), el VOR se diseñó para proveer 360 rumos desde y hacia la estación seleccionada por el piloto. Los antiguos transmisores de tubo de vacío con antenas rotadas mecánicamente se instalaron por todos lados en la década de 1950 y en la de 1960 comenzaron a ser reemplazados por unidades de estado sólido. En este mismo período se transformaron en el mayor sistema de navegación cuando reemplazaron a las viejas radiobalizas. Algunas de estas sobrevivieron como balizas no direccionales de baja o media frecuencia (NDB⁴).

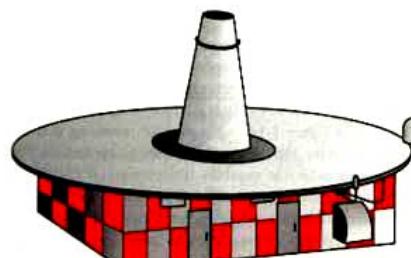
²Recibe el nombre de Reglas de Vuelo Instrumental (más conocido por sus siglas en inglés, IFR), el conjunto de normas y procedimientos recogidos en el Reglamento de Circulación Aérea, que regulan el pilotaje de aeronaves en condiciones de visibilidad reducida. Se trata del método de navegación alternativo a las Reglas de Vuelo Visual o VFR.

³Las siglas TACAN significan TACTical Air Navigation, es un tipo de ayuda a la navegación de uso militar.

⁴Una Baliza No Direccional, Non-Directional Beacon (NDB), es una estación de radio ubicada en un lugar conocido, utilizada como una ayuda para la navegación aérea o naval. Como su nombre implica, la señal no provee información direccional en contraste con nuevos tipos de ayudas como VOR. La señal de una NDB copia el contorno de la curvatura de la tierra por lo que puede ser recibida a distancias mayores en latitudes menores, lo que constituye una ventaja sobre el sistema VOR. Sin embargo, la señal NDB es afectada por condiciones atmosféricas, terreno montañosos, refracción costera y tormentas eléctricas, particularmente a grandes distancias. Aún con la aparición de los sistemas VOR y GPS (Global Positioning System), las NDBs continúan siendo las ayudas de navegación más ampliamente usadas en el mundo. Las NDBs operan en el rango de frecuencias de 190 kHz a 535kHz (aunque tienen frecuencias reservadas en



(a) D-VOR/DME ground station. Identificación "PEK" (Beijing)



VOR transmitter (ground station).

(b) Esquema estación terrestre

Figura 6: Estaciones VOR

En los aviones de hoy en día esto se realiza mediante la FMC, o MCDU según el fabricante del avión, ya que introducen directamente la SID y la FMC la realiza automáticamente sola. Así podemos llevar a cabo un vuelo, tanto de larga como de corta distancia entre dos puntos del mundo.

En las rutas aéreas comerciales más transitadas, al igual que en las carreteras terrestres, hay cruces y curvas. Bajo estos "cruces y curvas" se suelen instalar estas estaciones VOR. Las "carreteras aéreas" son los radiales de tantos grados que parten de un VOR y que normalmente llegan a otro VOR o incluso a una pista de aterrizaje.

El piloto puede ordenar al piloto automático: "*Sigue el radial de 115 grados del VOR que transmite en la frecuencia 109.75 Mhz.*", y el avión automáticamente, cuando se cruce con el radial 115, lo seguirá hasta sobrevolar el VOR.

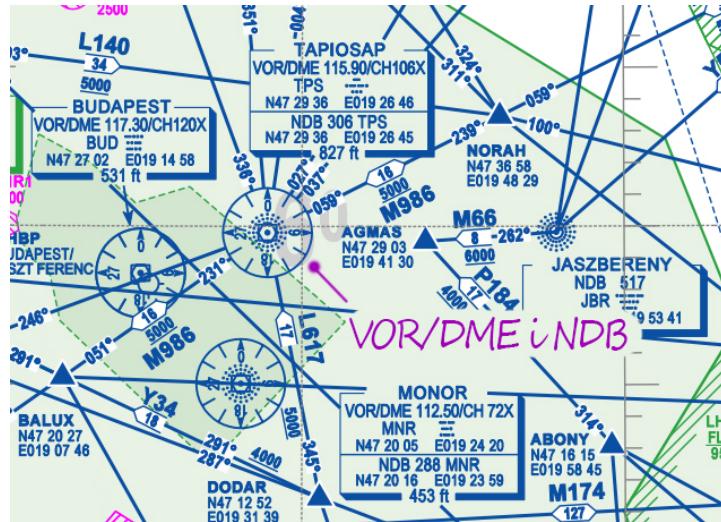


Figura 7: Mapa con ruta y posición de estaciones VOR

En el mapa de la Figura 7 se puede ver una serie de radiobalizas VOR (los círculos grandes) interconectadas entre sí por rutas aéreas. Cada ruta aérea tiene marcado su nombre, altitud y rumbo (que coincide con el radial del VOR del que parte).

el rango de 190 a 1750 kHz) y una portadora modulada entre 400 o 1020 Hz [?]. Entre la información transmitida por una NDB se tiene:

- Identificación por código Morse entre 400 a 1020 Hz.
- Información de la Terminal Aérea (Airfield Terminal Information Service = ATIS)
- Servicio de información climática de la Terminal Aérea (Airfield Weather Information Service = AWIS), o, en una emergencia un controlador de tráfico aéreo activando la función de Presionar-para-hablar (Press-To-Talk = PTT), puede modular la portadora con la voz. El piloto utiliza su receptor ADF para escuchar las instrucciones desde la torre.

3. Equipo de tierra

3.1. Principios de funcionamiento

El transmisor es de tipo AM de diseño estándar excepto en el hecho de que el modulador debe ser capaz de trabajar a frecuencias por encima de los 10 kHz. Para las ayudas en ruta, la potencia de salida es de 200 W, para servicio en aeródromos sólo se necesita 50 W.

La operación de un equipo VOR de tierra está basada en la diferencia de fase entre dos señales que emite: una de referencia y otra variable. Cada grado de variación de fase entre las señales, representa un grado de variación de posición del avión.

Los radiales de un VOR son infinitos, pero el equipo de a bordo solo es capaz de diferenciar 360 de ellos.

En una estación VOR, un sistema de monitores y dos transmisores, aseguran un servicio continuo de funcionamiento. Si la señal del equipo se interrumpe por cualquier causa, o varían sus fases, el sistema de monitores desconecta el equipo defectuoso, conectando a su vez un transmisor auxiliar y excitando una alarma en el panel de control que indica un fallo en el sistema. En la Figura 8 pueden verse estaciones de tierra.



(a) Estación VOR



(b) Estación VOR Beijin

Figura 8: Estaciones VOR

El equipo transmisor trabaja en VHF en la banda de 112 Mhz a 118 Mhz, en frecuencias que terminan en décimas pares o impares, y centésimas impares. Se podrán usar frecuencias comprendidas entre 108 Mhz y 112 Mhz cuando:

- Se usen en VOR de cobertura limitada únicamente
- Se usen solo frecuencias que terminen bien en décimas pares o centésimas impares de Mhz
- No se utilicen estas frecuencias para el sistema ILS.
- No se ocasionen interferencias al ILS

3.2. Cono de silencio

En la emisión de las estaciones VOR se producen ciertas zonas ciegas donde la señal es nula. A estas zonas se las llama conos de silencio, y se encuentran localizadas sobre la estación. Cuando la aeronave la esté sobrevolando, no recibirá ningún tipo de señal. La amplitud de la zona de silencio, debido a su forma de cono invertido, se incrementa con la altura. De esta manera, un avión volando a 20.000'



UNC

Universidad
Nacional
de Córdoba



FCEFyN

DA

Departamento
de Aeronáutica

sobre una instalación VOR, permanecerá más tiempo en el cono de silencio que otro avión que lo esté haciendo a 10.000'.

3.3. Clasificación y tipos de estaciones VOR

La clasificación de las estaciones VOR se efectúa de acuerdo con la altitud y distancia libre de interferencias a la que éstas pueden recibirse. Existen dos criterios sobre el particular: el de la FAA y el de OACI.

La clasificación americana de la F.A.A. es la siguiente:

- **T-VOR. VOR terminal o de recalada:** Las condiciones operativas de este primer tipo de VOR son tales que no debe ser usado para la navegación si la aeronave que desea sintonizarlo, está a más de 25 NM de la estación y a una altitud superior a 12.000'. A partir de esta distancia y altitud, sus indicaciones no son de fiar. Los VOR de recalada se usan principalmente como ayuda a la aproximación a los aeropuertos, y nunca como ayudas de ruta.
- **L-VOR. VOR de baja altitud:** Este tipo de estación puede usarse con seguridad hasta una distancia de 40 millas náuticas y una altitud de 18.000 pies. Puede usarse, además de como ayuda a la aproximación como apoyo en ruta.
- **H-VOR. VOR de gran altitud:** El H-VOR tiene un alcance de unas 40 millas náuticas por debajo de 18.000 pies y de 130 millas náuticas por encima de esta altitud, con un máximo de 156 millas náuticas a 75000 pies. Los alcances de los distintos tipos de VOR no deben confundirse con una mayor o menor potencia de emisión de las estaciones de tierra, pues ésta es prácticamente la misma para todos, situándose alrededor de los 200 W.

Según OACI, únicamente hay dos tipos de instalación VOR.

- **VOR-A:** Una aeronave recibirá las señales de este tipo de VOR, hasta una distancia de 100 millas náuticas por lo menos, y hasta un ángulo de elevación de 40 grados, siempre que no existan obstáculos entre la estación y dicha aeronave.
- **VOR-B:** Esta estación VOR será recibida a una distancia de 25 millas náuticas y con un ángulo de 40 grados por lo menos.

3.4. Volumenes de Servicio

Una estación de VOR sirve a un volumen del espacio aéreo denominado *Volumen de Servicio (Service volume)*. Algunos VOR poseen una pequeña área geográfica protegida de la interferencia de otras estaciones con la misma frecuencia (T-VOR), otros tienen protección hasta 130 millas náuticas (240,76 km) o más.

Las dimensiones de los volumenes de servicio de los distintos tipos de VOR no deben confundirse con una mayor o menor potencia de emisión de las estaciones de tierra, pues ésta es prácticamente la misma para todos, situándose alrededor de los 200 W, y se especifica para que el volumen especificado se provea una adecuada intensidad de señal.

En los Estados Unidos se especifican tres volumenes de servicio normalizados (Standard Service Volumes - SSV): Terminal, Low, y High, es decir, según la clasificación de la FAA (Figura 9).

Actualmente, existe gran cantidad de instalaciones VOR, por lo que en determinados lugares, a lo largo de una ruta, podría darse el caso de que dos estaciones, emitiendo en la misma frecuencia o en frecuencias muy cercanas, se interfirieran.

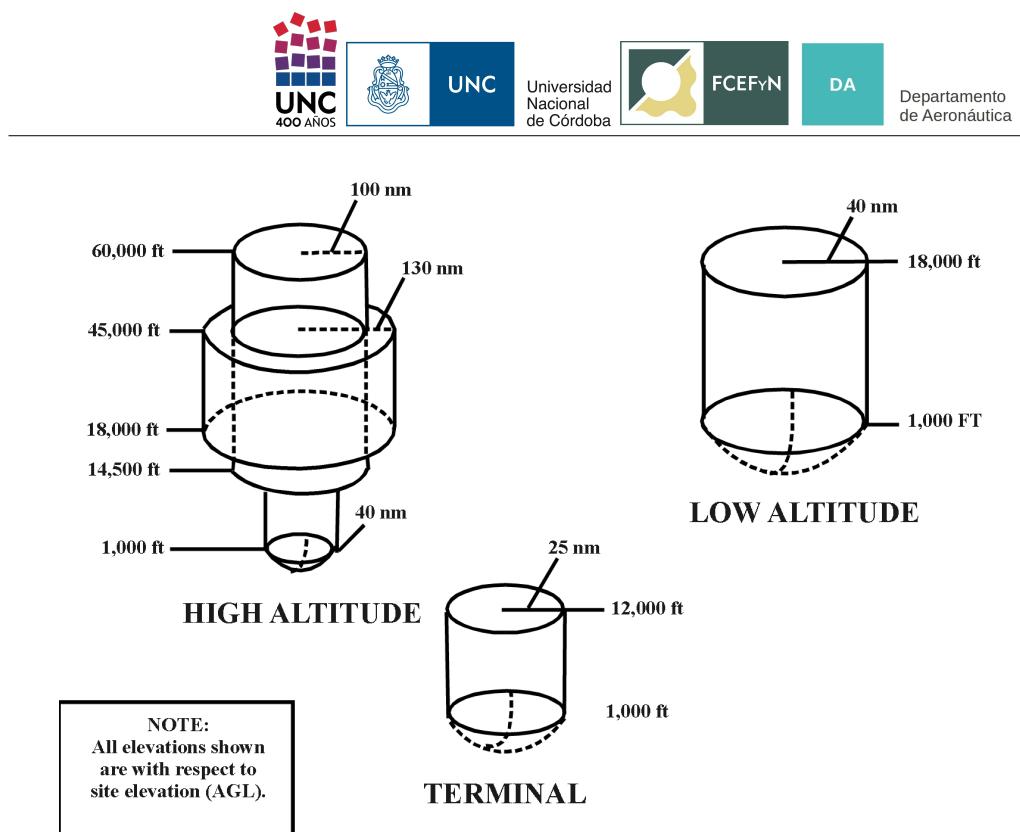


Figura 9: Volumenes de servicio

En vistas a que esto no suceda, las áreas en las que estas interferencias son posibles, vienen indicadas en las cartas de navegación con el símbolo MAA seguido de unas cifras que indican una altitud. La MAA o Altitud máxima autorizada, asegura la nítida recepción de una señal VOR sin interferencias, y por supuesto, guardando la mínima separación de seguridad con el terreno.

La recepción de una señal interferida se hará evidente por falsas indicaciones en el receptor VOR, por oscilaciones de los indicadores y por silbidos agudos.

La única corrección posible a este inconveniente, es la sintonización en otra estación VOR que convenga a la ruta que se está volando. Realmente es muy difícil que dos equipos VOR cercanos transmitan en la misma frecuencia, pero en zonas de gran densidad de instalaciones, puede llegar a suceder.

3.5. Identificación de las estaciones VOR

La señal de identificación de las estaciones VOR consiste en un tono de 1020 Hz que modula en amplitud a la portadora por medio de una señal de radiofrecuencia, la cual emite el indicativo de la estación en código Morse1. La identificación consiste en dos o tres letras transmitidas a una velocidad de 7 palabras por minuto, siendo emitidas una vez cada treinta segundos.

Los VOR que se identifican con dos letras en Morse, suelen ser los T-VOR, siendo los VOR de ruta los que lo hacen con tres letras.

En estaciones más modernas, se puede proporcionar un canal de comunicaciones unilateral tierra-aire, simultáneo al de navegación. Ambos canales se emiten a través de la misma portadora de radiofrecuencia. La emisión de las estaciones es del tipo A9 o modulación de frecuencia. Este nuevo canal de radiotelefonía se utiliza para la identificación del equipo en forma oral. Otros usos que

Universidad
Nacional
de Córdoba**DA**Departamento
de Aeronáutica

se le pueden dar son la emisión de informes de meteorología, pista en servicio, viento, QNH, estado operacional del aeropuerto. Este servicio se conoce bajo la denominación ATIS (Automática Terminal Information Service).

Cuando un VOR se identifica en radiotelefonía y radiotelegrafía simultáneamente, lo hará tres veces cada treinta segundos, dos en Morse y una oralmente.

Hay que señalar que cuando se sintonice una estación VOR, es muy importante llevar a cabo su identificación y comprobarla regularmente. Cuando la estación no da indicativo, o este no es audible, hay que desconfiar de las indicaciones que se presentan en el equipo de a bordo. Por otra parte, será necesario saber que cuando se está procediendo a la reparación o mantenimiento de los equipos de tierra, el emisor no transmite identificación.

4. Equipo de a bordo

Cuatro son los componentes del equipo de a bordo del sistema VOR. Estos son:

- Antena
- Receptor
- Servoamplificador
- Indicador

4.1. Antena

La antena del equipo VOR no tiene complicación alguna y tan solo cabe destacar su forma en V y que, casi siempre, va instalada en el estabilizador vertical de cola o en la parte superior del fuselaje. Su misión consiste en recibir las líneas de flujo electromagnético emitidas por la estación de tierra y transmitirlas al receptor.

4.2. Receptor

La función del receptor consiste en interpretar o medir, con ayuda de los indicadores, la diferencia de fase entre las dos señales la de referencia y la variable, emitidas por el equipo de tierra. Los modernos receptores suelen tener los siguientes mandos de control:

4.2.1. On/off-volumen

Cuando este interruptor está en su posición OFF, el receptor no recibe energía, y por tanto, permanece inactivo. Cuando su posición es ON, está ya preparado para su funcionamiento. Si se sigue girando este interruptor cuando está en ON, el resultado es un aumento de volumen en la recepción de la estación selectada. Este mando de volumen no afecta, aunque esté en su posición de mínimo, a la señal de navegación que llega al indicador.

4.2.2. Selector de frecuencias

Consiste en dos ruedas con las que se seleccionan las frecuencias. Una de ellas selecciona las comprendidas entre 108 y 136 Mhz, y la otra selecciona KHz o centésimas de Mhz. Este selector permitirá, pues, seleccionar un canal entre 560 posibles.

Aunque el emisor del equipo VOR trabaja casi siempre entre 112 y 118 Mhz, el receptor de a bordo cubre la banda comprendida entre 108 y 136 Mhz, con lo que es capaz de admitir frecuencias para operar en las funciones ILS, VOR y comunicaciones en radiotelefonía aire - tierra y tierra-aire. La banda de frecuencias que se puede sintonizar en el receptor tiene la siguiente distribución:

- De 108 Mhz a 112 Mhz, para ILS y VOR
- De 112 Mhz a 117,9 Mhz, para VOR.
- De 118 Mhz a 135,9 Mhz, para radiotelefonía

El motivo de que el receptor sea capaz de cubrir las tres funciones mencionadas, radica en la necesidad de condensar al máximo el equipo de cabina. De esta manera se evita el tener que instalar un receptor independiente para cada equipo.

4.2.3. Ventanilla selectora

En ella se lee la frecuencia seleccionada.

4.2.4. Interruptor filtro de identificación (Ident)

El tono de identificación de la estación de tierra es filtrado, mediante la presión del interruptor IDENT, cuando es muy necesaria una recepción nítida y clara de dicho tono.

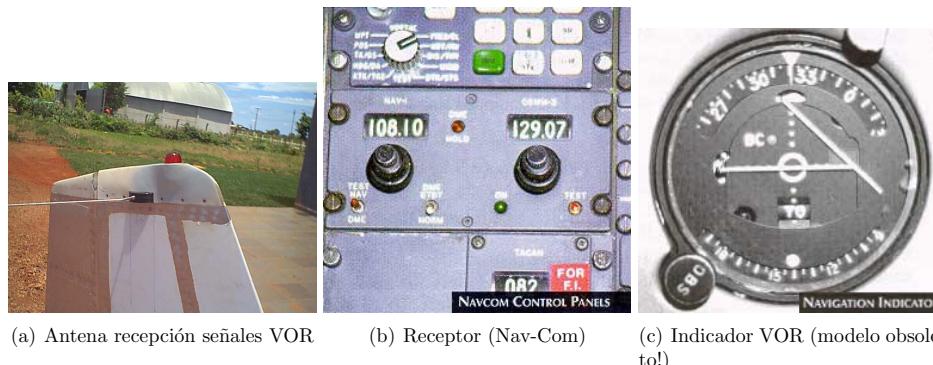


Figura 10: Equipo a bordo sistema VOR



4.3. Servoamplificador

La energía electromagnética llega desde el emisor de tierra hasta la antena de a bordo. Desde allí es enviada al receptor, donde es convertida en impulsos eléctricos. Estos impulsos no bastarán para producir las deflexiones necesarias en indicador VOR, por lo que tienen que ser tratados por un servoamplificador. Una vez amplificados los impulsos ya pueden ser transmitidos al indicador.

4.4. Indicador VOR

La función única del indicador VOR, es mostrar al piloto su situación con respecto a la estación de tierra en cualquier momento. La información es clara y precisa y da, constantemente, indicaciones de mando, o da qué debe hacer el piloto para mantener a la aeronave sobre una ruta determinada.

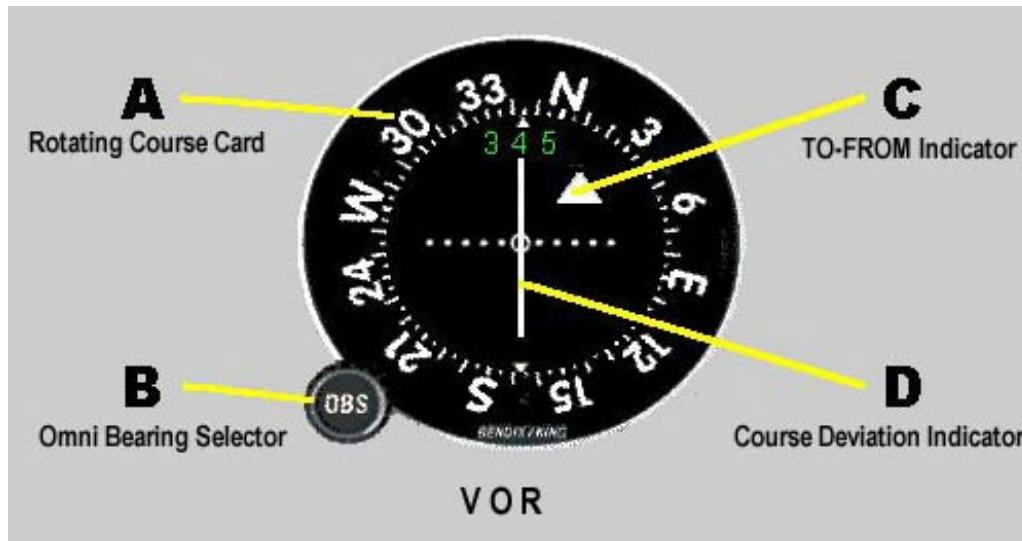


Figura 11: Partes de un indicador VOR

Aunque hay muchos tipos de indicadores VOR, este estudio se centrará a la descripción de un equipo moderno que consta de los siguientes elementos:

- **Selector de rutas (OBS):** Con el OBS (Omni - Bearing Selector), el piloto puede seleccionar la ruta que desee con el fin de interceptarla y acercarse o alejarse por ella, de una estación VOR. El OBS es un pequeño mando adosado a la caja del instrumento, y con él se gobierna la rotación de la carta o rosa graduada en 360 grados que va instalada en el interior del indicador VOR.
- **Bandera TO-OFF-FROM:** La misión de la bandera TO - OFF - FROM, es resolver los 180 grados de ambigüedad que tendría la ruta seleccionada, mostrando si ésta, una vez haya sido interceptada, conducirá al avión hacia (TO) la estación, o por el contrario, si le alejará de ella (FROM). Si la aeronave está fuera del alcance de la estación de tierra, y por tanto no recibe una señal fiable, el indicador TO - FROM desaparecerá, siendo sustituido por la palabra OFF.



Este indicador será también visible cuando la aeronave se encuentre en el cono de silencio de la estación VOR, o cuando la ruta seleccionada se encuentre entre 85 grados ó 90 grados de distancia de la posición real del avión. La banderilla TO - OFF - FROM es activada por medio de energía eléctrica procedente de las fuentes principales del avión (corriente continua).

- **Indicador de desvío de ruta (CDI):** Una vez una ruta haya sido selectada e interceptada, el CDI (Course Desviatiòn Indicator), indicará al piloto si la está siguiendo correctamente, o si por el contrario se ha desviado de ella. Si el avión está sobre la ruta seleccionada, al CDI estará centrado en el instrumento. El piloto puede pensar en el CDI como en un pedacito de ruta trasladado a su indicador de a bordo. Consideréndolo de esta manera, cuando el avión se encuentre a la derecha de la ruta seleccionada, el CDI estará desplazado a la izquierda del instrumento. En el caso opuesto, cuando el avión esté volando a la izquierda de la ruta, el CDI estará desplazado a la derecha del instrumento. En cualquier caso, el CDI indicará a qué lado del avión está la ruta que el piloto haya seleccionado y hacia dónde tiene éste que virar para reinterceptarla. En el centro del instrumento y en cada una de sus mitades, hay dibujados cinco puntos que indican la distancia en grados entre la ruta seleccionada y el avión. Un desplazamiento del CDI de dos puntos, indicará una separación de cuatro grados. Cada punto equivale, pues, a dos grados. Es evidente que el haz que cubre el instrumento en cada lado de la ruta seleccionada, es de diez grados.
- **Pulsador de TEST:** Sirve única y exclusivamente para medir la seguridad de las indicaciones del CDI. Haciendo uso del pulsador, el CDI sufrirá un desplazamiento determinado hacia uno de los lados del instrumento, lo cual indicará su buen funcionamiento. En caso de que el CDI no reaccionara de esta manera, el instrumento no sería de fiar. En muchos instrumentos el TEST va instalado en el mismo mando que el OBS.
- **Fiel:** El fiel es un punto grabado en la parte superior de la caja del instrumento, bajo el cual, el piloto situará la ruta deseada.
- **Fiel de ruta reciproca:** Este fiel es diametralmente opuesto al anterior, y sirve al piloto como recordatorio de la ruta reciproca a la que lleva selectada.
- **Referencias de 90 grados:** Son otros dos puntos situados a derecha e izquierda del indicador, dando referencia de cuáles son las rutas situadas a 90 grados de la ruta seleccionada.

5. Interpretación de las presentaciones VOR

Tres componentes del indicador VOR, trabajando conjuntamente, dan al piloto una línea de situación con respecto a la estación de tierra o a cualquier ruta seleccionada en el equipo de a bordo. Estos tres elementos son el selector de rutas OBS, el CDI y el indicador o bandera TO-FROM. Al contrario que una aguja de ADF que apunta continuamente a la estación, estos tres componentes no se ven afectados por el rumbo del avión para una posición dada. En consecuencia, el avión y, por tanto, el girodiseccional, deben ser orientados según la presentación VOR para obtener una indicación correcta de la dirección de la ruta. Por ello, el piloto deberá efectuar una serie de procedimientos que le permitan acercarse o alejarse de una estación sin posibles errores.

Si el piloto, desde un punto cualquiera, desea dirigirse a una estación VOR, selectará su frecuencia y la identificará. Con el OBS girará la rosa del indicador VOR de a bordo hasta que el CDI quede centrado y aparezca en la ventanilla la bandera con la palabra TO. Cuando esto suceda, mirará debajo

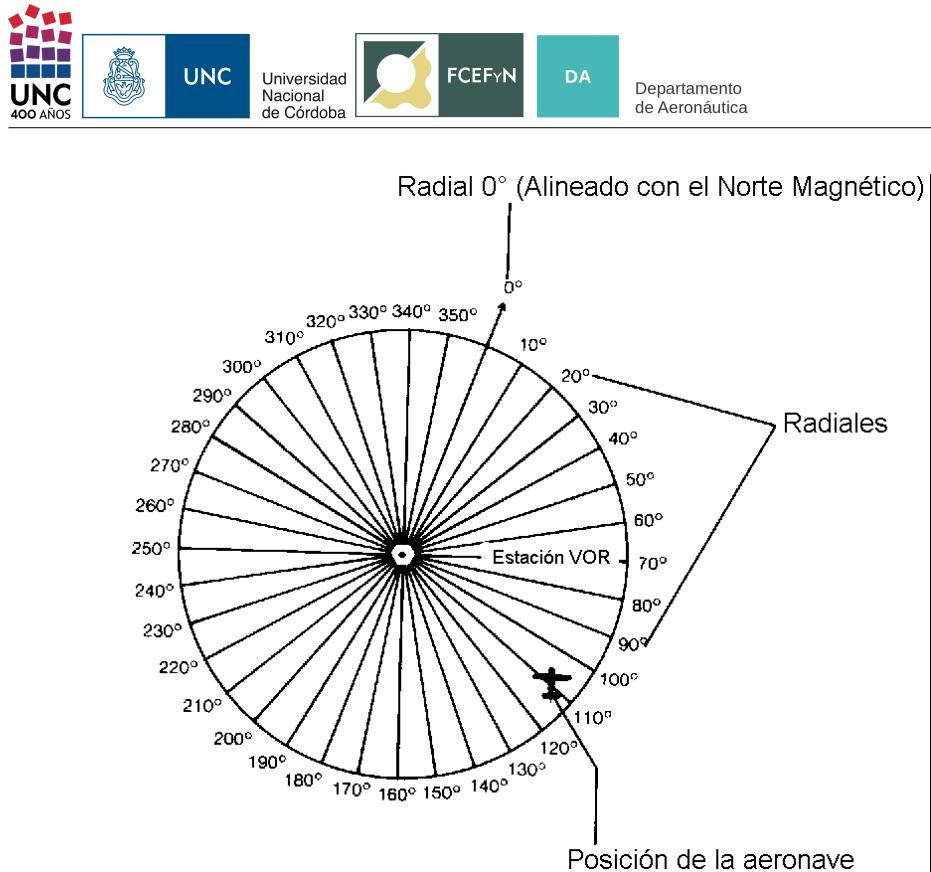


Figura 12: Radiales de una estación VOR

del fiel para conocer cuál es su ruta magnética de acercamiento (TO) a la estación. Hará virar su avión hasta que su rumbo magnético coincida con la ruta magnética que señala el fiel del VOR. En el viraje, el CDI, probablemente y dependiendo de la distancia a la estación, habrá sufrido un pequeño desplazamiento, por lo que el piloto volverá a centrarlo de nuevo siempre en TO, y tomará el nuevo rumbo magnético que coincide con la Ruta magnética que señale ahora el fiel de indicador VOR. Manteniendo el CDI centrado en esta posición, indudablemente, el avión procederá en arribada a la estación.

La marcación magnética o QDR del avión con respecto a la estación, será la recíproca a la ruta magnética que lleva el avión en ese momento. Si la aeronave prosigue acercándose a la estación, llegará un punto en el que penetre en su cono de silencio. El tiempo que permanezca en él dependerá, lógicamente, de la velocidad y altitud a las que vuela el avión. En ese punto, el CDI oscilará debido a que el instrumento no recibe ningún tipo de señal desde tierra, apareciendo casi simultáneamente la banderilla OFF en ventanilla. Al atravesar el cono de silencio, y suponiendo que el avión haya mantenido constante su rumbo magnético, la bandera OFF se ocultará, apareciendo en su lugar la palabra FROM, y el CDI volverá a centrarse. A partir de esta punta, el piloto sabrá positivamente que ha sobrevolado la estación y que ya se está alejando de ella por la ruta magnética que señala el fiel del indicador VOR.

Evidentemente toda la maniobra se ha descrito suponiendo que el viento es inexistente. En caso de que éste tuviera fuertes componentes,

A pesar de que el piloto pudiera mantener el CDI centrado en el instrumento, el rumbo magnético

del avión y la ruta magnética, por supuesto que no coincidirían.

Como explicación complementaria, puede decirse que para una posición dada del avión, una rotación de 360 grados de la rosa del indicador VOR, efectuará un ciclo completo de cambios en las indicaciones del CDI y de la bandera TO-OFF-FROM. Este ciclo sería el mismo que el que podría observarse si fuera el avión el que se desplazara en círculo alrededor de la estación con una ruta magnética fija seleccionada bajo el fiel del instrumento.

Al llevar a cabo esta maniobra, el CDI se centrará en dos puntos distintos que serán opuestos -separados 180 grados - los cuales constituyen la línea de situación del avión con respecto a la estación. En uno de los puntos aparecerá la banderilla TO. Si ahí el piloto virara su avión hacia la ruta magnética señalada bajo el fiel del VOR, procedería en arribada a la estación.

El otro punto en el que el CDI se centre estará a 180 grados del primero y será visible la bandera con la palabra FROM. Si en ese punto el avión virara hacia la ruta magnética señalada en el fiel del VOR, procedería en alejamiento de la estación.

El piloto deberá tener especial cuidado al trabajar con el equipo VOR. Podría darse el caso de estar alejándose de la estación llevando en ventanilla la palabra TO, o viceversa, acercándose en ella en FROM.

Esto sería causado por una selección errónea de la ruta magnética deseada.

Hay que tener siempre presente que en una aeronave que se está alejando de una estación VOR, la ruta magnética seleccionada y el Radial VOR, coinciden. Si por el contrario se está acercando a la estación, la ruta magnética seleccionada es el Radial VOR opuesto al que está realmente sobrevolando la aeronave.

6. HSI (Horizontal Situation Indicator) Indicador de situación horizontal

Uno de los instrumentos que pueden realizar la función de indicadores VOR, es el HSI.

El HSI o indicador de situación horizontal, es uno de los componentes del Director de Vuelo (FLIGHT DIRECTOR) y actúa como instrumento indicador para las señales de radionavegación que llegan a bordo de la aeronave. Este instrumento puede también ser instalado independientemente del sistema Director de Vuelo y es susceptible de ser usado como indicador de las estaciones VOR, ILS y ADF. Por otra parte, el HSI presenta las indicaciones de sistemas como el CLC 3D, el INS, el OMEGA y el DOPPLER, sirviendo las órdenes de las computadoras de navegación de estos equipos.

Los elementos que componen el HSI son:

6.1. Rosa de rumbos (compass card)

Actúa de la misma forma que el girodiseccional del avión y está sincronizada con el sistema de brújula giroestabilizada del mismo. Bajo el índice superior del instrumento, se leerá siempre el rumbo magnético que lleve la aeronave. Las divisiones de la rosa son las mismas que las descritas para los indicadores de ADF.

6.2. CDI (Course Deviation Indicator, Indicador Desviación de Curso)

La situación del avión con respecto a cualquier ruta seleccionada, se muestra gráficamente, pues, el CDI es totalmente móvil, pudiendo adoptar cualquier posición.

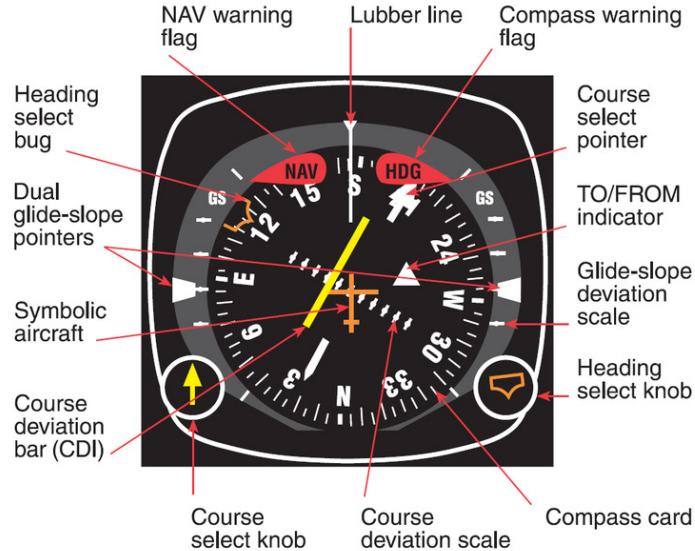


Figura 13: Partes de un HSI (gentileza Federal Aviation Administration)

A ambos extremos del CDI están los indicadores de ruta selectada y de ruta recíproca. El primero de ellos tiene la forma de una pequeña espada e indica siempre la ruta seleccionada. El segundo indicador es el de ruta recíproca.

El selector de rutas OBS, es el mando situado en la parte inferior izquierda, en la Figura anterior, de la caja del instrumento. Mediante una serie de transmisiones mecánicas hace girar a los indicadores de ruta selectada y recíproca. Naturalmente, al ser girado el OBS. el CDI también variara su posición en el interior del instrumento.

6.3. Indicador TO-FROM

Un sencillo triángulo situado en el centro del instrumento indica si se está volando en TO o en FROM.

Cuando el triángulo está al mismo lado que la espada indicadora de ruta selectada el avión vuela en TO. Por el contrario, si el triángulo apareciera al lado en el que está el indicador de ruta recíproca, se estaría volando en FROM.

6.4. Puntos de referencia

1. Existen ocho puntos de referencia situados cada 45 grados alrededor de la rosa de rumbos.
2. Un triángulo invertido en la parte superior de la caja del instrumento y un pequeño segmento en la parte inferior, constituyen las referencias de rumbo magnético y su recíproco, que lleva el avión.
3. Cinco puntos en el centro del instrumento indican el desplazamiento en grados del CDI. El valor en grados de cada punto es el mismo que en el instrumento VOR convencional. Cuando

el HSI actúa como indicador de ILS, el valor de cada punto se reduce de la misma manera que en el indicador ILS clásico.

4. También en el centro del instrumento va dibujado un pequeño avión que indica la posición relativa de éste con respecto a la ruta selectada.
5. Con el mando instalado en la parte inferior derecha del HSI (Figura 13, Heading select knob), se hace girar la referencia situada sobre la rosa de rumbos. El dibujo que lleva rotulado este mando tiene la misma forma que la referencia móvil. Esta es usada por el piloto como recordatorio de cualquier ruta o rumbo, aunque en realidad es un selector de rumbos para que el piloto automático (AUTO PILOT) inicie su seguimiento.

6.5. Indicación de senda de planeo

En ambos lados del HSI va colocado el GSI (Glide Slope Indicator, Indicador de Senda de Planeo), mediante punteros que señalan la senda de planeo (dual glide-slope pointers).

El GSI entra en funcionamiento cuando el instrumento actúa como indicador de ILS (Instrument Landing System, Sistema de Aterrizaje por Instrumentos).

Un par de pequeños triángulos se desplazarán por encima o por debajo de un fiel indicando la posición del avión con relación a la senda de planeo de una instalación ILS. Los puntos blancos indican el desplazamiento en grados del GSI.

Otros tipos de HSI tienen una distribución distinta de los elementos descriptos, pero básicamente son los mismos.



(a) EHSI-4000 (Gentileza L-3 Avionics Systems)



(b) HSI Bendix/King KI-825 (Gentileza Bendix)

Figura 14: Tipos de HSI

En las Figuras anteriores pueden apreciarse HSI con pantalla de tipo Active Matrix Liquid Crystal Display (AMLCD), que resulta visible tanto con luz solar directa como en una cabina a oscuras.

1. En una de las esquinas va instalado el indicador del equipo radiotelemétrico (DME) dando información constante de la distancia que separa al avión de la estación seleccionada.

Universidad
Nacional
de Córdoba**DA**Departamento
de Aeronáutica

2. En una ventanilla aparece la ruta seleccionada mediante el OBS.
3. Por último, en este HSI pueden verse dos referencias más, en distinto color que no son más que la cabeza y la cola de una aguja indicadora de ADF. Al ser la carta de HSI móvil, esta aguja trabajará como si el instrumento fuera un RMI.

6.6. DME, función, diagrama en bloque, principio de funcionamiento

El equipo medidor de distancias DME es un sistema electrónico que permite establecer la distancia entre éste y una estación emisora, reemplazando a las radiobalizas en muchas instalaciones. Generalmente ligado a la aeronáutica, el DME es uno de los sistemas de ayuda a la navegación habitualmente presentes en cualquier aeronave.

Proporciona una medición de la distancia (según la velocidad) al vuelo (groundspeed). La frecuencia está comprendida entre 962 y 1213 MHz (banda UHF) de 200 canales, que puede trabajar con una única frecuencia para el DME o estar asociado a otra radioayuda como un VOR, ILS o MLS. En equipos antiguos la frecuencia se selecciona sintonizándolo en el equipo como una radio típica, pero en equipos actuales se selecciona automáticamente al sintonizar la radioayuda a la que está asociado.

Ya que un avión dispone de dos frecuencias de navegación utilizables al mismo tiempo, el selector del DME permite indicar qué equipo de navegación queremos que nos indique la distancia. Algunos también disponen de la opción HOLD, en la que al pasar de una lectura DME de un equipo a esa posición guarda en la memoria la frecuencia que estaba usando, teniendo así la posibilidad de cambiar de VOR, ILS o MLS en un HSI, RMI o RBI sin perder la medición de la distancia anterior. Esta opción es muy útil en vuelos IFR en los que la salida estándar instrumental del aeropuerto (SID) requiere cambios de radioayuda frecuentes pero se basa en una única medición de DME.

El DME fue inventado en Australia por Edward George "Taffy" Bowen mientras se desempeñaba como Jefe de la División de Radiofísica en la Commonwealth Scientific and Industrial Research Organisation (CSIRO). Otra versión fue desarrollada por la Amalgamated Wireless Australasia Limited a principios de la década de 1950 operando en la banda de los 200 MHz VHF. Esta versión doméstica australiana se la denomina DME(D), de *Domestic*, y la versión adoptada por la OACI es la DME(I).

El sistema fue un desarrollo post-guerra del IFF (Identification Friend or Foe), identificador amigo-enemigo, utilizado en la Segunda Guerra Mundial, es un sistema de identificación criptográfica. Dentro del campo militar, sirve para distinguir a aeronaves o a vehículos enemigos de los que no lo son.

Su funcionamiento se basa en la respuesta a una interrogación hecha por otro sistema. En función de si la respuesta es correcta o no, se identificará como amigo o enemigo.

6.7. Principio de funcionamiento

El avión interroga con una secuencia de pares de pulsos separados $12 \mu\text{ seg}$. El equipo de tierra que recibe esta señal la retransmite de nuevo con un retardo de $50 \mu\text{ seg}$. El equipo del avión calcula el tiempo transcurrido desde que preguntó, le descuenta $50 \mu\text{ seg}$ y lo divide por dos. Este tiempo se multiplica por la velocidad de la luz ($300 \text{ m}/\mu\text{ seg}$), dando la distancia al equipo de tierra.

La distancia indicada por el equipo, denominada distancia oblicua, no corresponde a la distancia que separa a la aeronave de la estación en el plano horizontal, pero a distancias grandes es muy aproximada. No obstante al acercarse a la vertical de la estación, el error va aumentando y sobre la vertical, en el caso de que existiese

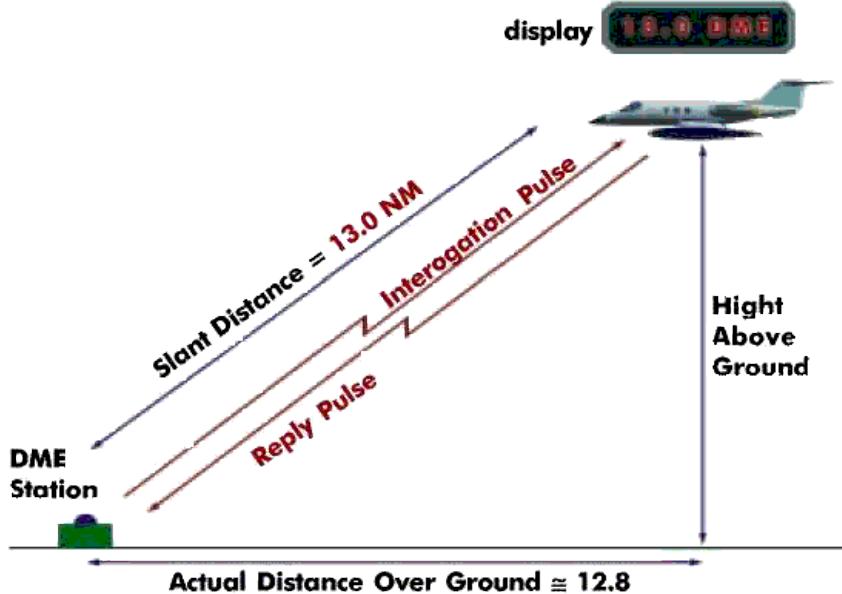


(a)



(b)

Figura 6.31: Sistema IFF

Figura 6.32: Principio funcionamiento DME fuente: http://www.ivaoth.org/training/how_to/how_to_dme_arc.htm

cobertura, la distancia indicada sería igual a la altura.

Dado que son las aeronaves las que transmiten los pulsos de interrogación, puede darse el caso, y de hecho se da, que lo hagan varias a la vez. Estas interrogaciones llegarán al transpondedor que generará y emitirá los pulsos de respuesta todos en la misma frecuencia. Entonces tenemos un montón de pulsos en el espacio y cada aeronave tiene que encontrar la forma de distinguir los que son respuestas a sus interrogaciones para calcular su distancia a la estación.

La forma de distinguirlos consiste en generar los pulsos de interrogación con una frecuencia de repetición de

pulsos cambiante, es decir, separando los pares de pulsos por un tiempo aleatorio pero que queda memorizado en el interrogador. Al recibir los pulsos de respuesta, se van comparando con la secuencia memorizada y cuando coinciden se sabe que son los correspondientes a las interrogaciones propias. Entonces solo queda calcular la distancia por el método descrito.

Lo indicado anteriormente resuelve el problema para el interrogador, pero no para el transpondedor de tierra cuya capacidad de respuestas no es ilimitada. Con el fin de aumentar el número de aeronaves que pueden obtener información de distancia a la vez sin saturar la capacidad del transpondedor, se programa a los interrogadores para que hagan su trabajo en dos fases distintas:

- **Función Búsqueda:** es la fase inicial cuando se sintoniza una estación de tierra. En ella el número de interrogaciones es muy elevado, unas 150 por segundo, para intentar establecer un valor inicial de la distancia con un error menor de 20 NM. Esta fase no durará más de 20 segundos.
- **Función Seguimiento:** una vez que el interrogador ha determinado la distancia aproximada a la que se encuentra de la estación, se entra en esta fase en la que el ritmo de interrogaciones desciende hasta unas 25 por segundo. Ahora el objetivo es aumentar la precisión con que se conoce la distancia medida y realizar un seguimiento de la aeronave en su desplazamiento.

Teniendo en cuenta el número máximo de interrogaciones en cada una de las dos fases, se establece un número máximo total de 100 aeronaves que pueden utilizar una estación DME de forma simultánea. Con estas 100 aeronaves, el transpondedor estaría transmitiendo 2700 pares de pulsos por segundo.

Además de las respuestas a las interrogaciones recibidas, el transpondedor transmite una identificación formada por tres letras en código Morse e idéntica a la transmitida por la estación de información acimutal (Localizador o VOR) a la que esté asociado. Esta identificación consiste en la transmisión de pares de pulsos a razón de 1350 pares por segundo. Los pares de pulsos se transmiten cada aproximadamente 40 segundos.

Con el fin de optimizar el funcionamiento del transmisor del transpondedor, sobre todo de los antiguos que funcionaban a válvulas, este se diseña para una transmisión continua mínima de 700 pares por segundo, excepto durante la transmisión de los pares de pulsos de interrogación. Cuando el número de aeronaves está por debajo de este valor mínimo, el transpondedor genera unos pulsos de relleno llamados *squitter* que sirven para mantener constante el ciclo de trabajo del transmisor. Es decir, aunque no haya ninguna aeronave interrogándolo, el transpondedor siempre está transmitiendo pulsos, bien de identificación o squitter.

Resumiendo todo lo anterior, se puede decir que en el tren continuo de pulsos transmitidos por el transpondedor se encuentran de forma aleatoria:

- Respuestas a interrogaciones
- Pares de pulsos de identificación
- Pulsos de squitter.

En caso de que el número de aeronaves que están interrogando a la vez llegase al 90 % del valor máximo de 2700 pares por segundo, el sistema de supervisión del transpondedor disminuye la sensibilidad del receptor para eliminar las interrogaciones de aeronaves muy distantes que al llegar más débiles se rechazarán en el receptor. Llevamos mucho rato hablando de los pares de pulsos sin todavía haber aclarado un poco sus características, así que vamos a hacerlo ahora. Como podemos ver en la figura, cada interrogación y su correspondiente respuesta está formada por una serie de pares de pulsos de radiofrecuencia. La duración de estos pulsos en los puntos de amplitud media es de 3.5 ms (1 microsegundo = 0.000001 s) y la separación entre los dos pulsos del par es de 12 ms tanto en la interrogación como en la respuesta en el caso de canales X. Con el fin de aumentar el número de canales dentro de la misma banda de frecuencias, OACI establece otros canales denominados canales Y en los cuales la separación entre pulsos es de 36 ms en la interrogación y 30 ms en la respuesta. La forma del pulso es la de una campana de Gauss, ver Figura 6.33.

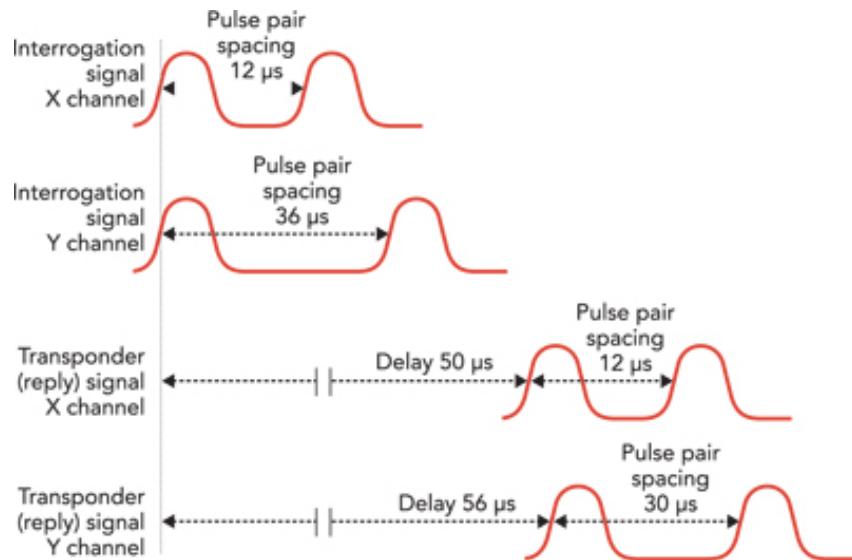


Figura 6.33: Modos X e Y fuente: <http://www.tmwORLD.com/electronics-news/4386082/Signal-generator-power-sensor-test-DME-4386082>

En la Figura 6.34, si el piloto selecciona el canal Nro 1, en el modo X (1X), el equipo de a bordo del DME envía su par de interrogación en una frecuencia de 1025 MHz y la estación de tierra responde con un par en una frecuencia de 962 MHz, la cual se encuentra desplazada 63 MHz de la enviada por la aeronave.

Como hemos dicho la separación entre pares de pulsos se genera de forma aleatoria en el interrogador.

Cuando el DME se utiliza para proporcionar la función de distancia del ILS, se instala en el mismo emplazamiento que la Senda de Planeo de forma que la antena del DME se encuentre próxima al umbral que, como hemos dicho, será la referencia de distancia cero durante la aproximación. En este caso el indicativo del DME es igual al transmitido por el Localizador y se asocia con este de forma que de cada cuatro señales de indicativo, tres sean transmitidas por el Localizador y una por el DME.

Con el fin de aumentar la precisión para ser utilizado con el Sistema de Aterrizaje por Microondas (MLS: Microwave Landing System), OACI ha definido el denominado DME de precisión (DME/P) en el cual se modifica la forma de los pulsos para aumentar la precisión al medir los tiempos entre interrogaciones y respuestas.

Cuando el DME está instalado junto con un ILS, debe proporcionar cobertura desde por lo menos la cobertura

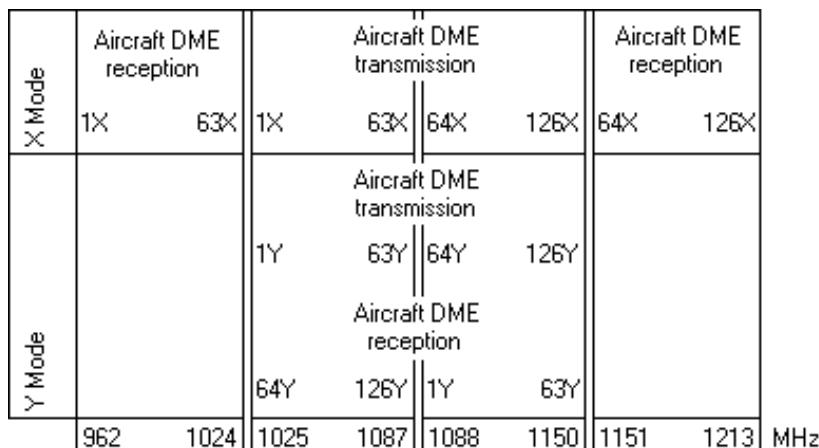


Figura 6.34: Modos X e Y fuente: <http://aelmahmoudy.users.sourceforge.net/electronix/egair/radar.htm>

del Localizador hasta el umbral en el sector de cobertura acimutal del Localizador. En este volumen de cobertura la precisión de la medida de distancia proporcionada por el DME estará comprendida entre 370 m y el 0.25 % de la distancia.

La información de distancia obtenida por el DME se le presenta al piloto en millas náuticas (1 NM = 1852 m) en el propio instrumento DME de a bordo así como en otros instrumentos que combinan varias informaciones y facilitan su lectura al piloto.

6.7.1. Equipo de tierra

En la Figura 6.35 se observa un diagrama de bloques de la estación de tierra del DME, siendo son sus principales elementos:

- **Fuente de alimentación:** se encarga de generar las tensiones necesarias en cada bloque o tarjeta de circuito impreso a partir de la alimentación en corriente alterna.
- **Antena:** normalmente está formada por un apilamiento de dipolos verticales y se encarga de recibir las interrogaciones de los aviones y transmitir las respuestas. Tiene polarización vertical. Cuando el DME está asociado con el ILS, la antena normalmente suele ser directiva para que solo se tenga cobertura en la zona de aproximación.
- **Acoplador o circulador:** se encarga de separar las señales recibidas de las transmitidas ya que como hemos dicho antes, la antena es común.
- **Receptor:** a partir de la señal de radiofrecuencia, obtiene los pulsos de interrogación como señal detectada.
- **Decodificador:** comprueba el espaciado de los pulsos para detectar interrogaciones válidas, es decir, aquellas en las que dicho espaciado es de 12 ms o 36 ms dependiendo del canal de que se trate. Produce

un pulso de control que sirve para generar las respuestas. Con el fin de evitar responder a pares de pulsos procedentes de interrogaciones reflejadas en objetos u obstáculos naturales y que darían lugar a errores en el interrogador, el decodificador produce un bloqueo del receptor durante unos 60 ms una vez que ha detectado una interrogación válida.

- **Retardo principal:** con el fin de homogeneizar el retardo que se produce en los distintos tipos de transpondedores durante la detección y generación de respuestas, se introduce un retardo para conseguir que en todos sea igual a 50 ms. Este retardo se restará después en el interrogador a la hora de calcular la distancia. En el caso de un DME asociado a un ILS, este retardo principal se modifica para que la referencia de distancia cero corresponda con el umbral. Si la distancia de la antena del DME al umbral es de 300 m, teniendo en cuenta que la velocidad de propagación de la radiofrecuencia en el aire es de aproximadamente $300000 \text{ Km/s} = 300 \text{ m/ms}$, tendremos que el retardo tendrá que ser de 48 ms para que el interrogador indique cero en el umbral.
- **Codificador:** con cada pulso de control genera un par de pulsos con las características y espaciado requerido. También genera los pulsos correspondientes a la identificación.
- **Transmisor:** se encarga de modular la señal portadora con los pulsos proporcionados por el codificador.
- **Sistema de supervisión:** es el encargado de controlar que la señal radiada y los parámetros del equipo de tierra se encuentran dentro de las tolerancias establecidas. Dado que en el DME es necesario comprobar el buen funcionamiento tanto del transmisor como del receptor, dentro del sistema de supervisión se generan unas señales de interrogación de prueba que se inyectan en el camino de recepción antes del receptor. El sistema de supervisión comprueba el correcto tratamiento (recepción y detección) de estas interrogaciones de prueba y determina el estado del canal de recepción.
- **Unidad de control local:** con la información proporcionada por el sistema de supervisión sobre el estado de las parámetros de la estación, esta unidad establece el funcionamiento del sistema realizando una transferencia de equipo o cesando la radiación.
- **Unidad de control remoto:** permite supervisar y controlar la instalación desde un emplazamiento remoto.

Todos los elementos descritos, a excepción de la antena y las unidades de control, se encuentran duplicados.

6.7.2. Equipo de a bordo

Indicador DME

DME permite a las aeronaves para establecer su rango a la estación de tierra: La distancia en millas náuticas, la velocidad en nudos de tierra, el tiempo de vuelo a la estación en cuestión de minutos.

La interpretación es directa. El piloto puede leer directamente desde el receptor de la distancia, y en su caso la velocidad del recorrido y el tiempo para la estación. En la Figura 6.37(a) puede apreciarse un equipo comercial y en la Figura 6.36 la información brindada por el equipo.



(a) Instalación terrestre de un DME(D) en Melbourne/Essendon, alrededor de la década de 1960.

fuente: <http://www.airwaysmuseum.com/Aus%20DME%20installation%20external.htm>



(b) Instalación terrestre de un DME actual fuente: <http://www.systemsinterface.com/Systems/Nav aids/DME/tabid/440/Default.aspx>

Localización de la antena en la aeronave

La antena DME de la estación emite una señal de radiofrecuencia VHF en todas direcciones, que es recibida por el equipo VOR de cualquier aeronave que se encuentre dentro del rango de alcance (max. unos 240 km) y tenga sintonizada la frecuencia de dicha estación (que puede variar de 108 a 118 MHz modulada en AM). En la Figura 6.37(b) puede observarse la ubicación más común de la antena para el equipo DME en la aeronave.

6.7.3. Mediciones erróneas

Hay que tener siempre en cuenta que la distancia medida por el DME es la distancia real en línea recta entre el avión y la estación, que variará dependiendo de la altitud a la que nos encontramos. Para hacernos una idea, aunque nos encontramos sobrevolando en DME, no indicará cero sino que nos dará una lectura en millas náuticas de la altitud a la que nos encontramos. Para obtener la distancia real sobre el suelo, que es la que nos interesaría a la hora de planificar el vuelo, habrá que aplicar el teorema de Pitágoras: $\text{Hipotenusa}^2 = \text{Altura}^2 + \text{Distancia}^2$.

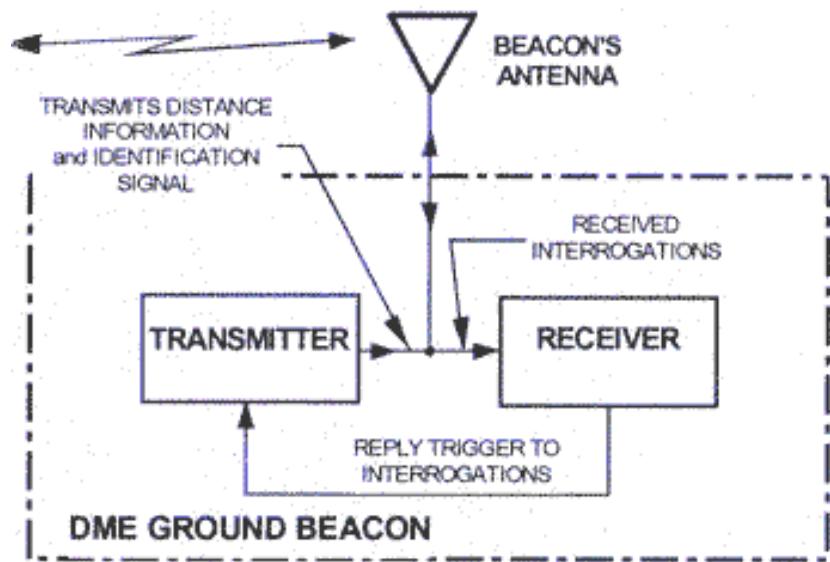


Figura 6.35: Diagrama de bloques del Equipo DME en tierra fuente: <http://www.thalesatminc.com/Technology/DME415.htm>

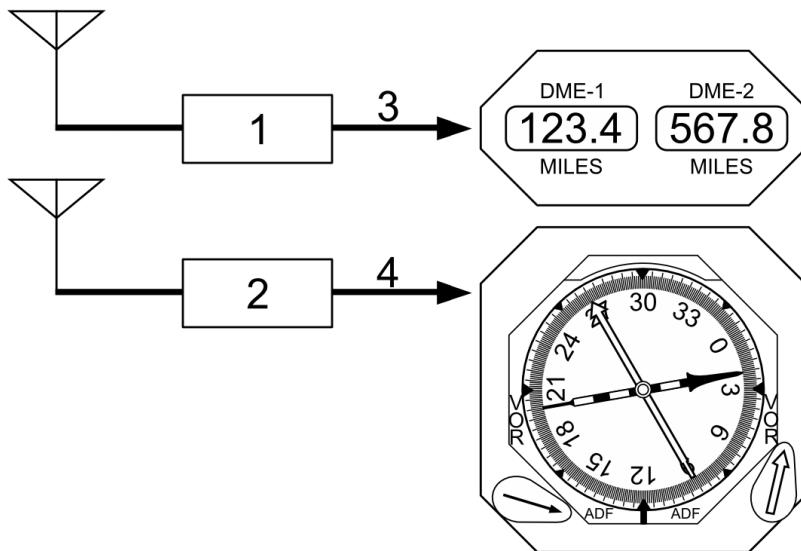
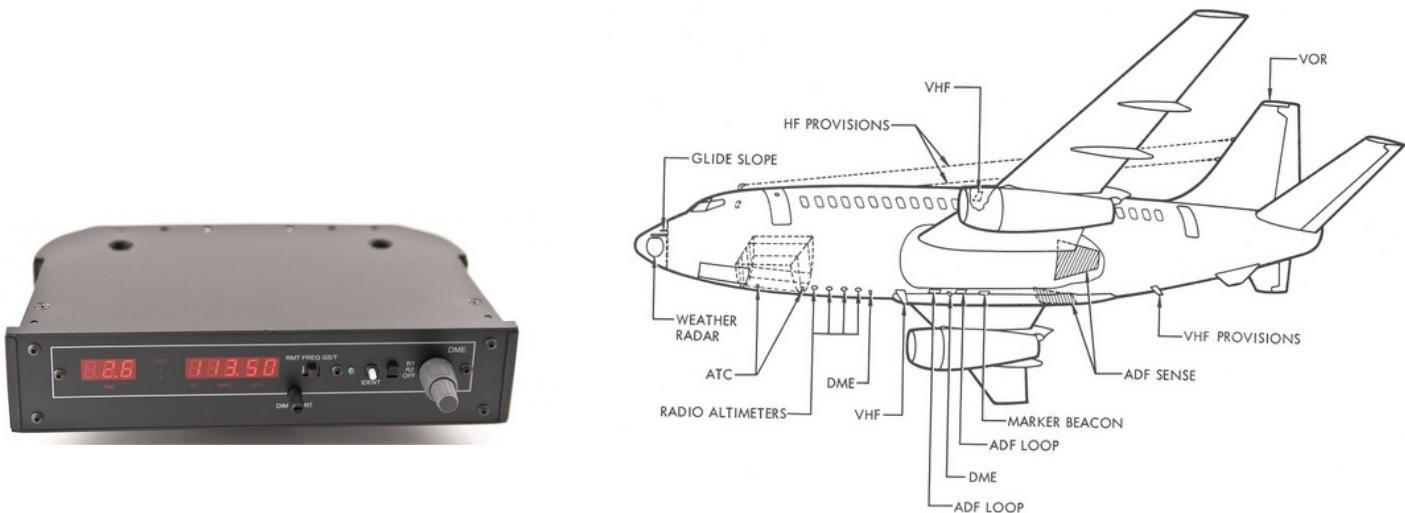


Figura 6.36: Equipo de DME junto con uno de ADF fuente: http://en.wikipedia.org/wiki/Distance_measuring.equipment

En la fórmula habrá que igualar las distancias a la misma medida (lo más sencillo es convertir la altura a millas náuticas), siendo la hipotenusa del triángulo la distancia medida por el DME, nuestra *Altura* respecto a la de la estación y *Distancia* la existente sobre el suelo para sobrevolar la estación.

Si el equipo dispone de la posibilidad del cálculo de la ground speed (GS) o del tiempo estimado (ETE) para llegar a la estación habrá que saber que el equipo lo calcula según la velocidad a la que nos acercamos a la



ANTENNA LOCATIONS

(a) Equipo de a bordo fuente: <http://futureplatone.com/es/avionica/267-elite-ap-4000-dme-module.html>

(b) Localización de la antena en la aeronave fuente: <http://www.taringa.net/posts/ciencia-educacion/13993518/equipo-medidor-de-distancia-dme..html>

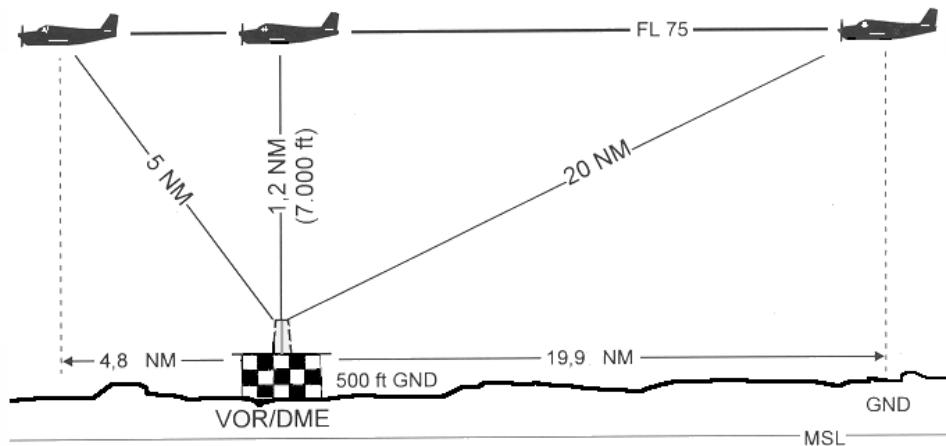


Figura 6.37: Mediciones del DME. fuente: <http://www.langleyflyingschool.com/Pages/CPGS%20Radio%20Navigation.html>

estación y que por lo tanto sólo será una medida fiable si nos dirigimos a ella directamente. Si hiciéramos un arco DME (girar alrededor de un DME a una distancia fija) el equipo entendería que no nos estamos acercando y por lo tanto llegaría a indicar 0 nudos de GS si hacemos la maniobra con total precisión independientemente de la velocidad real a la que nos desplazamos. Una forma muy sencilla de ver esto es volar cerca de un DME sin dirigirse a él y comparar la velocidad que nos indica con la GS que nos marca el GPS, si disponemos de uno.

6.8. Exactitud del sistema

La exactitud del sistema DME es normalmente de 100 a 300 m. Un valor típico de 0,1 NM (185 m) se da a veces como referencia.

Las fuentes de error son:

- Inexactitudes debidas al equipo
 - los $50\ \mu$ seg de retardo tras la recepción de una interrogación están sujetos a un error de $\pm 1\ \mu$ seg
 - Detección por parte del receptor
- Reflexiones (fenómeno de multicamino o multi-path)

Las tolerancias aceptables en las indicaciones del DME en la cabina son de $\pm 0,5$ NM o 3 % de la distancia, tomando el valor mayor.

6.9. Ventajas y desventajas del sistema

Ventajas	Desventajas
<ul style="list-style-type: none"> ■ Proporciona a la aeronave información de distancia a la estación terrestre. ■ Fácilmente asociable a CVOR, DVOR e ILS. ■ Más de 200 interrogaciones simultáneas. ■ Transpondedor íntegramente programable. ■ Compatible con antenas sectoriales y omnidireccionales. ■ Totalmente supervisable y controlable a distancia. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ El sistema puede saturarse cuando hay muchas aeronaves dentro del alcance del radiofaro. ■ Algunos DME asociados con el ILS pueden requerir disposiciones especiales para su protección contra la interferencia.

6.10. Sistemas de aproximación

6.10.1. Introducción

Los sistemas de aproximación de aterrizaje son aquellos que proporcionan una guía al piloto de una aeronave que desciende, para facilitarle la aproximación y aterrizaje a la pista del aeropuerto que desea. Estos están normalizados según el tipo de pista, la OACI distingue entre:

- Pista de vuelo visual y
- Pista de vuelo por instrumentos o Pista para aproximaciones de precisión

Se debe diferenciar entre aproximación y aterrizaje.

Aproximación: consiste en una fase de vuelo que comienza en el momento que se deja el vuelo de crucero para iniciar la maniobra de acercamiento con descenso y finaliza en el momento en que se llega al punto de decisión, definido como aquel en que se debe determinar si se aterriza o se frustra la maniobra, para elevarse de nuevo.

Aterrizaje: es la operación que empieza en el punto de decisión, cuando ya se ha decidido tomar tierra y no se puede frustrar el aterrizaje, finalizando cuando la aeronave se ha posado en la pista, disminuyendo su velocidad hasta el punto de no poder abandonarla.

Una aproximación correcta conduce a un aterrizaje exitoso, por lo que son interdependientes uno del otro.

La maniobra de aproximación suele dividirse en tres fases:

Aproximación inicial: establece la transición entre vuelo de crucero y configuración de descenso. Se modifican los parámetros de velocidad y altura a la aproximación, los sistemas de navegación empleados son VOR, TACAN o ADF. Desde el control de tierra se puede ordenar modificar la trayectoria.

Aproximación intermedia: se siguen empleando los sistemas de navegación en el crucero, per la altitud, velocidad y distancia de separación con otras aeronaves cobran una relevancia especial. Esta fase termina en el punto en que se puede empezar a emplear el sistema de navegación de aproximación (PAR, ILS y MLS) con seguridad.

Aproximación final: en esta fase la aeronave ha interceptado los haces del sistema de aproximación y está prácticamente alineada con la pista. La fase finaliza con el avión, ya posado en la pista, se encuentra con velocidad segura para abandonarla.

Para el caso del uso de instrumentos para la aproximación la OACI establece un procedimiento respectivo.

Los distintos sistemas disponibles para estas maniobras pueden ser clasificados según la forma de transmitir la información:

■ Ayudas visuales

- Sistemas de Luces de Aproximación
- Sistema Indicador de Pendiente de Aproximación Visual
- Indicador de Trayectoria de Aproximación de Precisión

■ Ayudas radioeléctricas**6.10.2. Requerimientos normativos****Pista de vuelo visual. OACI. Anexo 14. Edición 2018**

Pista destinada a las operaciones de aeronaves que utilicen procedimientos de aproximación visual o un procedimiento de aproximación por instrumentos a un punto más allá del cual pueda continuarse la aproximación en condiciones meteorológicas de vuelo visual.

Nota. Las condiciones meteorológicas de vuelo visual (VMC) se describen en el Capítulo 3 del Anexo 2 — Reglamento del aire.

Pista de vuelo por instrumentos o Pista para aproximaciones de precisión. OACI. Anexo 14. Edición 2018

Uno de los siguientes tipos de pista destinados a la operación de aeronaves que utilizan procedimientos de aproximación por instrumentos:

- a) Pista para aproximaciones que no son de precisión. Pista de vuelo servida por ayudas visuales y ayudas no visuales destinada a operaciones de aterrizaje después de una operación de aproximación por instrumentos de Tipo A y con visibilidad no inferior a 1000 m.
- b) Pista para aproximaciones de precisión de Categoría I. Pista de vuelo servida por ayudas visuales y ayudas no visuales destinadas a operaciones de aterrizaje después de una operación de aproximación por instrumentos de Tipo B con una altura de decisión (DH) no inferior a 60 m (200 ft) y con una visibilidad de no menos de 800 m o con un alcance visual en la pista no inferior a 550 m.
- c) Pista para aproximaciones de precisión de Categoría II. Pista de vuelo servida por ayudas visuales y ayudas no visuales destinadas a operaciones de aterrizaje después de una operación de aproximación por instrumentos de Tipo B con una altura de decisión (DH) inferior a 60 m (200 ft) pero no inferior a 30 m (100 ft) y con un alcance visual en la pista no inferior a 300 m.
- d) Pista para aproximaciones de precisión de Categoría III. Pista de vuelo servida por ayudas visuales y ayudas no visuales destinada a operaciones de aterrizaje después de una operación de aproximación por instrumentos de Tipo B hasta la superficie de la pista y a lo largo de la misma; y
 - A Destinada a operaciones con una altura de decisión (DH) inferior a 30 m (100 ft), o sin altura de decisión y un alcance visual en la pista no inferior a 175 m.
 - B Destinada a operaciones con una altura de decisión (DH) inferior a 15 m (50 ft), o sin altura de decisión, y un alcance visual en la pista inferior a 175 m pero no inferior a 50 m.
 - C Destinada a operaciones sin altura de decisión (DH) y sin restricciones de alcance visual en la pista.

Nota 1. Las ayudas visuales no tienen necesariamente que acomodarse a la escala que caracterice las ayudas no visuales que se proporcionen. El criterio para la selección de las ayudas visuales se basa en las condiciones en que se trata de operar.

Nota 2. Consultese el Anexo 6, Operación de aeronaves, para los tipos de operaciones de aproximación por instrumentos.

Procedimiento de aproximación por instrumentos (IAP). OACI Anexo 6. Edición 2018

Serie de maniobras predeterminadas realizadas por referencia a los instrumentos de a bordo, con protección específica contra los obstáculos desde el punto de referencia de aproximación inicial, o, cuando sea el caso, desde el inicio de una ruta definida de llegada hasta un punto a partir del cual sea posible hacer el aterrizaje; y, luego, si no se realiza éste, hasta una posición en la cual se apliquen los criterios de circuito de espera o de margen de franqueamiento de obstáculos en ruta. Los procedimientos de aproximación por instrumentos se clasifican como sigue:

Procedimiento de aproximación que no es de precisión, Non-precision approach (NPA) . Procedimiento de aproximación por instrumentos diseñado para operaciones de aproximación por instrumentos 2D de Tipo A.

Nota. Los procedimientos de aproximación que no son de precisión pueden ejecutarse aplicando la técnica de Aproximación Final en Descenso Continuo, Continuous Descent Final Approach (CDFA). Las CDFA con guía Vertical NAVigation (VNAV) de asesoramiento, calculada por el equipo de a bordo se consideran operaciones de aproximación por instrumentos 3D. Las CDFA con cálculo manual de la velocidad vertical de descenso requerida se consideran operaciones de aproximación por instrumentos 2D. En los PANS-OPS (Doc 8168), Volumen I, Parte II, Sección 5, se proporciona más información sobre las CDFA.

Procedimiento de aproximación con guía vertical (APV) . Procedimiento de aproximación por instrumentos, con navegación basada en la performance (PBN), diseñado para operaciones de aproximación por instrumentos 3D de Tipo A.

Procedimiento de aproximación de precisión (PA) . Procedimiento de aproximación por instrumentos, basado en sistemas de navegación (ILS, MLS, GLS, y SBAS CAT I), diseñado para operaciones de aproximación por instrumentos 3D de Tipo A o B.

Nota. Véase la Sección II, Capítulo 2, 2.2.8.3, en relación con los tipos de operación de aproximación por instrumentos.

2.2.8.3 Las operaciones de aproximación por instrumentos se clasificarán basándose en los mínimos de utilización más bajos por debajo de los cuales la operación de aproximación deberá continuarse únicamente con la referencia visual requerida, de la manera siguiente:

- a) **Tipo A:** una altura mínima de descenso o altura de decisión igual o superior a 75 m (250 ft); y
- b) **Tipo B:** una altura de decisión inferior a 75 m (250 ft). Las operaciones de aproximación por instrumentos de Tipo B están categorizadas de la siguiente manera:
 - 1) **Categoría I (CAT I):** una altura de decisión no inferior a 60 m (200 ft) y con visibilidad no inferior a 800 m o alcance visual en la pista no inferior a 550 m;
 - 2) **Categoría II (CAT II):** una altura de decisión inferior a 60 m (200 ft), pero no inferior a 30 m (100 ft) y alcance visual en la pista no inferior a 300 m;
 - 3) **Categoría IIIA (CAT IIIA):** una altura de decisión inferior a 30 m (100 ft) o sin limitación de altura de decisión y alcance visual en la pista no inferior a 175 m;
 - 4) **Categoría IIIB (CAT IIIB):** una altura de decisión inferior a 15 m (50 ft) o sin limitación de altura de decisión y alcance visual en la pista inferior a 175 m pero no inferior a 50 m; y
 - 5) **Categoría IIIC (CAT IIIC):** sin altura de decisión ni limitaciones de alcance visual en la pista.

Nota 1. Cuando los valores de la altura de decisión (DH) y del alcance visual en la pista (RVR) corresponden a categorías de operación diferentes, la operación de aproximación por instrumentos ha de efectuarse de acuerdo con los requisitos de la categoría más exigente (p. ej., una operación con una DH correspondiente a la CAT IIIA, pero con un RVR de la CAT IIIB, se consideraría operación de la CAT IIIB, o una operación con una DH correspondiente a la CAT II, pero con un RVR de la CAT I, se consideraría operación de la CAT II).

Nota 2. La referencia visual requerida significa aquella sección de las ayudas visuales o del área de aproximación que debería haber estado a la vista durante tiempo suficiente para que el piloto pudiera hacer una evaluación de la posición y de la rapidez del cambio de posición de la aeronave, en relación con la trayectoria de vuelo deseada. En el caso de una operación de aproximación en circuito, la referencia visual requerida es el entorno de la pista.

6.10.3. Ayudas visuales

Las ayudas visuales utilizan la energía electromagnética como portadora de información y permiten realizar con mayor eficacia el contacto visual con la pista de aterrizaje y con la trayectoria correcta de la senda de descenso.

Son dispositivos luminosos cromáticos que emplean el contraste para transmitir la información al piloto.

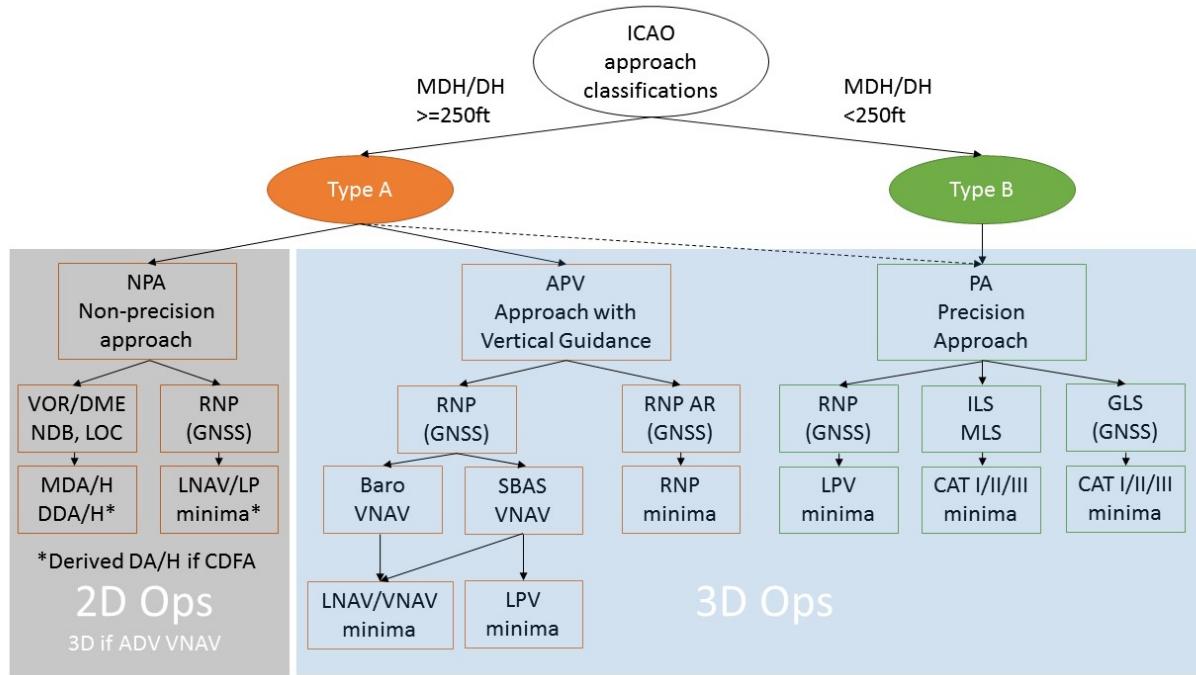


Figura 6.38: Tipos de instrumentos para aproximación según OACI (?, ?)

Tabla 6.4: OACI Requisitos de performance en apoyo de las operaciones de aproximación por instrumentos

Performance de sistemas en el Anexo 10	Método del Anexo 6
Aproximación que no es de precisión (NPA)	2D-Tipo A ¹
Aproximación con guía vertical (APV)	3D-Tipo A ²
Aproximación de precisión (PA)	Categoría I, DH igual o superior a 75 m (250 ft) Categoría I, DH igual o superior a 60 m (200 ft) e inferior a 75 m (250 ft) Categoría II Categoría II
	3D-Tipo A ³ 3D-Tipo B - CAT I ³ 3D-Tipo B - CAT II 3D-Tipo B - CAT II

¹ Sin guía vertical barométrica

² Con guía vertical barométrica o SBAS

³ Con guía vertical ILS, MLS, GBAS o SBAS.

Como es lógico, estas ayudas son indispensables en aterrizajes nocturnos o diurnos de baja visibilidad.

En cuanto a las características que las ayudas visuales presentan son descritas por lo que se denomina las “5C”:

Configuración se refiere a la forma de emplazamiento de las unidades que componen cualquier sistema de

ayuda visual iluminada, especificando distancias entre ellas, distancias respecto al umbral de pista (sector desde donde se inicia el área destinada a las operaciones aéreas), etc.

Color los colores según norma utilizados para diferenciar las señales de las ayudas visuales iluminadas.

Cobertura se refiere a los sectores en los que son visibles las ayudas visuales iluminadas y a la reducción del deslumbramiento.

Candelas unidad de intensidad lumínica, las recomendaciones que la OACI emite son curvas de isocandelas las cuales deben cumplirse y que varía de acuerdo a la posición y función de las ayudas visuales iluminadas (diagramas publicados en el Anexo 14).

Se sabe que la agudeza visual y la sensibilidad frente al deslumbramiento varían según las personas, la edad de ellas y el grado de fatiga. Un elemento importante para el deslumbramiento es la transmitibilidad atmosférica, que varía cuando es de día, atardecer, noche o cuando existe niebla.

Para otorgar un buen servicio, dentro las operaciones aéreas, a los pilotos evitando los problemas de deslumbramiento, los reguladores de corriente constante poseen un rango de variación de intensidad lumínica (variación de brillo) que depende de las características de las ayudas visuales.

Por lo general las luces de alta y media intensidad posee de 3 a 5 niveles de intensidad, en cambio las luces de baja intensidad solo posee un solo nivel de intensidad.

Continuidad las ayudas visuales más críticas deben tener un alto grado de continuidad en la emisión de sus señales, por lo que se tienen dos circuitos eléctricos en las luces de borde de pista y luces de aproximación, en caso de falla de uno de ellos el otro se mantiene operable y aun son visibles las señales luminosas.

Sistemas de Luces de Aproximación

El Sistema de Luces de Aproximación (ALS, Approach Light Systems) se utiliza en aeródromos con alta frecuencia de uso. Se ubican en las cercanías de la cabecera de la pista como parte a las ayudas electrónicas de navegación para la parte final de aproximaciones precisas y no precisas de un vuelo IFR, y también como una guía visual en vuelos VFR nocturnos. En la Figura 6.39 puede observarse el ALS de la aproximación a la pista 27 del aeropuerto Liverpool - John Lennon.

El ALS suministra al piloto con entradas visuales respecto a la alineación de la aeronave, el balance, el horizonte, el ancho y la posición con respecto a la cabecera de la pista. Desde que los sistemas de iluminación aeroportuarios relevaron a las necesariamente rápidas acciones mentales sobre la información visual que encabezaban las decisiones, un sistema visual es ideal para una guía durante los últimos segundos críticos del movimiento descendente sobre el patrón de planeo.

El sistema de luces de aproximación se creó en base al ángulo del patrón de planeo, el rango visual, el ángulo de visibilidad cortada en la cabina y de las velocidades de aterrizaje. Esto es esencial para que los pilotos estén propensos a utilizar e identificar ALS y de interpretar el sistema sin confusión. El sistema comienza en el umbral de cabecera de pista y se extiende hacia el frente de la misma por, aproximadamente, 900 m (3000

pies). En caso de que esta longitud no pueda ser utilizada, se emplea la mayor posible. Una columna de luces estroboscópicas de alta intensidad luminosa, alimentadas mediante una descarga de condensador e igualmente espaciadas, se coloca alineada con el eje de la pista y al ser accionadas producen un efecto de flash que indica a los pilotos la ubicación del centro de la pista en condiciones de baja visibilidad.

En los Estados Unidos de América los ALS poseen una Fila de Decisión (Decision Bar), ubicada a 1000 pies (300 m) de la cabecera de pista, la cual sirve como un horizonte visible para facilitar la transición de IFR a VFR. También se la ubica de forma que coincide con la Altura de Decisión (Decision Altitude).

Requerimientos OACI. Anexo 14. Volumen I. Edición 2018.

5.3.4.1 Aplicación

A Pista de vuelo visual

Recomendación. Cuando sea materialmente posible, debería instalarse un sistema sencillo de iluminación de aproximación tal como el que se especifica en 5.3.4.2 a 5.3.4.9, para servir a una pista de vuelo visual cuando el número de clave sea 3 ó 4 y destinada a ser utilizada de noche, salvo cuando la pista se utilice solamente en condiciones de buena visibilidad y se proporcione guía suficiente por medio de otras ayudas visuales.

Nota. También puede instalarse un sistema sencillo de iluminación de aproximación para proporcionar guía visual durante el día.

B Pista para aproximaciones que no son de precisión

Cuando sea materialmente posible, se instalará un sistema sencillo de iluminación de aproximación, tal como el que se especifica en 5.3.4.2 a 5.3.4.9, para servir a una pista para aproximaciones que no son de precisión, salvo cuando la pista se utilice solamente en condiciones de buena visibilidad y se proporcione guía suficiente por medio de otras ayudas visuales.

Nota. Es conveniente que se considere la posibilidad de instalar un sistema de iluminación de aproximación de precisión, de Categoría I, o la adición de un indicador que lleve a la pista.

C Pista para aproximaciones de precisión de Categoría I

Cuando sea materialmente posible, en una pista para aproximaciones de precisión de Categoría I se instalará un sistema de iluminación de aproximación de precisión de Categoría I, tal como el que se especifica en 5.3.4.10 a 5.3.4.21.

D Pista para aproximaciones de precisión de Categorías II y III

En una pista para aproximaciones de precisión de Categorías II y III, se instalará un sistema de iluminación de aproximación de precisión de las Categorías II o III, tal como se especifica en 5.3.4.22 a 5.3.4.39.

Diversas configuraciones de ALS son reconocidas por la OACI, sin embargo, configuraciones no normalizadas se encuentran instaladas en diversos aeropuertos. Los ALS son sistemas de luces de alta intensidad y varios se

complementan con otros ubicados sobre la senda de aproximación, tal como el Runway End Identifier Lights (REIL), Touchdown Zone Lights (TDZL), and High Intensity Runway Lights (HIRL). Entre las configuraciones más usuales se tienen:

MALSR: Medium-intensity Approach Lighting System with Runway Alignment Indicator Lights

MALSF: Medium-intensity Approach Lighting System with Sequenced Flashing lights

SALS: Simple Approach Lighting System

SSALS: Simplified Short Approach Lighting System

SSALR: Simplified Short Approach Light- ing System with Runway Alignment Indicator Lights

ODALS: Omnidirectional Approach Lighting System

ALSF-1: Approach Lighting System with Sequenced Flashing Lights configuration 1

ALSF-2: Approach Lighting System with Sequenced Flashing Lights configuration 2

CALVERT I/ICAO-1 HIALS: ICAO-compliant configuration 1 High Intensity Approach Lighting System

CALVERT II/ICAO-2 HIALS: ICAO-compliant configuration 2 High Intensity Approach Lighting System

LDIN: Lead-in lighting

REIL: Runway End Identification Lights

RAIL: Runway Alignment Indicator Lights

En las configuraciones que poseen luces secuenciadas (sequenced flashing lights), estas son de tipo estroboscópicas y se ubican de frente a la cabecera de pista, sobre el eje de la misma. Estas luces se encienden en secuencia, comenzando con la luz más distante de la cabecera y terminando en la Fila de Decisión (Decision Bar). Esto se justifica para no distraer al piloto durante la fase crítica de cambiar de IFR a VFR. El sistema de luces secuenciadas es comunmente conocido como “*el conejo*” (the rabbit) o “*correr al conejo*” (the running rabbit).



Figura 6.39: ALS (verde, verde)

Sistema Indicador de Pendiente de Aproximación Visual

Requerimientos OACI. Anexo 14. Volumen I. Edición 2018. 5.3.5 Sistemas visuales indicadores de pendiente de aproximación

5.3.5.1 Se instalará un sistema visual indicador de pendiente de aproximación para facilitar la aproximación a una pista, que cuente o no con otras ayudas para la aproximación, visuales o no visuales, cuando exista una o más de las condiciones siguientes:

- La pista sea utilizada por turborreactores u otros aviones con exigencias semejantes en cuanto a guía para la aproximación;
- el piloto de cualquier tipo de avión pueda tener dificultades para evaluar la aproximación por una de las razones siguientes:
 - orientación visual insuficiente, por ejemplo, en una aproximación de día sobre agua o terreno desprovisto de puntos de referencia visuales o durante la noche, por falta de luces no aeronáuticas en el área de aproximación; o
 - información visual equívoca, debida por ejemplo, a la configuración del terreno adyacente o a la pendiente

- la presencia de objetos en el área de aproximación pueda constituir un peligro grave si un avión desciende por debajo de la trayectoria normal de aproximación, especialmente si no se cuenta con una ayuda no visual u otras

El Sistema Indicador de Pendiente de Aproximación Visual (VASIS, Visual Approach Slope Indicator System) es un sistema de luces al costado de la pista que provee información de guía visual para el aterrizaje durante la aproximación a una pista. Estas luces pueden ser avistadas desde una distancia de hasta 5 nm (≈ 9 km) durante el día y desde hasta 20 nm (≈ 37 km) o más de noche.

Este sistema posee diversas variantes:

VASIS Estándar: consiste en varios conjuntos de 2, 4, 6, 12 o 16 luces dispuestas en filas y denominadas near, middle y far. La mayoría de las instalaciones VASIS consisten en conjuntos de 2 filas, near y far, y poseen conjuntos de 2, 4 o 12 luces. Otros VASIS tienen 3 filas, near, middle y far, lo que permite al piloto con diferentes pendientes de aproximación. Esta última instalación puede tener de 6 a 16 luces. Las instalaciones VASIS de 2, 4 o 6 luces se ubican a un lado de la pista, usualmente la izquierda desde el punto de vista del piloto. Las instalaciones de 12 a 16 luces se colocan en cantidades iguales a ambos lados de la pista.

Las instalaciones VASIS de 2 filas proveen una única pendiente de aproximación, usualmente, a 3° .

Las instalaciones de 3 filas proveen dos pendientes de aproximación. La pendiente inferior es indicada por la fila near y middle, usualmente, a 3 grados; la pendiente superior es guiada por las filas middle y far, y es, aproximadamente, $1/4^\circ$ mayor. Esta última pendiente se utiliza en aviones con cabina alta. La pendiente normal del dispositivo es de tres grados, en algunos lugares se indican pendientes de $4,5^\circ$ para evitar obstáculos en la aproximación. El uso de pendientes superiores a $3,5^\circ$ puede causar un incremento en la longitud de pista requerida.

Cada conjunto de luces está diseñado de tal manera que las luces se ven o blancas o rojas, dependiendo del ángulo al cual las luces son vistas. Cuando el piloto está aterrizando en el ángulo de aproximación apropiado, lo que significa que se encuentra en la trayectoria de aproximación correcta, el primer conjunto de luces se ven blancas y el segundo conjunto, rojas. Cuando ambos conjuntos se ven blancos, esto significa que está volando demasiado alto; y demasiado bajo cuando ambos se ven rojos.

Este es el tipo más común de sistema de indicación de pendiente de aproximación visual.

PVASIS: (Pulsating Visual Approach Slope Indicator System) es una luz única al costado de la pista de aterrizaje. Se ve blanco fijo cuando se está en la correcta trayectoria de aproximación, parpadeante blanco por encima y rojo fijo cuando se encuentra por debajo de la trayectoria de aproximación. Esta última empieza a parpadear cada vez más rápido cuanto más se aleja la aeronave de la trayectoria de aproximación ideal.

Este tipo de Indicador de Pendiente de Aproximación Visual es raramente utilizado en parte porque son fácilmente confundidos con otras luces de la pista.

VASIS Tricolor: Consiste en una luz única que se ve de color ámbar por sobre la trayectoria de aproximación ideal, blanca en la trayectoria correcta y roja debajo de él. También es muy poco utilizada, en cierta medida debido a que se sabe que los pilotos que no están familiarizados con él han malinterpretado las luces, provocando una “corrección” en la dirección equivocada.

T-VASIS: (T Visual Approach Slope Indicator System) Consiste en una barra perpendicular al eje de la pista con 4 luces y una barra paralela al eje de la pista con 6 luces, y que intersecta a la anterior en el punto medio. Éste esquema se repite en ambos lados de la pista en el T-VASIS, ver Figura 6.40.

La instalación completa de T-VASIS ocupa un espacio considerable según la Figura 6.41(a) de la pista 32 del aeropuerto de Brisbane en agosto de 2007. Las instalaciones de T-VASIS se han resaltado a ambos lados de la pista, se encuentran dentro de la franja de la pista. Se puede distinguir cada caja de luz individual dentro del sistema en la Figura 6.41(b) se observa un primer plano de una caja de luz del sistema. En la Figura 6.41(c) se observa el layout según OACI.

Cuando la aeronave va con la inclinación correcta solamente se verá la barra transversal y su color será blanco, si va por encima de la senda de planeo correcta verá la barra transversal y también algunas de las luces centrales que están por encima de la barra transversal, todas ellas de color blanco. Mientras se vuela más por arriba, más luces centrales se verán. Si la aeronave va por debajo de la senda, se verá la barra transversal y algunas de las luces centrales que están por debajo de la barra, todas ellas de color blanco. Si está MUY por debajo, verá estas mismas luces pero de color rojo. En la Figura puede verse lo anteriormente explicado.

AT-VASIS: Abbreviated T Visual Approach Slope Indicator System, similar al anterior consistiendo en 10 elementos luminosos dispuestos a un lado de la pista en forma de una sola barra de ala de cuatro luces cortada en su punto medio por una fila longitudinal de seis luces, ver Figura 6.40.

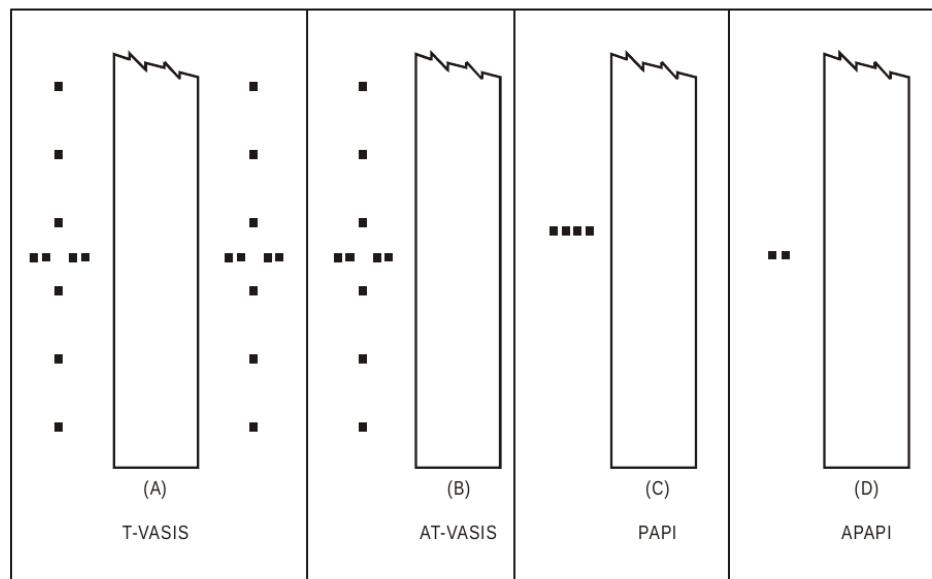


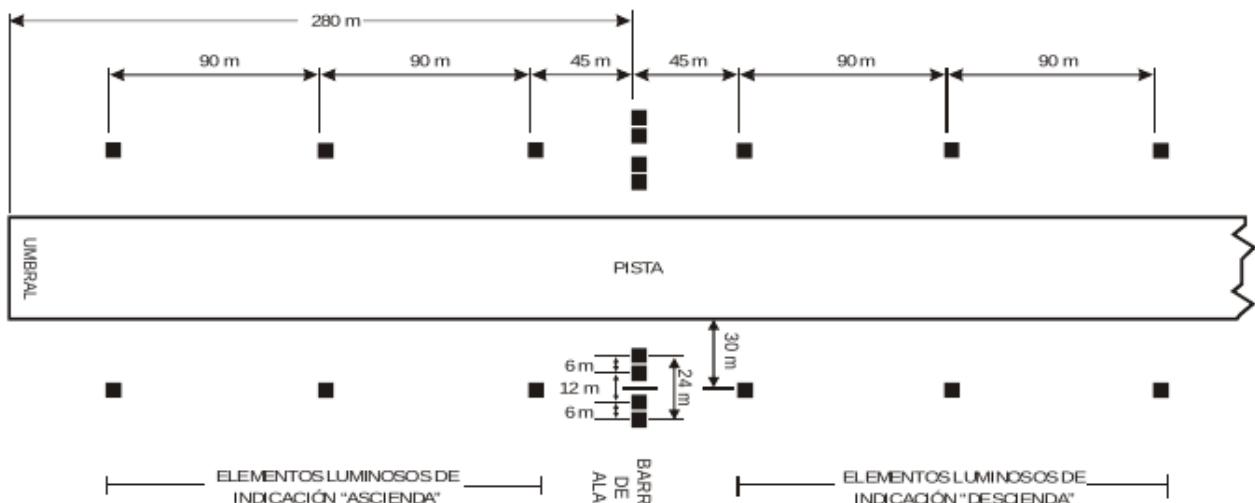
Figura 6.40: Sistemas visuales indicadores de pendientes de aproximación (OACI, 2018)



(a) T-Vasis en aeropuerto (verde, verde)



(b) T-Vasis caja de luz (verde, verde)



(c) T-Vasis Layout (OACI, 2018)

Figura 6.41: T-Vasis

OACI, Anexo 14. Volumen I. Edición 2018.

5.3.5.2 Los sistemas visuales indicadores de pendiente de aproximación normalizados consistirán en lo siguiente:

- a) T-VASIS y AT-VASIS que se ajusten a las especificaciones contenidas en 5.3.5.7 a 5.3.5.23 inclusive;
- b) PAPI y APAPI que se ajusten a las especificaciones contenidas en 5.3.5.24 a 5.3.5.41 inclusive; según se indica en la Figura xxxx.

5.3.5.3 Se instalarán PAPI, T-VASIS o AT-VASIS si el número de clave es 3 ó 4 o cuando existe una o más de las condiciones especificadas en 5.3.5.1.

OACI, Anexo 14. Volumen I. Edición 2018.

5.3.5.4 Recomendación. A partir del 1 de enero de 2020, debería discontinuarse el uso de T-VASIS y AT-VASIS como sistemas indicadores de pendiente en aproximación visual.

Indicador de Trayectoria de Aproximación de Precisión

También conocido como PAPI (Precision Approach Path Indicator), es un sistema más moderno de indicación de pendiente de aproximación.

Fué desarrollado en 1974 por Tony Smith y David Johnson de la Royal Aircraft Establishment en Bedford, Inglaterra, siendo necesarios más de dos años para su completa operatividad, que se remonta a mediados del año 1977 cuando se puso a prueba en el aeropuerto de Gatwick en Londres el prototipo de un sistema visual de aproximación que proporcionaba datos de la senda de planeo (el primer PAPI).

Consiste en cuatro conjuntos de luces alineados en forma perpendicular a la pista de aterrizaje. Funciona básicamente del mismo modo en que lo hace el VASIS estándar, pero las luces adicionales indican al piloto que tan alejado de la trayectoria de aproximación ideal se encuentra la aeronave. En la Figura 6.42(a) se observa el layout según OACI.

Cuando los dos conjuntos de luces más alejados se ven rojos y los más cercanos blancos, la aeronave está exactamente en la trayectoria de aproximación. Cuando los tres conjuntos de luces más alejados se ven rojos, se encuentra apenas por debajo, mientras que si los tres conjuntos de luces más próximos se ven blancos, la aeronave está apenas por encima de la trayectoria de aproximación. Cuatro conjuntos de luces rojas indican que está muy por debajo de la trayectoria de aproximación, y cuatro conjuntos de luces blancas indican que está muy por encima. La mayoría de los aeropuertos importantes utilizan este sistema.

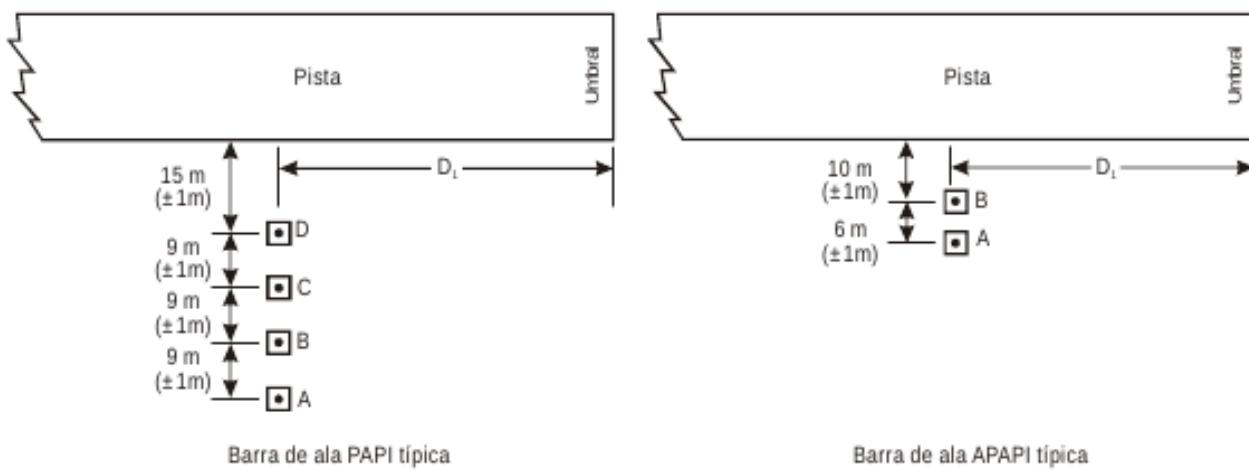
El PAPI es colocado generalmente del lado izquierdo de la pista de aterrizaje/despegue y puede ser visto desde una distancia máxima de 5 nm durante el día y a una distancia máxima de 20 nm de noche. Tiene dos o cuatro cajas de luces colocadas en una única fila, lo que lo diferencia del VASIS que tiene dos filas: una más próxima y otra más alejada.

Cada caja de luces está equipada con un mecanismo óptico que divide la luz emitida en dos segmentos, rojo y blanco. Dependiendo del ángulo de aproximación, las luces se verán o rojas o blancas desde la posición del piloto. Lo ideal sería que las luces visibles se muevan entre el rango de todas blancas y de la mitad rojas, cambiando a rojo sucesivamente de derecha a izquierda. El piloto alcanza la normal trayectoria de aproximación (generalmente de 3°) cuando la mitad de las luces sean rojas y la otra mitad blancas. Si está por debajo de la trayectoria de aproximación, las luces rojas sobrepondrán en cantidad a las blancas, si está por encima, observará más luces blancas.

El PAPI se basa en el principio de la Lente de Fresnel.

El estándar para el PAPI de la FAA es el mismo que corresponde al VASIS OACI.

Manual ADB Safegate de PAPI



(a) Papi layout (OACI, 2018)

Figura 6.42: PAPI

6.10.4. Ayudas radioeléctricas

Entre las ayudas radioeléctricas, la que se ha utilizado por los últimos sesenta años y se encuentra normalizada por la OACI, es el ILS. En algunos aeropuertos, sobre todo militares, es complementado con un sistema radárico denominado PAR.

Introducción

El Sistema de Aterrizaje Instrumental (ILS, Instrument Landing System) es un sistema de control que permite que un avión sea guiado con precisión durante la aproximación a la pista de aterrizaje y, en algunos casos, a lo largo de la misma.

Los sistemas de aproximación de aterrizaje son aquellos que proporcionan una guía al piloto de una aeronave que desciende, para facilitarle la aproximación y aterrizaje a la pista del aeropuerto que desea.

Para fijar conceptos, se ha de diferenciar entre aproximación y aterrizaje. La primera es una fase de vuelo que comienza en el momento que se deja el vuelo de crucero para iniciar la maniobra de acercamiento con descenso y finaliza en el momento en que se llega al punto de decisión, definido como aquél en que se debe determinar si se aterriza o se frustra la maniobra, para elevarse de nuevo.

El aterrizaje, al contrario, es la operación que empieza en el punto de decisión, cuando ya se ha decidido tomar tierra y no se puede frustrar el aterrizaje y finaliza cuando el avión se ha posado en la pista, disminuyendo su velocidad hasta el punto de no poder abandonarla.

Una aproximación correcta conduce a un aterrizaje exitoso, por lo que son interdependientes uno del otro. Por esto la denominación ILS no es adecuada, ya que es un sistema de aproximación y no de aterrizaje.

La maniobra de aproximación se divide en tres (3) fases:

- **Aproximación inicial:** establece la transición entre vuelo de crucero y configuración de descenso. Se modifican los parámetros de velocidad y altura a la aproximación, los sistemas de navegación empleados son VOR, TACAN o ADF. Desde el control de tierra se puede ordenar modificar la trayectoria.
- **Aproximación intermedia:** se siguen empleando los sistemas de navegación en el crucero, per la altitud, velocidad y distancia de separación con otras aeronaves cobran una relevancia especial. Esta fase termina en el punto en que se puede empezar a emplear el sistema de navegación de aproximación (PAR, ILS y MLS) con seguridad.
- **Aproximación final:** en esta fase la aeronave ha interceptado los haces del sistema de aproximación y está prácticamente alineada con la pista. La fase finaliza con el avión, ya posado en la pista, se encuentra con velocidad segura para abandonarla.

Analicemos brevemente los distintos sistemas existentes, los cuales pueden ser clasificados según la forma de transmitir la información:

- Las ayudas visuales
- Las ayudas radioeléctricas

Ayudas visuales

Las ayudas visuales utilizan la energía electromagnética como portadora de información y permiten realizar con mayor eficacia el contacto visual con la pista de aterrizaje y con la trayectoria correcta de la senda de descenso. Son dispositivos luminosos cromáticos que emplean el contraste para transmitir la información al piloto. Como es lógico, estas ayudas son indispensables en aterrizajes nocturnos o diurnos de baja visibilidad.

Sistema de Luces de Aproximación - ALS

El Sistema de Luces de Aproximación (ALS = Approach Light Systems) se utiliza en aeródromos con alta frecuencia de uso. Se ubican en las cercanías de la cabecera de la pista como parte a las ayudas electrónicas de navegación para la parte final de aproximaciones precisas y no precisas de un vuelo IFR; y también como una guía visual en vuelos VFR nocturnos.

El ALS suministra al piloto con entradas visuales respecto a la alineación de la aeronave, el balance, el horizonte, el ancho y la posición con respecto a la cabecera de la pista. Desde que los sistemas de iluminación aeroportuarios relevaron a las necesariamente rápidas acciones mentales sobre la información visual que encabezaban las decisiones, un sistema visual es ideal para una guía durante los últimos segundos críticos del movimiento descendente sobre el patrón de planeo.

El sistema de luces de aproximación se creó en base al ángulo del patrón de planeo, el rango visual, el ángulo de visibilidad cortada en la cabina y de las velocidades de aterrizaje. Esto es esencial para que los pilotos estén propensos a utilizar e identificar ALS y de interpretar el sistema sin confusión.

El sistema comienza en el umbral de cabecera de pista y se extiende hacia el frente de la misma por, aproximadamente, 900 m (3000 pies). En caso de que esta longitud no pueda ser utilizada, se emplea la mayor posible. Una columna de luces estroboscópicas de alta intensidad luminosa, alimentadas mediante una descarga de condensador e igualmente espaciadas, se coloca alineada con el eje de la pista y al ser accionadas producen un efecto de flash que indica a los pilotos la ubicación del centro de la pista en condiciones de baja visibilidad.

En los Estados Unidos de América los ALS poseen una Fila de Decisión (Decision Bar), ubicada a 1000 pies (300 m) de la cabecera de pista, la cual sirve como un horizonte visible para facilitar la transición de IFR a VFR. También se la ubica de forma que coincida con la Altura de Decisión (Decision Altitude).

Diversas configuraciones de ALS son reconocidas por la OACI, sin embargo, configuraciones no normalizadas se encuentran instaladas en diversos aeropuertos. Los ALS son sistemas de luces de alta intensidad y varios se complementan con otros ubicados sobre la senda de aproximación, tal como el Runway End Identifier Lights (REIL), Touchdown Zone Lights (TDZL), and High Intensity Runway Lights (HIRL). Entre las configuraciones más usuales se tienen:

- **MALSR:** Medium-intensity Approach Lighting System with Runway Alignment Indicator Lights
- **MALSF:** Medium-intensity Approach Lighting System with Sequenced Flashing lights
- **SALS:** Simple Approach Lighting System
- **SSALS:** Simplified Short Approach Lighting System
- **SSALR:** Simplified Short Approach Lighting System with Runway Alignment Indicator Lights
- **SSALF:** Simplified Short Approach Lighting System with Sequenced Flashing Lights
- **ODALS:** Omnidirectional Approach Lighting System
- **ALSF-1:** Approach Lighting System with Sequenced Flashing Lights configuration 1
- **ALSF-2:** Approach Lighting System with Sequenced Flashing Lights configuration 2
- **CALVERT I/ICAO-1 HIALS:** ICAO-compliant configuration 1 High Intensity Approach Lighting System
- **CALVERT II/ICAO-2 HIALS:** ICAO-compliant configuration 2 High Intensity Approach Lighting System
- **LDIN:** Lead-in lighting
- **REIL:** Runway End Identification Lights

- **RAIL:** Runway Alignment Indicator Lights

En las configuraciones que poseen luces secuenciadas (sequenced flashing lights), estas son de tipo estroboscópicas y se ubican de frente a la cabecera de pista, sobre el eje de la misma. Estas luces se encienden en secuencia, comenzando con la luz más distante de la cabecera y terminando en la Fila de Decisión (Decision Bar). Esto se justifica para no distraer al piloto durante la fase crítica de cambiar de IFR a VFR. El sistema de luces secuenciadas es comúnmente conocido como “el conejo” (the rabbit) o “correr al conejo” (the running rabbit).

Sistema Indicador de Pendiente de Aproximación Visual - VASIS

El Sistema Indicador de Pendiente de Aproximación Visual (o VASIS, por las siglas de Visual Approach Slope Indicator System) es un sistema de luces al costado de la pista que provee información de guía visual para el aterrizaje durante la aproximación a una pista. Estas luces pueden ser avistadas desde una distancia de hasta 8 km (5 millas) durante el día y desde hasta 32 km (20 millas) o más de noche.

- **VASIS Estándar:** consiste en varios conjuntos de 2, 4, 6, 12 o 16 luces dispuestas en filas y



(a)



(b)



(c)



(d)

Figura 1: Sistema de Luces de Aproximación

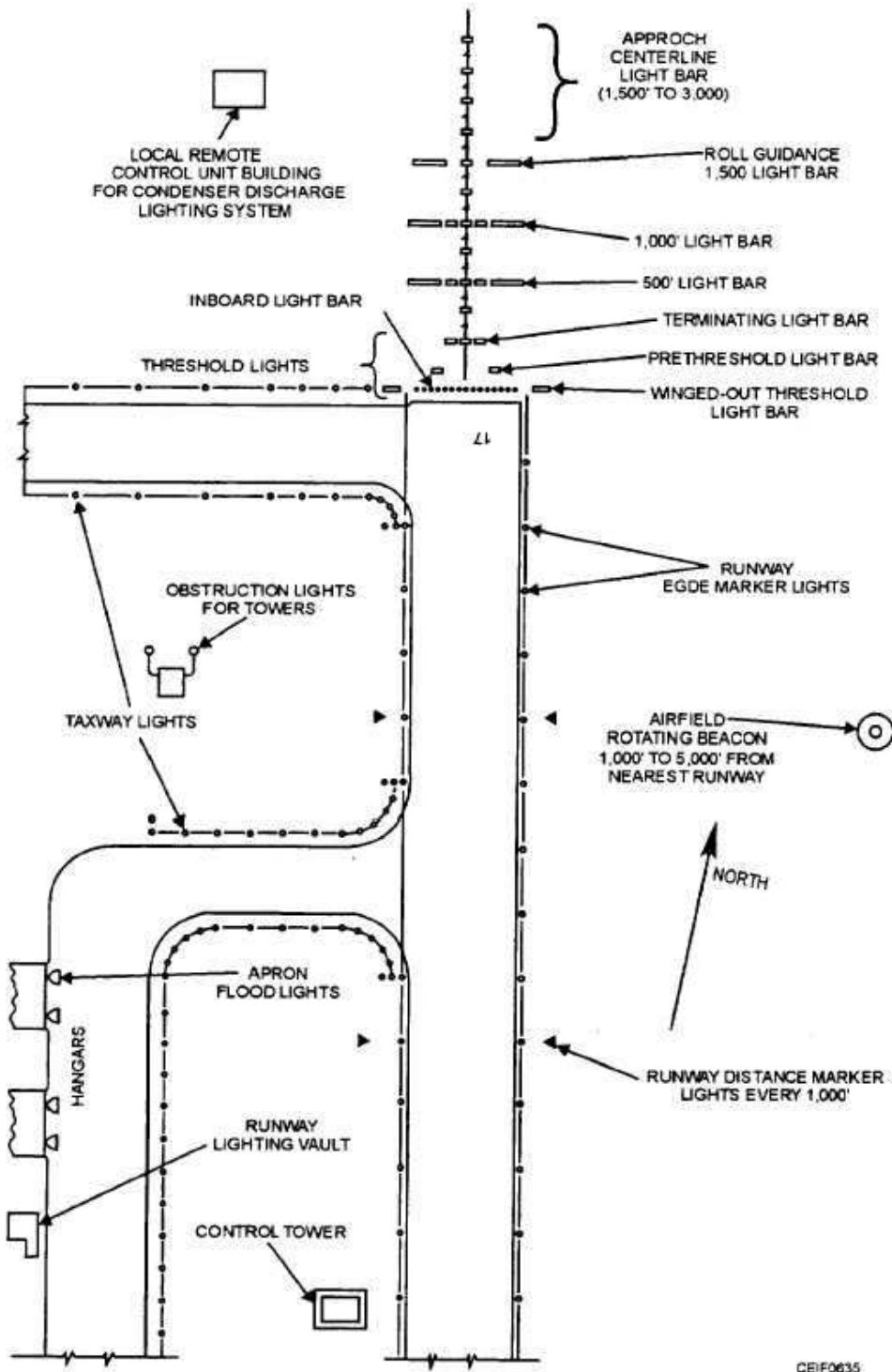


Figura 2: Layout del Sistema de Luces de Aproximación

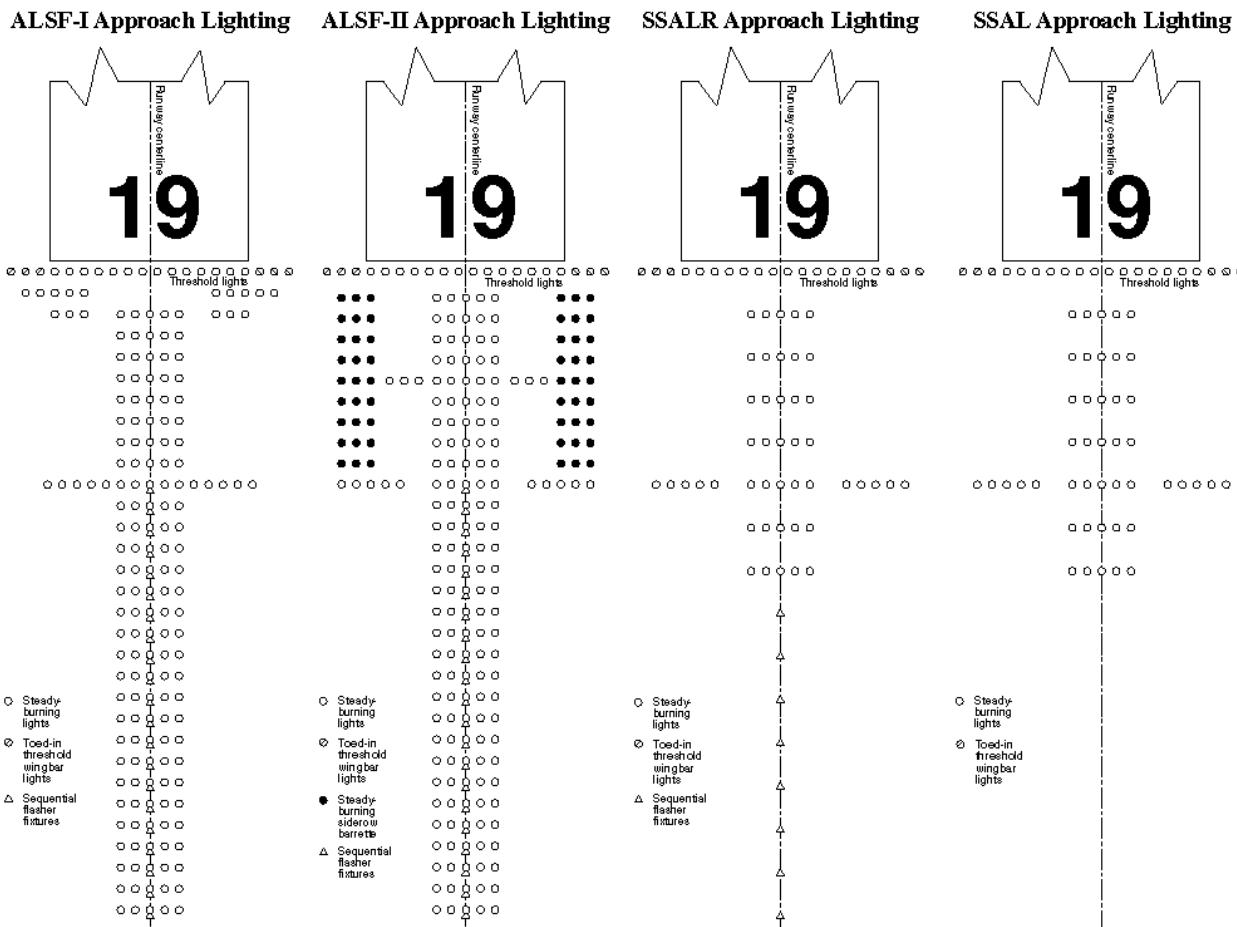


Figura 3: Sistemas ALS

denominadas near, middle y far. La mayoría de las instalaciones VASIS consisten en conjuntos de 2 filas, near y far, y poseen conjuntos de 2, 4 o 12 luces. Otros VASIS tienen 3 filas, near, middle y far, lo que permite al piloto con diferentes pendientes de aproximación. Esta última instalación puede tener de 6 a 16 luces. Las instalaciones VASIS de 2, 4 o 6 luces se ubican a un lado de la pista, usualmente la izquierda desde el punto de vista del piloto. Las instalaciones de 12 a 16 luces se colocan en cantidades iguales a ambos lados de la pista.

Las instalaciones VASIS de 2 filas proveen una única pendiente de aproximación, usualmente, a 3 grados. Las instalaciones de 3 filas proveen dos pendientes de aproximación. La pendiente inferior es indicada por la fila near y middle, usualmente, a 3 grados; la pendiente superior es guiada por las filas middle y far, y es, aproximadamente, 1/4 grado mayor. Esta última pendiente se utiliza en aviones con cabina alta. La pendiente normal del dispositivo es de tres grados, en algunos lugares se indican pendientes de 4,5 grados para evitar obstáculos en la aproximación. El uso de pendientes superiores a 3,5 grados puede causar un incremento en la longitud de pista requerida.

Cada conjunto de luces está diseñado de tal manera que las luces se ven o blancas o rojas, dependiendo del ángulo al cual las luces son vistas. Cuando el piloto está aterrizando en el ángulo

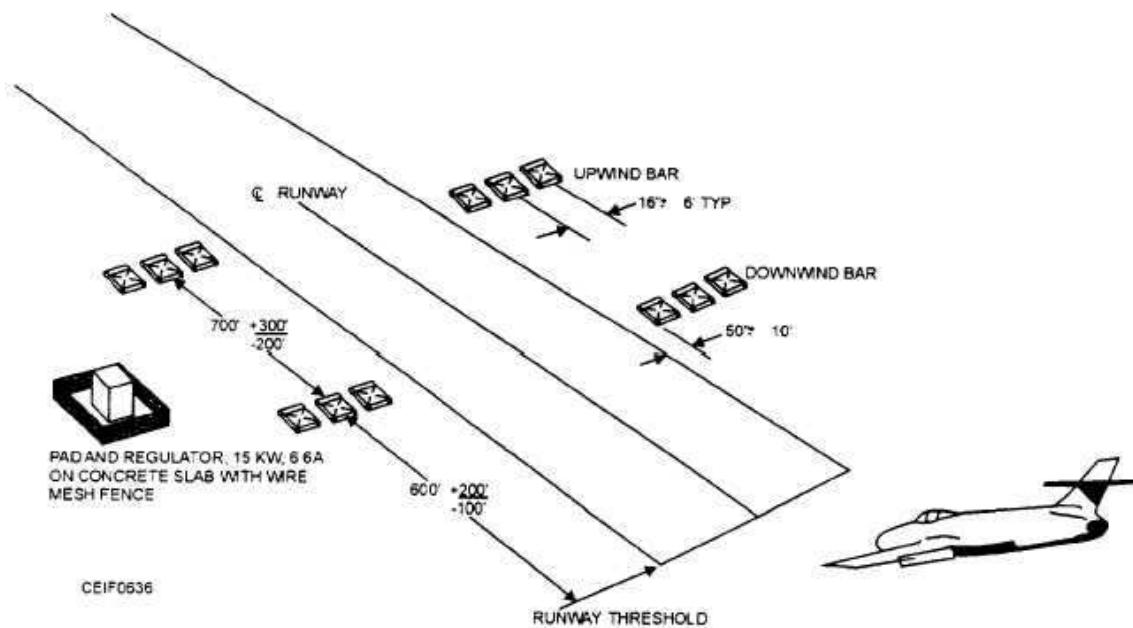
de aproximación apropiado, lo que significa que se encuentra en la trayectoria de aproximación correcta, el primer conjunto de luces se ven blancas y el segundo conjunto, rojas. Cuando ambos conjuntos se ven blancos, esto significa que está volando demasiado alto; y demasiado bajo cuando ambos se ven rojos. Este es el tipo más común de sistema de indicación de pendiente de aproximación visual.



(a) VASIS



(b) VASIS, vista desde la cabina. Runway 35, Pensacola Regional Airport



(c) Layout de un sistema VASIS de 2 filas

Figura 4: Sistema VASIS

- **PVASIS (Indicadores de Pendiente de Aproximación Visual Oscilantes):** Es una luz única al costado de la pista de aterrizaje. Se ve blanco fijo cuando se está en la correcta trayectoria de aproximación, parpadeante blanco por encima y rojo fijo cuando se encuentra por debajo de la trayectoria de aproximación. Esta última empieza a parpadear cada vez más rápido cuanto más se aleja la aeronave de la trayectoria de aproximación ideal. Este tipo de

Indicador de Pendiente de Aproximación Visual es raramente utilizado, en parte porque son fácilmente confundidos con otras luces de la pista.

- **VASIS Tricolor:** Consiste en una luz única que se ve de color ámbar por sobre la trayectoria de aproximación ideal, blanca en la trayectoria correcta y roja debajo de él. También es muy poco utilizada, en cierta medida debido a que se sabe que los pilotos que no están familiarizados con él han malinterpretado las luces, provocando una “corrección” en la dirección equivocada.
- **T-VASIS y AT-VASIS:** El sistema T-VASIS (Visual Approach Slope Indicator - Indicador visual de pendiente de aproximación) consiste en una barra perpendicular al eje de la pista con 4 luces y una barra paralela al eje de la pista con 6 luces, y que intersecta a la anterior en el punto medio. La única diferencia entre ambos sistemas es que este conjunto se encuentra a ambos lados de la pista en el T-VASIS y de un solo lado en el AT-VASIS.

El funcionamiento es el siguiente: Cuando el avión va con la inclinación correcta solamente se verá la barra transversal y su color será blanco. Si va por encima de la senda de planeo correcta, verá la barra transversal y también algunas de las luces centrales que están por encima de la barra transversal, todas ellas de color blanco. Mientras se vuela más por arriba, más luces centrales se verán.

Si la aeronave va por debajo de la senda, se verá la barra transversal y algunas de las luces centrales que están por debajo de la barra, todas ellas de color blanco. Si está MUY por debajo, verá estas mismas luces pero de color rojo.

Indicador de Trayectoria de Aproximación de Precisión - PAPI

El sistema visual más moderno es el PAPI (Precision Approach Path Indicator), que son las siglas en inglés de Trayectoria de Aproximación de Precisión.

Consiste en cuatro conjuntos de luces alineados en forma perpendicular a la pista de aterrizaje. Funciona básicamente del mismo modo en que lo hace el VASIS Estándar, pero las luces adicionales indican al piloto que tan alejado de la trayectoria de aproximación ideal se encuentra la aeronave. Cuando los dos conjuntos de luces más alejados se ven rojos y los más cercanos blancos, la aeronave está exactamente en la trayectoria de aproximación. Cuando los tres conjuntos de luces más alejados se ven rojos, se encuentra apenas por debajo; mientras que si los tres conjuntos de luces más próximos se ven blancos, la aeronave está apenas por encima de la trayectoria de aproximación. Cuatro conjuntos de luces rojas indican que está muy por debajo de la trayectoria de aproximación, y cuatro conjuntos de luces blancas indican que está muy por encima. La mayoría de los aeropuertos importantes utilizan este sistema.

El PAPI es colocado generalmente del lado izquierdo de la pista de aterrizaje/despegue y puede ser visto desde una distancia máxima de 8 km (5 millas) durante el día y a una distancia máxima de 32 km (20 millas) de noche. Tiene dos o cuatro cajas de luces colocadas en una única fila, lo que lo diferencia del VASIS que tiene dos filas: una más próxima y otra más alejada.

Cada caja de luces está equipada con un mecanismo óptico que divide la luz emitida en dos segmentos, rojo y blanco. Dependiendo del ángulo de aproximación, las luces se verán o rojas o blancas desde la posición del piloto. Lo ideal sería que las luces visibles se muevan entre el rango de todas blancas y de la mitad rojas, cambiando a rojo sucesivamente de derecha a izquierda. El piloto alcanza la normal trayectoria de aproximación (generalmente de 3 grados) cuando la mitad de las

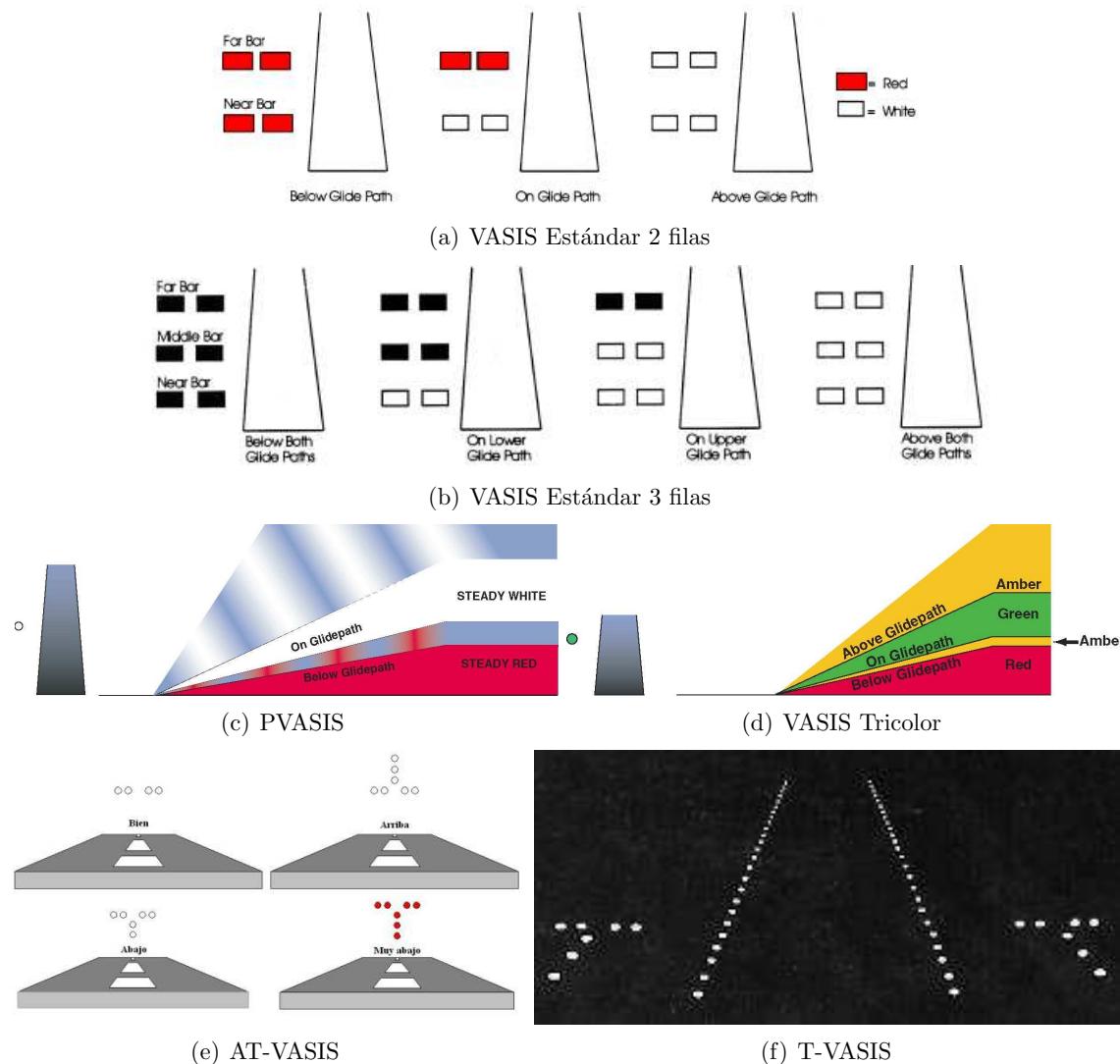


Figura 5: Tipos de sistema VASIS

luces sean rojas y la otra mitad blancas. Si está por debajo de la trayectoria de aproximación, las luces rojas sobrepasarán en cantidad a las blancas; si está por encima, observará más luces blancas.

El PAPI se basa en el principio de la Lente de Fresnel. El estandar para el PAPI de la Administración Federal de Aviación es el mismo que corresponde al VASIS OACI.

Ayudas Radioeléctricas

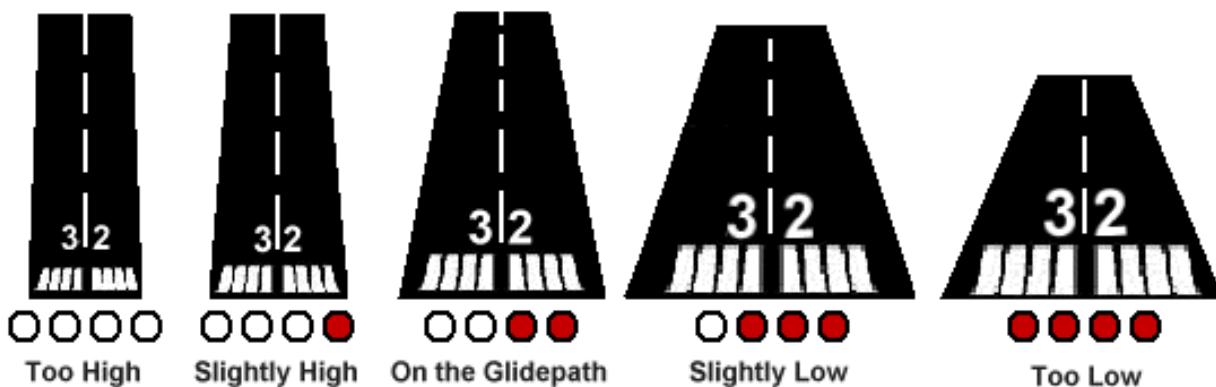
Entre las ayudas radioeléctricas, la que se ha utilizado por los últimos sesenta años y se encuentra normalizada por la OACI, es el ILS. En algunos aeropuertos, sobretodo militares, es complementado con un sistema radárico denominado PAR, que casi no tiene uso en la actualidad. El ILS esta siendo sustituido por el MLS que proporciona prestaciones superiores.



(a) Instalación PAPI

(b) Instalación PAPI

(c) Instalación PAPI



(d) Indicaciones del sistema PAPI

Figura 6: Sistema PAPI

Precision Approach Radar - PAR

El sistema de aproximación PAR, conocido en algunos aeropuertos como GCA (Ground Control Approach), tiene una aplicación muy reducida en la actualidad, usualmente militares.

Consiste en un radar que proporciona la localización relativa de la aeronave respecto al sistema emisor. La posición del avión la proporciona en telemetría, ángulo acimutal y cenital. En aplicaciones militares se utilizan equipos como AN/FPN-63, AN/MPN, o AN/TPN-22. El alcance del sistema es de 10 a 20 Nm (18,52 - 37,04 km).

El piloto no recibe indicación alguna en la cabina, la información para la corrección de la trayectoria la recibe por radio desde la estación terrestre, que es la única que dispone de información visual en sus pantallas.

Durante muchos años la maniobra de aproximación a un aeródromo ha sido realizada utilizando varios sistemas: por un lado observando las indicaciones de cabina del sistema ILS y por otro, escuchando las órdenes de corrección detalladas por el personal de servicio en el GCA o PAR. Según la OACI, el PAR no es un sistema certificado, sino que puede servir como sistema de ayuda complementario al ILS, el cual es el sistema reconocido internacionalmente.



(a) Reflejo de un operador de tráfico aéreo en un escaneador Beta de un sistema PAR. (b) Equipo AN/TPN-31 ATNAVICS. Este equipo provee control de tráfico aéreo, radar de exploración aérea y PAR en aeropuertos militares

Figura 7: Sistema PAR

Sistema de Aterrizaje Instrumental - ILS

Introducción

El sistema de aterrizaje instrumental (o ILS, del inglés: Instrument Landing System) es un sistema de control que permite que un avión sea guiado con precisión durante la aproximación a la pista de aterrizaje y, en algunos casos, a lo largo de la misma.

Transcurridos pocos años desde el primer vuelo realizado por los hermanos Wright en diciembre de 1903, y con los primeros pasos de la aviación comercial, empezó a sentirse la necesidad de disponer de sistemas que permitiesen volar en condiciones meteorológicas adversas y de esta forma aprovechar la ventaja de velocidad que tenían los aviones.

El rápido desarrollo que durante los primeros años del siglo XX tuvieron los sistemas de radiodifusión, permitió la puesta en marcha de los primeros sistemas de radionavegación.

En el año 1907 se concede en Alemania una patente a Otto Scheller, director técnico de la compañía C. Lorenz (más tarde Standard Elektrik Lorenz), para un sistema de radionavegación direccional. Este sistema estaba formado por dos transmisores direccionales transmitiendo en la misma frecuencia y con la misma potencia, pero con las antenas colocadas formando un cierto ángulo uno respecto a la otra y emitiendo señales de forma alternativa. Eligiendo adecuadamente el ángulo entre las antenas, se produce una línea de igual intensidad de señal (equiseñal) en el corte de los dos diagramas de radiación. Si las señales emitidas eran rayas cortas para un transmisor y rayas largas para el otro, un receptor situado en la línea de igual señal recibiría un tono continuo. Al desplazarse de esa línea predominaría la señal de uno de los transmisores dependiendo de a qué lado se encontrase el receptor.

En el año 1919 en Estados Unidos, F. H. Engel y F. Dunmore utilizaron el principio de “zona de equiseñal” para realizar una prueba de vuelo alineado con la pista. Los transmisores radiaban en la frecuencia de 300 KHz. y las señales de manipulación consistían en las letras “A” (.-) y “N” (-.) en código Morse.

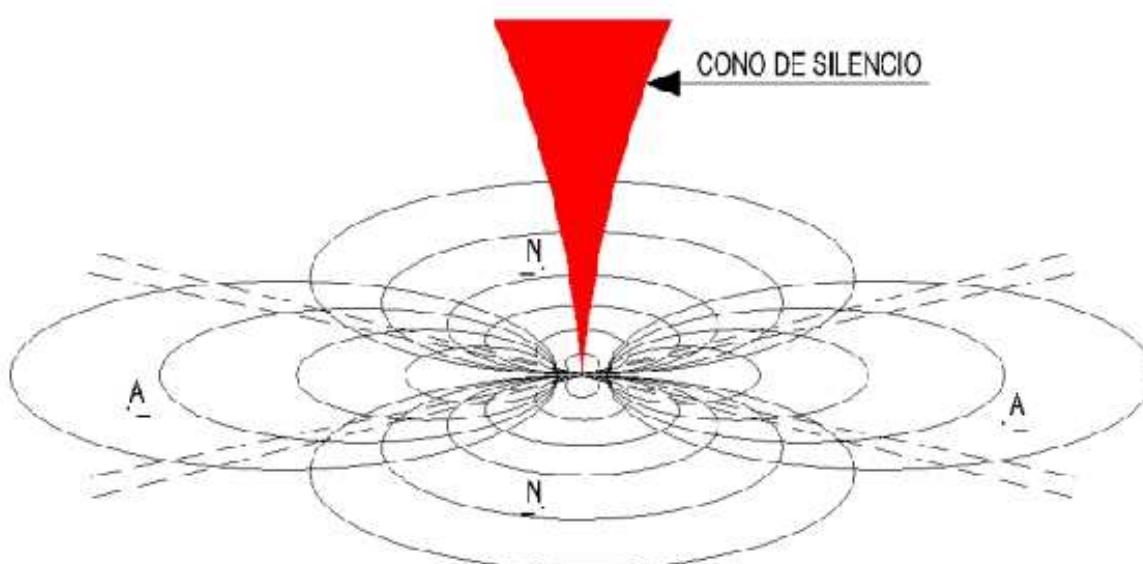


Figura 8: Zonas de equiseñal

Durante la década de 1920 pueden encontrarse diversos artículos en Europa y América describiendo sistemas experimentales de “aterrizaje automático”.

Bajo la responsabilidad de la Oficina de Normas del Departamento de Comercio de Estados Unidos y con el apoyo de la Fundación Guggenheim, durante el año 1929 se instaló en Mitchel Field un localizador consistente en un sistema equiseñal alineado con el eje de la pista, en el que se habían añadido a las letras en código Morse dos señales de modulación de frecuencias establecidas en 65 Hz y 86.7 Hz, y una radiobaliza de baja potencia para señalar el punto a partir del cual podía iniciarse el descenso seguro a la pista.

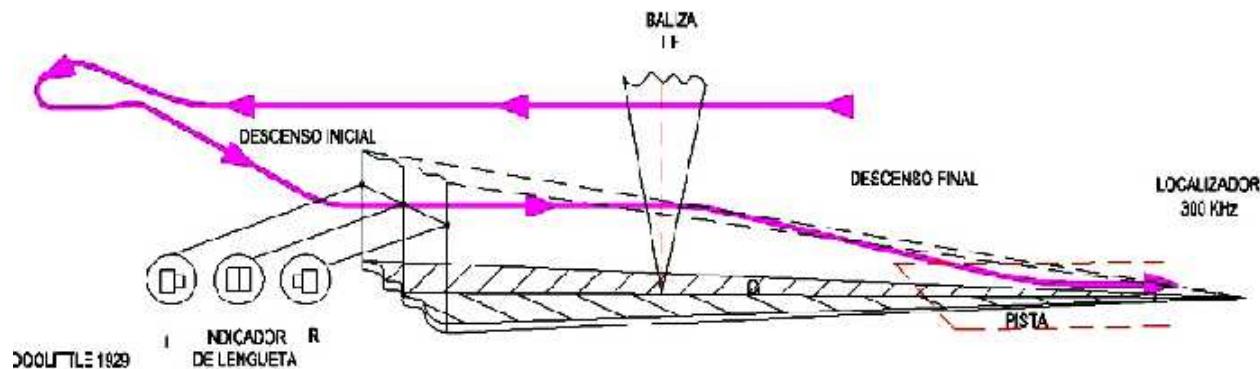
Para las pruebas en vuelo se utilizó un avión biplano de entrenamiento Consolidated PT-3 equipado con tres instrumentos especiales: un horizonte artificial, un giroscopio y un altímetro barométrico graduado en intervalos de 3 m. Ademas se instaló el receptor del localizador cuyas emisiones se mostraban por medio de dos lengüetas vibrantes mecánicamente ajustadas a las frecuencias de modulación de la estación de tierra y manipuladas por pequeños electroimanes conectados al circuito de salida del receptor.

Cuando se recibían las señales del localizador, las lengüetas vibraban con una amplitud proporcional a la intensidad de las señales recibidas. Cuando se volaba en la prolongación del eje de pista (curso) las vibraciones de las dos lengüetas tenían igual amplitud. Al desplazarse del curso, vibraba con mayor amplitud la lengüeta ajustada a la frecuencia que predominaba en ese lado.

El 24 de septiembre de 1929, el Teniente James Doolittle realizó en este avión una serie de aterrizajes sentado en el asiento trasero con la cabina completamente cubierta y guiándose exclusivamente con los instrumentos de abordo. Había comenzado el aterrizaje instrumental.



(a) James Doolittle



(b) Vuelo de Doolittle en 1929

Figura 9: Doolitlle 1929

Estos trabajos iniciales dieron un nuevo impulso a la investigación en Europa. Así en el año 1932 el Dr. Ernst Kramer de Lorenz patentó un sistema combinado de localizador (información de azimut) y senda de planeo (información de elevación) verticalmente polarizado que operaba en la frecuencia de 33.3 Mhz. En el localizador, instalado en el extremo de la pista y de tipo equiseñal, la portadora estaba modulada por una señal de 1.150 Hz que se manipulaba con las letras “E” (.) y “T” (-) en código Morse. Además de la información acústica, en el panel de instrumentos del avión se introdujo una indicación visual de la posición respecto al eje de pista por medio de una aguja.

La senda de planeo era del tipo “intensidad constante” y originalmente consistía en el borde inferior del lóbulo formado por la superposición de los diagramas del localizador. El piloto tenía que seguir la trayectoria determinada por los puntos del espacio en los que detectaba una intensidad constante indicada en un instrumento.

Durante el invierno del año 1932-33 Lufthansa realizó varios vuelos de prueba utilizando este sistema instalado en el aeropuerto de Berlin – Tempelhof.

Con el fin de mejorar la información de la trayectoria de planeo, en 1937 la compañía Lorenz dio forma a una patente del Dr. Kramar consistente en un transmisor en UHF conectado a dos antenas colocadas una encima de la otra y que radiaban alternativamente. De esta forma se generaban en el

espacio dos lóbulos cuya intersección formaba un haz en la trayectoria de descenso de 3° . Esta era la senda de planeo equiseñal que se reinventó en Estados Unidos en 1940.

En Estados Unidos se probaron distintas versiones entre los años 1931 a 1937. En la Figura 10 puede verse el esquema de un sistema que estaba formado por un transmisor como localizador en la frecuencia de 300 KHz. y otro como senda de planeo de intensidad constante a 93.7 Mhz. A este sistema instalado en varios aeropuertos de Estados Unidos y Europa se le encontraron grandes limitaciones debido principalmente a problemas por reflexiones.

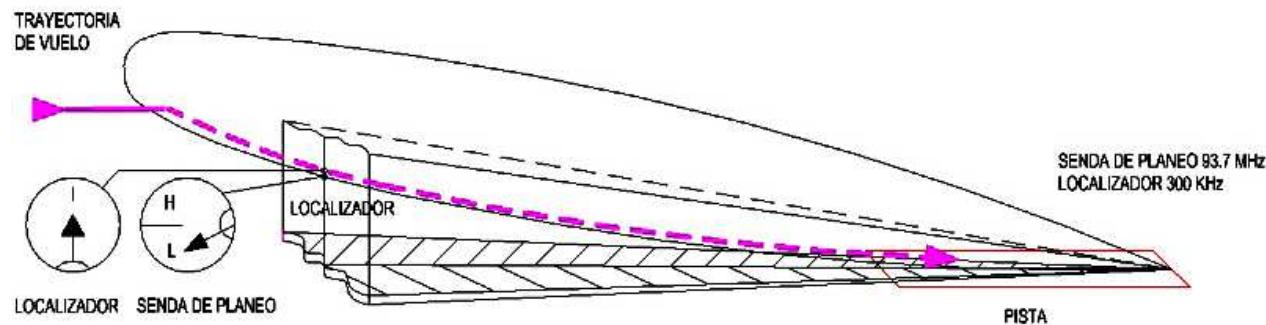


Figura 10: 1938

En el año 1938 se desarrolló otro sistema de aterrizaje sin visibilidad por Irving Metcalf de la Oficina de Comercio Aéreo de Estados Unidos con el apoyo del Massachusetts Institute of Technology. Este tipo de sistema de aterrizaje por instrumentos basaba en un transmisor situado en el aeropuerto que producía un blanco en una pantalla de rayos catódicos situada en la aeronave. También se presentaban en la pantalla otros blancos que se obtenían de un giróscopo direccional y de un horizonte artificial. Así, al aproximarse el avión a tierra, la pantalla presentaba el cambio aparente de posición del transmisor con respecto al horizonte. Tras las primeras pruebas, este sistema fue abandonado.

También en 1938, Lorenz junto con la International Telephone and Telegraph (ITT) inició un proyecto, financiado por la Civil Aviation Administration (CAA) de Estados Unidos, para desarrollar un sistema formado por un localizador horizontalmente polarizado radiando en la frecuencia de 110 Mhz, una senda de planeo de intensidad constante a 93,9 Mhz que proporcionaba una trayectoria de descenso de tipo parábola y una radiobaliza de 75 Mhz. En este sistema ya se habían adoptado las frecuencias de 90 Hz y 150 Hz para los tonos que, por medio de un modulador mecánico consistente en dos ruedas con 3 y 5 álabes respectivamente y que giraban movidas por un motor sincrónico, modulaban a la portadora. En 1939 el sistema se completó con supervisión y control remoto y se instaló en el aeropuerto de Indianapolis, llevándose a cabo un programa de pruebas con un Boeing 247-D equipado con receptores y registradores para evaluar las señales. El localizador y las radiobalizas eran en principio iguales a las utilizadas hoy en día.

Alentados por los resultados obtenidos con la senda de planeo de intensidad constante, la CAA llegó a un acuerdo con ITT para desarrollar un sistema de senda de planeo equiseñal en la frecuencia de 330 Mhz consigiéndolo en 1941.

En esta Senda de Planeo equiseñal, la portadora de 330 Mhz se separaba en dos canales cada uno de los cuales se modulaba con un tono de 90 Hz o de 150 Hz. El sistema radiante estaba formado por dos antenas montadas en un mástil vertical. La antena inferior se colocaba a una altura de 1.8 m del

suelo y se alimentaba con la señal modulada con 90 Hz, la antena superior estaba a aproximadamente 8 m del suelo y se alimentaba con la señal modulada con 150 Hz.

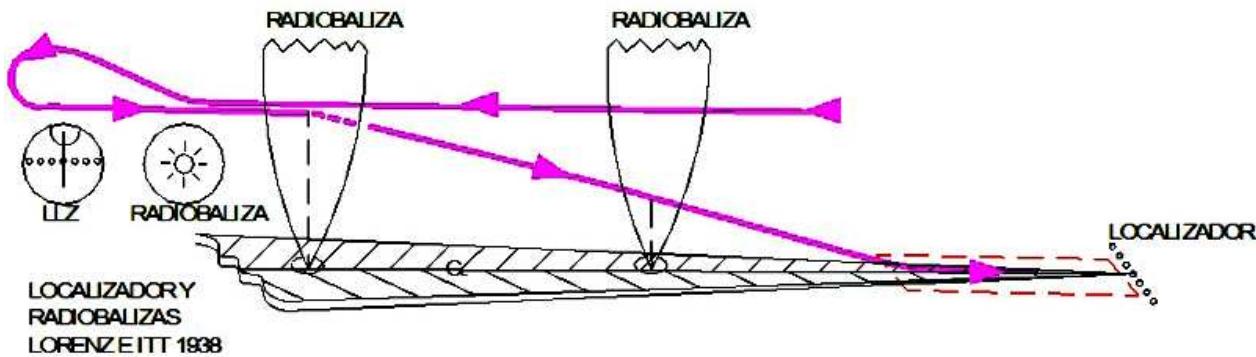


Figura 11: 1941

Utilizando la reflexión en el terreno se producían dos diagramas de radiación de tal forma que, modificando las alturas y las amplitudes de las señales que alimentaban a las antenas, se variaban estos diagramas para obtener una linea de puntos de equiseñal en el ángulo de la trayectoria de descenso. Por debajo de la trayectoria predominaba la señal de 150 Hz y por encima la de 90 Hz.

Durante los años de la II Guerra Mundial, se realizaron diversos desarrollos de sistemas militares portátiles basados en el sistema civil de ITT.

También hubo otros desarrollos como el realizado por Sperry en Estados Unidos y consistente en un localizador y senda de planeo equiseñal en la frecuencia de 3000 Mhz.

Finalmente en el año 1943 se tomó una decisión para estandarizar un sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS: Instrument Landing System) y la opción seleccionada fue la presentada por ITT trabajando en VHF y UHF y denominada SCS-51.

El SCS-51, como el sistema de Lorenz, estaba basado en una radiación en VHF formada por dos diagramas de onda continua (CW: continuous wave) que se superponían y formaban un haz en acimut conocido como Localizador (LLZ). Había otra segunda radiación en UHF formada por otros dos diagramas que formaban un haz en el plano vertical llamado Senda de Planeo (GP). Por tanto el ILS no solo proporcionaba información de guiado acimutal, sino que también daba información de guiado en la trayectoria de descenso. La diferencia básica entre el ILS y el sistema de Lorenz era que sus dos diagramas estaban polarizados horizontalmente y modulados por tonos en vez de manipulados con señales Morse. El ILS tenía la ventaja de dar una indicación del grado de divergencia respecto al eje en vez de solo indicar si el avión se encontraba a un lado o a otro del eje como hacían los primeros sistemas.

En 1944 mientras en Gran Bretaña se realizaban pruebas con un prototipo de SCS-51, se modificaba un sistema de radar Rebecca-Eureka para convertirlo en un Equipo Medidor de Distancias (DME :Distance Measuring Equipment).

Al final de la II Guerra Mundial se realizaron esfuerzos para adaptar las experiencias y equipos desarrollados en el campo militar a un uso civil. Fruto de estos trabajos el ILS se convirtió en el sistema normalizado de aterrizaje por instrumentos cuando se celebró la reunión de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) en Chicago en el año 1946. incluyéndolo en su Anexo 10 al

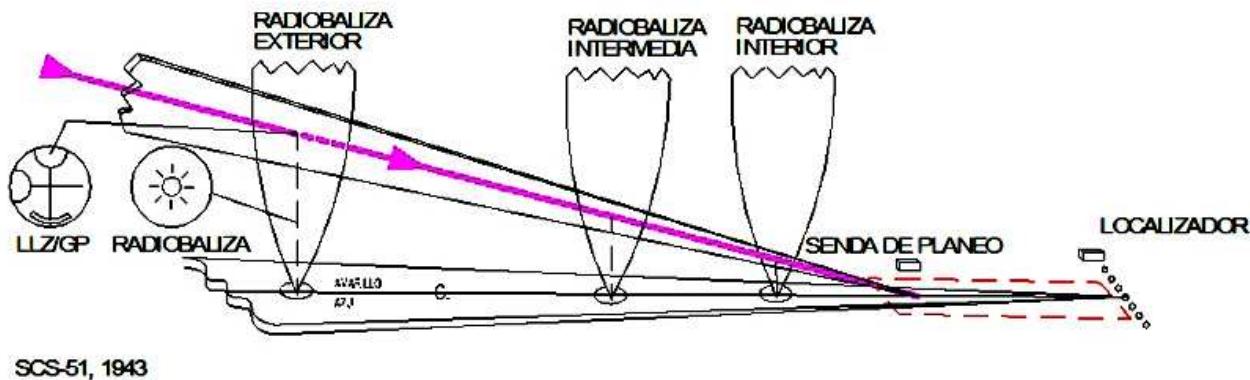


Figura 12: 1943

Convenio sobre Aviación Civil Internacional titulado “Telecomunicaciones Aeronáuticas”. En 1949 fue aceptado por la OACI como sistema de aproximación.

Desde entonces los principios básicos de funcionamiento del ILS no se han modificado, si bien se han realizado grandes avances tanto en la electrónica de los equipos que generan las señales como en los sistemas de antenas utilizados para generar los diagramas de radiación.

Y así este sistema cuyos antecedentes empezaron a establecerse hace más de 70 años, sigue operativo en los aeropuertos de todo el mundo posibilitando que las más modernas aeronaves realicen aproximaciones y aterrizajes seguros y fiables en cualquier condición meteorológica.

Componentes

El sistema ILS se divide en tres partes bien diferenciadas:

1. **Información de guía:** se proporciona por medio del Localizador (LLZ), que proporciona guía lateral, y la Senda de Planeo (GS), para la guía vertical.
2. **Información de distancia:** la brindan las Balizas o el DME (Distance Measurement Equipment).
3. **Información visual:** la compone el sistema ALS (ver).

Varios de estos componentes pueden verse en la Figura 13.

Información de guía

Para la información de guía, el ILS posee dos subsistemas independientes: uno sirve para proporcionar guía lateral (Localizador) y el otro para proporcionar guía vertical.

- **Localizador - LLZ:** una serie de antenas localizadoras (LLZ, LOC o localizer) están situadas normalmente a unos 1000 pies (305 m) del final de la pista y suelen consistir en 8 ó 14 antenas direccionales, ver Figura 15. Se transmiten señales portadoras entre los 108 MHz y 112MHz definidas para cada localizador. Estas portadoras se modulan con 90 Hz y 150 Hz y con distintas

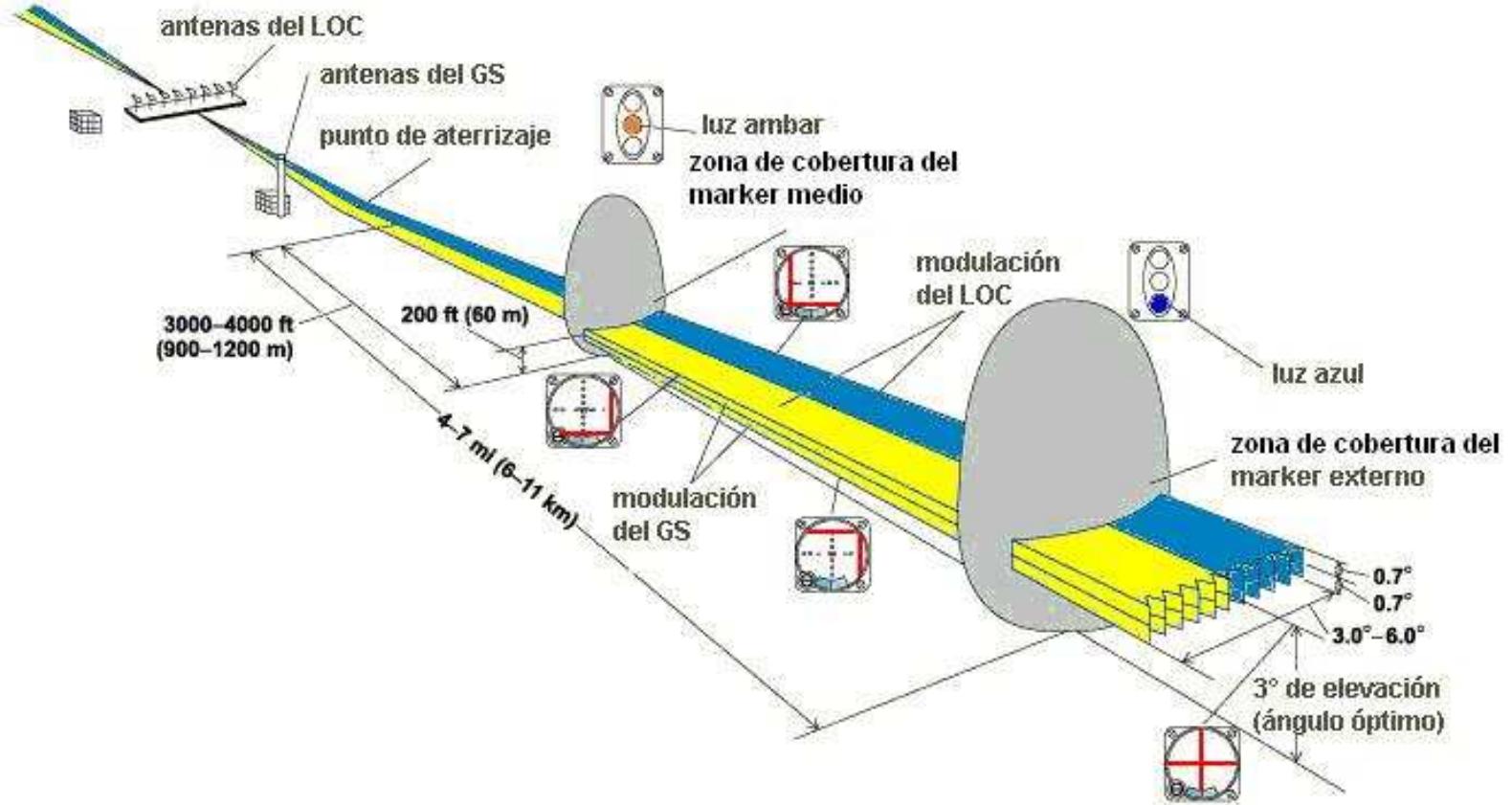


Figura 13: Señales del localizador, senda de planeo y radiobalizas

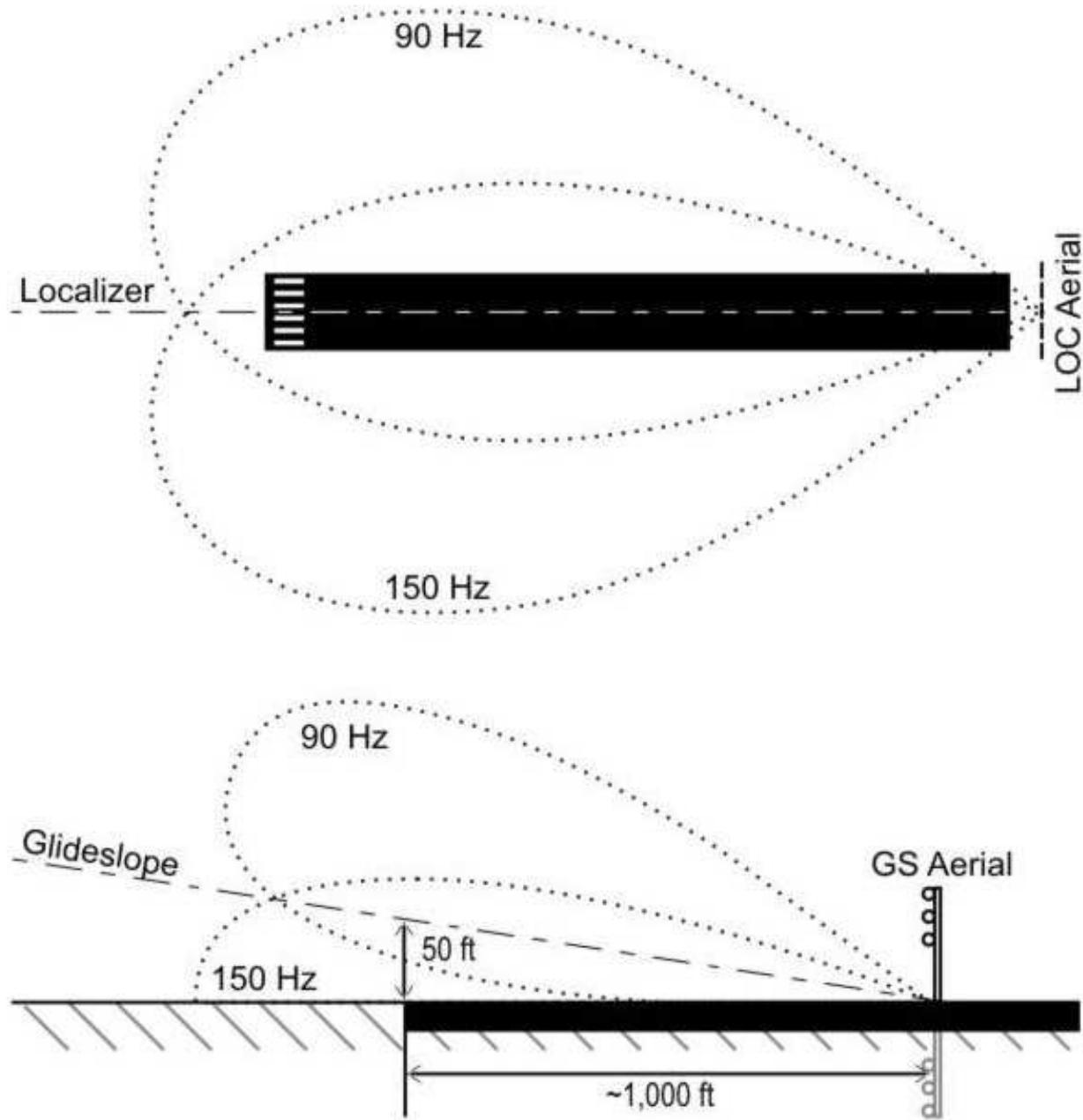


Figura 14: Patrones de emisión de las señales del localizador y de senda de planeo. [?]

fases. En la Figura 15 pueden observarse algunas antenas utilizadas en las aeronaves para recibir la señal del LLZ.

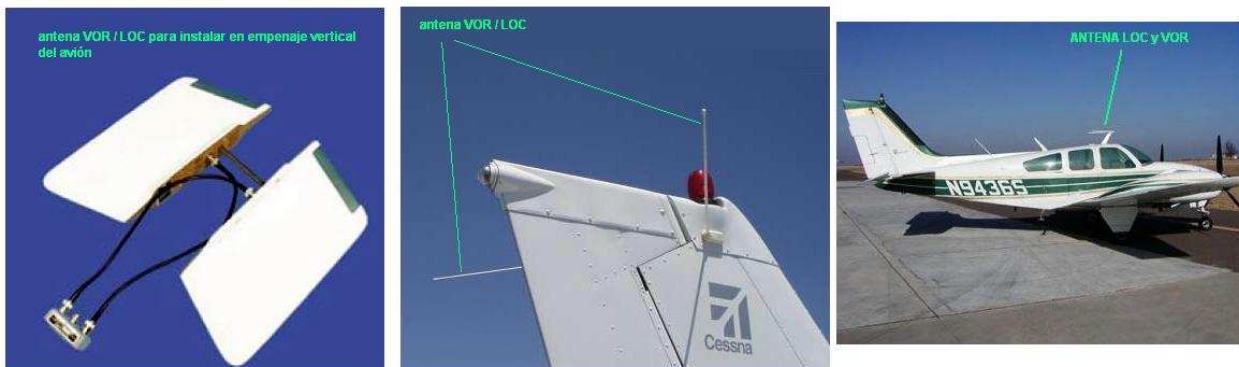
Esto produce el efecto que la señal de 150 Hz predomine en el lado derecho de pista y la de 90 Hz en el izquierdo, desde el punto de vista del piloto, ver Figura 14. El receptor del localizador en el avión mide la diferencia entre la modulación entre las señales de 90 Hz y 150 Hz: cuando la diferencia es de cero, la antena receptora está en la línea central del localizador, lo que



(a) Disposición del localizador y luces de aproximación en la base de la USAF Whiteman, Johnson County, Missouri



(b)



(c) Algunas antenas de recepción de LLZ en el avión (también recibe la señal del VOR, que es un sistema de radionavegación)

Figura 15: Antenas del Localizador

normalmente coincide con el centro de la pista.

- **Senda de Planeo - GS:** una antena transmisora de la senda de planeo (GS, del inglés: glideslope) se sitúa a un lado de la zona de la pista donde se produce la toma, Figura 16. La señal GS se transmite a una frecuencia de entre 328.6 MHz y 335.4 MHz, usando una técnica similar a la del localizador; la señal está situada para marcar una senda de planeo de aproximadamente 3° sobre la horizontal. También se usan 2 tonos de audio de 90 y 150 Hz, en este caso el de 90 Hz arriba y el de 150 Hz abajo. Cuando en el avión las señales de 90 y 150 Hz tienen el mismo nivel, significa que el avión desciende en el ángulo correcto, ver Figura 14. En la Figura 16 pueden observarse algunas antenas utilizadas en las aeronaves para recibir la

señal del GS.

Las frecuencias del localizador y la senda de planeo están emparejadas de manera que sólo se requiere seleccionar una frecuencia para sintonizar ambos receptores. El localizador proporciona una señal de código morse transmitida a 1020 Hz para permitir la identificación. Por ejemplo, en el aeropuerto de Barajas, se transmitiría MAA para la pista 33L. Esto permite saber si el ILS está operando con normalidad o si está correctamente sintonizado. La señal de senda de planeo no transmite ninguna señal de identificación, por lo que se depende del localizador.

- **Instrumental en cabina:** las señales del localizador y la senda de planeo se muestran en un instrumento de la cabina, llamado Indicador de Desviación de Curso (CDI, del inglés: Course Deviation Indicator), como agujas horizontales y verticales (o un instrumento electrónico que las simule), en la Figura 17 pueden verse algunos modelos de este instrumento. El piloto controla el avión de manera que las agujas permanezcan centradas en el indicador, pues es entonces cuando el avión sigue la senda de planeo y la dirección correctas. Las señales también pueden pasarse a los sistemas de piloto automático para permitir que éste vuele la aproximación.

Radiobalizas

Las radiobalizas operan a 75 MHz y se utilizan para indicar la altura y posición aproximadas a las que se encuentra el avión durante su aproximación.

Son tres:

- **Radiobaliza exterior (OM, del inglés: outer marker):** localizada a 3,9 millas náuticas (7,2 km) del umbral de la pista. Emite dos rayas (morse) por segundo con un tono de 400 Hz; su indicador es azul. Se utiliza esta radiobaliza para ayudar a los chequeos de altura, distancia y funcionamiento del equipamiento. Se puede combinar con un NDB para crear una Radiobaliza Exterior de Localizador (LOM, del inglés: Locator Outer Marker).
- **Radiobaliza intermedia (MM, del inglés: middle marker):** se localiza para que, en condiciones de baja visibilidad informe que el contacto con la pista es inminente. Está modulada con un tono de 1300 Hz y emite puntos y rayas (morse) alternativos. Su color es ámbar.
- **Radiobaliza interior (IM, del inglés: inner marker):** cuando está instalada, se localiza para que en condiciones de baja visibilidad se indique que se está a punto de cruzar el umbral de la pista. En esta posición un avión normalmente llega a las condiciones mínimas de la Categoría II. La modulación es de puntos a 3000 Hz, 6 por segundo. Su color es blanco.

En la actualidad la radiobaliza interior resulta rara de encontrar en las instalaciones de ILS. En la Figura 13 puede observarse la disposición de las mismas.

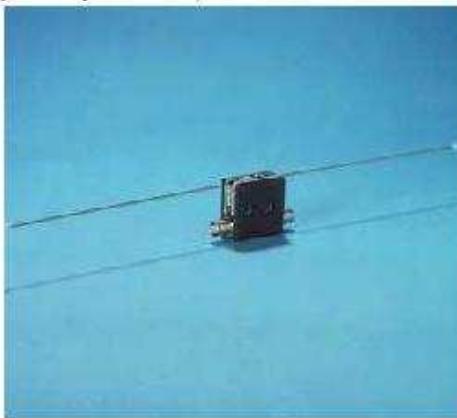
Categorías (CAT) de ILS

El mayor enemigo de la navegación aérea es la baja visibilidad y especialmente en las operaciones de aproximación, aterrizaje y despegue ya que en esos momentos es imprescindible tener referencias visuales del entorno próximo y en particular del terreno. Cuando se conduce un automóvil con niebla es fácil entender la sensación de un piloto realizando una aproximación a 300 o 400 km/h en condiciones de baja visibilidad y sabiendo que el terreno cada vez está más cerca. De ahí la necesidad



(a) Antenas de tierra

**Antenas de GS para montaje interior en avión
(puede ir sobre el panel de instrumentos,
junto al parabrisas)**



**Antena de GS para montaje sobre el
techo del avión**



(b) Algunas antenas de recepción de GS en el avión

Figura 16: Antenas GS

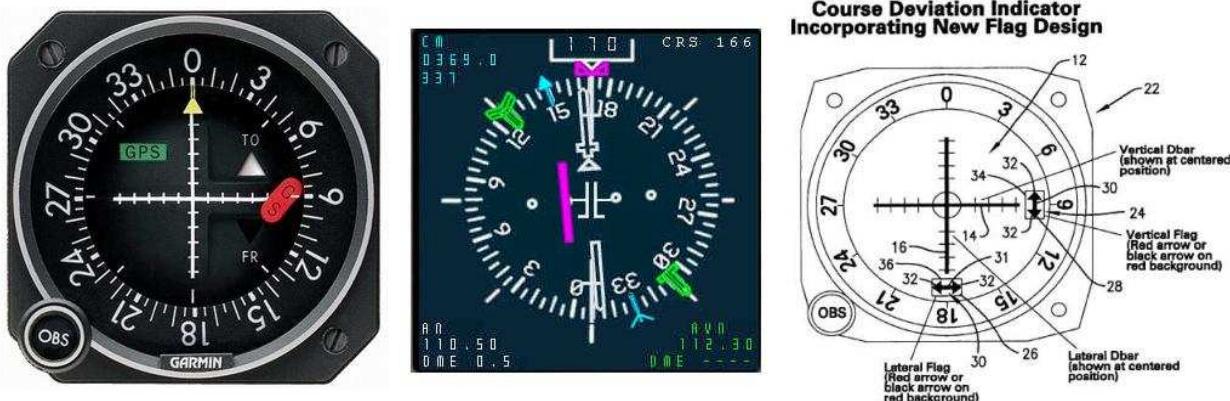


Figura 17: Diversos tipos de CDI



(a) Indicador en tablero de radiobalizas



(b) Antena de radiobaliza

Figura 18: Radiobalizas

de disponer de un procedimiento y unas ayudas visuales e instrumentales que le permitan terminar el vuelo con total seguridad.

Por todo ello uno de los primeros trabajos encomendados a OACI después de su creación en 1947, fue establecer lo que se denomina como “Operaciones Todo Tiempo” (AWO: All Weather Operations) y que la propia OACI define como: “*Todo despegue o aterrizaje realizado en condiciones meteorológicas que reduzcan la referencia visual*”.

En lo referente a la aproximación y el aterrizaje, las operaciones de baja visibilidad se dividen en categorías dependiendo de los mínimos meteorológicos y de los objetivos operacionales que se

pretendan conseguir. OACI en el Adjunto C al Anexo 10 “Telecomunicaciones aeronáuticas” da las siguientes definiciones para estas categorías:

- Operación de Categoría I : Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos hasta una altura de decisión no inferior a 60 m y con una visibilidad no inferior a 800 m o un alcance visual en la pista (RVR: Runway Visual Range) no inferior a 550 m.
- Operación de Categoría II : Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos hasta una altura de decisión inferior a 60 m pero no inferior a 30 m y un RVR no inferior a 350 m.
- Operación de Categoría IIIA: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos: hasta una altura de decisión inferior a 30 m, o sin altura de decisión; y con un RVR no inferior a 200 m.
- Operación de Categoría IIIB: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos: hasta una altura de decisión inferior a 15 m, o sin altura de decisión; y un RVR inferior a 200m pero no inferior a 50 m.
- Operación de Categoría IIIC: Aproximación y aterrizaje por instrumentos sin limitaciones de altura de decisión ni de RVR:

En las definiciones anteriores se entiende como altura de decisión a la del punto de la aproximación final en el que el piloto debe decidir continuar el aterrizaje si tiene referencias visuales externas (luces de aproximación o de pista) o iniciar una maniobra de aproximación frustrada si no las tiene. Por otra parte el alcance visual en la pista o RVR se define como la distancia a la que un piloto situado a 5 m de altura sobre el eje de pista, puede ver las señales de la superficie de la pista o las luces que la delimitan o identifican su eje.

De las definiciones anteriores y en el extremo de una operación en Categoría IIIC se deduce que un piloto podría realizar una maniobra de aproximación a un aeropuerto convenientemente equipado, aterrizar y rodar por la pista hasta detener el avión y abandonarla, sin tener ninguna referencia visual y guiándose únicamente por los instrumentos.

Un ILS estándar se considera de **Categoría I**, lo que permite aterrizajes con una visibilidad mínima de 2.400 pies (732 m) o 1.800 pies (549 m) en caso de que haya iluminación de la línea central y zonas de toma de la pista y un mínimo de techo de nubes de 200 pies (61 m).

Los sistemas más avanzados de Categoría II y Categoría III permiten operaciones en visibilidad de casi cero, pero requieren una certificación adicional del avión y el piloto.

Las aproximaciones de **Categoría II** permiten aterrizar con una altura de decisión de 100 pies (30 m) y una visibilidad de tan solo 1.200 pies (366 m).

La **Categoría III** opera con el sistema de aterrizaje automático del aparato, y permite operaciones sin incluso altitudes de decisión y una visibilidad mejor a 700 pies (213 m) —CAT IIIa— o entre 150 (46 m) y 700 pies (213 m) —CAT IIIb—.

Cada aparato certificado para operaciones CAT III tiene una altitud de decisión y mínimos de visibilidad establecidos, únicos para cada certificación.

Algunos operadores pueden aterrizar en condiciones cero/cero —CAT IIIc—. Las instalaciones CAT II/III incluyen iluminación de la línea central de la pista y zona de contacto, así como otras ayudas y mejoras.

Sistema de Aterrizaje por Microondas - MLS

Un poco de historia...

El MLS (Microwave Landing System) es un sistema similar al ILS en cuanto a su presentación en instrumental, es decir en su utilización para los pilotos, proveyendo guía lateral y vertical a través de los instrumentos convencionales resultando una cobertura similar a la del ILS.



(a) Condiciones Meteorológicas Visuales



(b) Categoría I



(c) Categoría II



(d) Categoría IIIa



(e) Categoría IIIb

Figura 19: Categorías de visibilidad en aproximación

Estaba predestinado a ser el ILS del futuro pero, en actualidad existen muy pocos instalados y lo están a modo de prueba, pues su tecnología aun está en desarrollo, de hecho la FAA ha retrasado mucho sus planes de instalación a punto tal que su tecnología se vio superada por la del GPS.

En 1967, una comisión técnica de los Estados Unidos creó un comité para definir las especificaciones técnicas y operativas de un nuevo sistema de aproximación que superara los inconvenientes que presentaba el ILS. El trabajo finalizó en 1972 otorgando la banda “C” de microondas (5030 - 4090Mhz) al nuevo sistema. En 1974 la OACI solicitó a sus Estados miembros reemplazar el sistema ILS por nuevo sistema MLS, convocando un concurso internacional para proponer un sistema de implementación. Fue en 1978 cuando un equipo australiano diseño el sistema “TRSB” (Time Reference Scanning Beam), conocido en Australia como INTERSCAN (time INTERval SCANning), que



Figura 20: Estaciones terrestres de MLS

finalmente sería elegido.

En 1985 la OACI adoptó el estandard MLS recomendando la transición de ILS a MLS para 1998, sin embargo, la etapa de pruebas a la que estaba sometido fue alargando poco a poco su implementación definitiva. Como consecuencia de la aparición de los sistemas de navegación por satélite, y el resultado de algunas pruebas realizadas para facilitar la maniobra de aterrizaje, el MLS entró en una crisis que casi lo hizo desaparecer. No obstante, la falta de precisión del GPS en el momento de la toma le ha vuelto a otorgar al MLS un hueco dentro del panorama de los sistemas de navegación.

Así, la OACI, que estaba al corriente de los acontecimientos, decidió recomendar en 1995 que los estandares ILS y MLS convivieran durante 15 o 20 años más, hasta que los sistemas por satélite confirieran la seguridad y precisión necesarias. Hoy en día, aeronaves de última generación como el Airbus A380 o el A400M han sustituido el ILS por el MLS. En otras aeronaves se integran el ILS con el MLS.

Existen diversas variedades de MLS, se tiene un equipo móvil militar denominado MMLS (Mobile MLS), que se despliega en tiempo record para los emplazamientos que carezcan del sistema. Igualmente se dispone de otra variedad militar del MLS que transmite en la banda Ku de 15 GHz, cuyas antenas son de menor diámetro y, por lo tanto, más portables.

Las transmisiones se realizan en SHF (banda de microondas) en frecuencias comprendidas entre

5031 y 5091 MHz por lo que en principio no podrán ser captados por los receptores del ILS, esto espera ser superado de alguna forma, principalmente por modificación de dichos receptores. Además esta equipado con un nuevo DME denominado DME-P.

El sistema se basa en el barrido del sector de entrada de la pista por medio de una antena de barrido horizontal, la onda portadora esta modulada en frecuencia variable de acuerdo al ángulo, para que luego el receptor en el avión en base a la frecuencia de la portadora pueda calcular mediante una relación matemática.

La diferencia mas notoria respecto del ILS es que ademas de proveer una trayectoria rectilínea como el ILS puede también marcar una trayectoria en curva.

Equipo de tierra

El equipo de tierra se compone de varios subconjuntos:

- **Equipo de acimut:** proporciona el guiado horizontal y la posición de la aeronave respecto al eje de la pista. El piloto puede seleccionar el ángulo por el que desea ingresar en la pista.
- **Equipo de elevación:** Realiza el guiado vertical durante la aproximación, pudiendo el piloto seleccionar el ángulo de descenso.
- **Equipo de azimut posterior:** informa al piloto de la trayectoria que ha de seguir durante la aproximación frustrada para volver a intentar un nuevo aterrizaje.
- **Equipo de transmisión de palabras de datos:** notifica al equipo de abordo toda la información necesaria para calcular la maniobra a realizar.
- **Equipo DME:** es el equipo medidor de distancia que, para este caso, se considera como subconjunto del MSL. Entre las modificaciones que se le han hecho se encuentra la incorporación del nuevo DME-P.

Todos los subconjuntos se localizan en cinco posiciones diferentes del aeropuerto. Por un lado cuatro radiofaros y por el otro, separada del resto, la estación central que sincroniza los radiofaros anteriores y transmite las señales de identificación, los datos básicos y auxiliares, las señales de indicación de “fuera de cobertura”.

Los cuatro radiofaros emiten a la misma frecuencia empleando la técnica “TDM” de multiplexación por división de tiempo. En las dos prolongaciones de pista se sitúan dos radiofaros, uno de acimut frontal, que se encarga de guiar a la aeronave horizontalmente en la maniobra de aproximación, y otro de acimut trasero, cuya tarea radica en indicar al piloto la guía de despegue o la maniobra de reincorporación tras una aproximación frustrada. Los otros dos radiofaros se sitúan en un lateral de la pista, y se encargan de proporcionar la guía de elevación durante el descenso y la maniobra de enderezamiento cuando se va a tocar tierra, respectivamente.

Principio de funcionamiento

El sistema MSL emite con una potencia entre 10 a 20 W y la frecuencia de transmisión está en la banda de microondas SHF, entre 5,031 a 5,0907 GHz. La polarización de la señal es vertical. Dentro de este margen de frecuencias, cada estación terrestre puede elegir entre 200 canales de transmisión separados entre sí cada 300 kHz.

El equipo a bordo de la aeronave suele ser un receptor multimodo MMR (Multi Mode Receiver), que puede recibir señales de ILS y GPS.

Cada transmisión comienza con un preámbulo modulado en fase y codificado en sistema binario diferencial. En el equipo receptor se utiliza este preámbulo para establecer la fase de la portadora y poder decodificar el mensaje enviado.

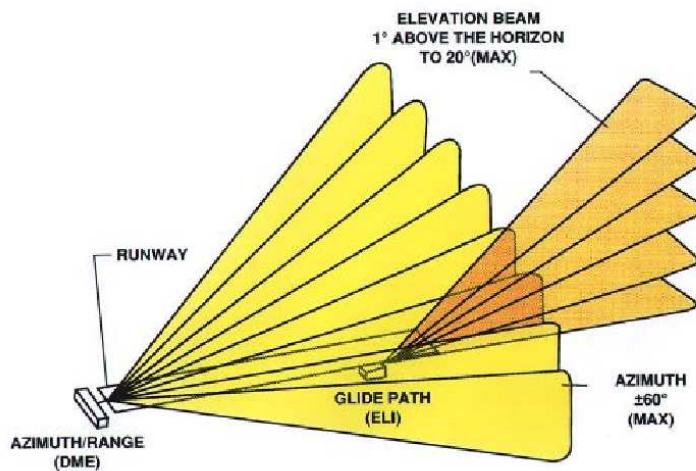


Figura 21: Señales emitidas por MLS

La técnica empleada en el MLS se denomina TRSB, tal como se indicó anteriormente. El equipo de azimut emite un haz vertical en forma de abanico de dos o tres grados de ancho, que barre el espacio horizontalmente con movimiento de ida y vuelta.

En el momento en que el haz intercepta al avión, se produce la emisión de una señal que activa un contador, mientras que el haz sigue barriendo hasta llegar al final, cuyo tiempo es conocido. Después vuelve, hasta que detecta de nuevo a la aeronave, momento en el cual envía otra señal que detiene al contador. El tiempo transcurrido es proporcional al ángulo que forma la trayectoria seguida por el avión con el eje.

El barrido se divide en dos búsquedas:

- **TO:** Travel Order
- **FRO:** Flexible Response Option

Denominando T_0 al tiempo transcurrido entre dos pasadas consecutivas del haz por el eje y ω a la velocidad angular del haz, el ángulo de situación de la aeronave se deduce directamente:

$$\theta = \frac{T_0 - t}{2} \omega$$

Para comprender mejor el funcionamiento del equipo, se analizan tres casos posibles de situación de la aeronave:

- **Caso 1:** $t < T_0 \Rightarrow \theta < 0$, por lo cual la aeronave se encuentra a la derecha.
- **Caso 2:** $t = T_0 \Rightarrow \theta = 0$, por lo cual la aeronave se encuentra en el centro.

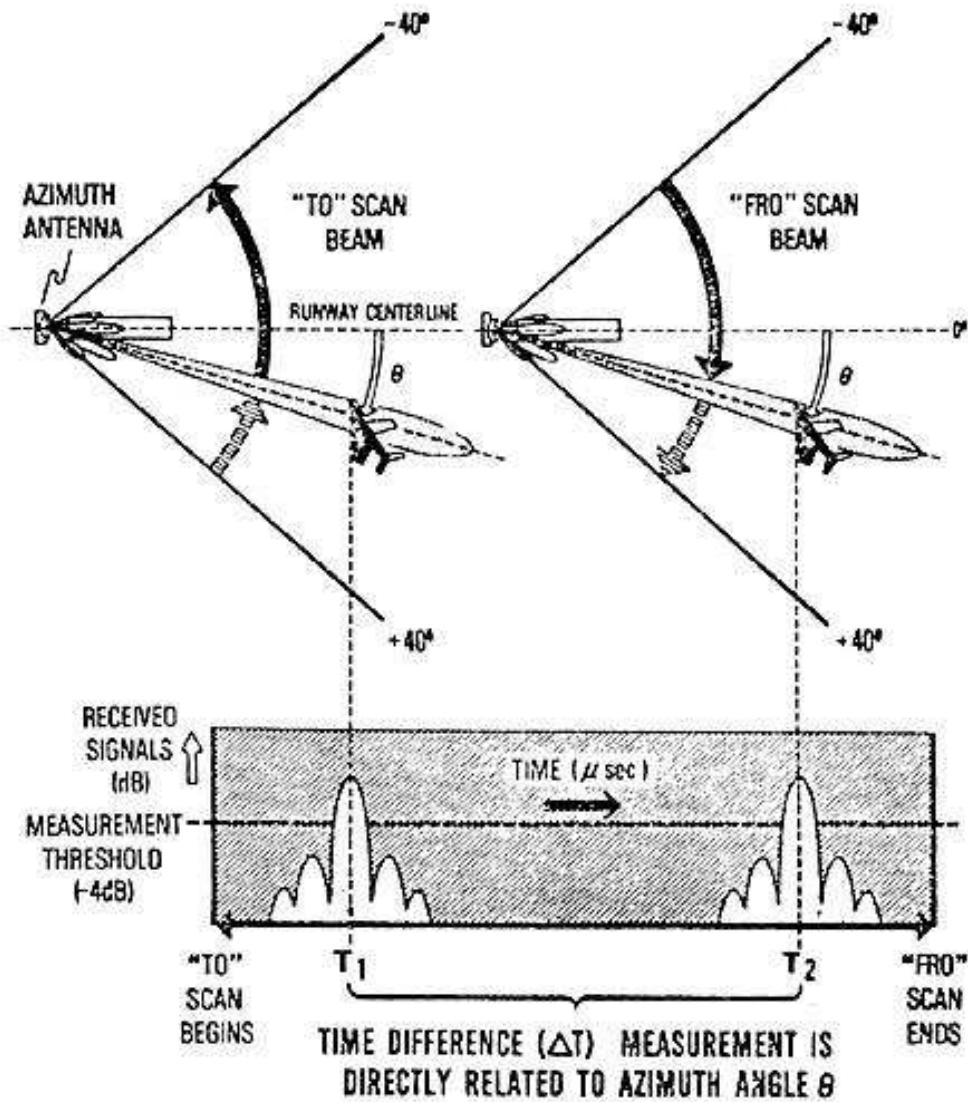


Fig. 2 — The Interscan scanning principle

Figura 22: Técnica de barrido

- Caso 3: $t > T_0 \implies \theta > 0$, por lo cual la aeronave se encuentra a la izquierda.

El equipo de elevación radia un haz horizontal, también con forma de abanico, pero que barre el espacio de forma vertical.

El MLS amplía la cobertura de sus haces con respecto al sistema ILS. El barrido en los sectores de entrada o frontal y de salida o trasero es diferente.

- **Sector frontal:** forma un abanico que se extiende en azimut hasta 40° a cada lado de la pista. En elevación cubre entre 0° y 15° de pendiente. Alcanza hasta 20 millas náuticas (≈ 37 km) desde el umbral de pista y la elevación llega a los 20000 pies (6000 m).

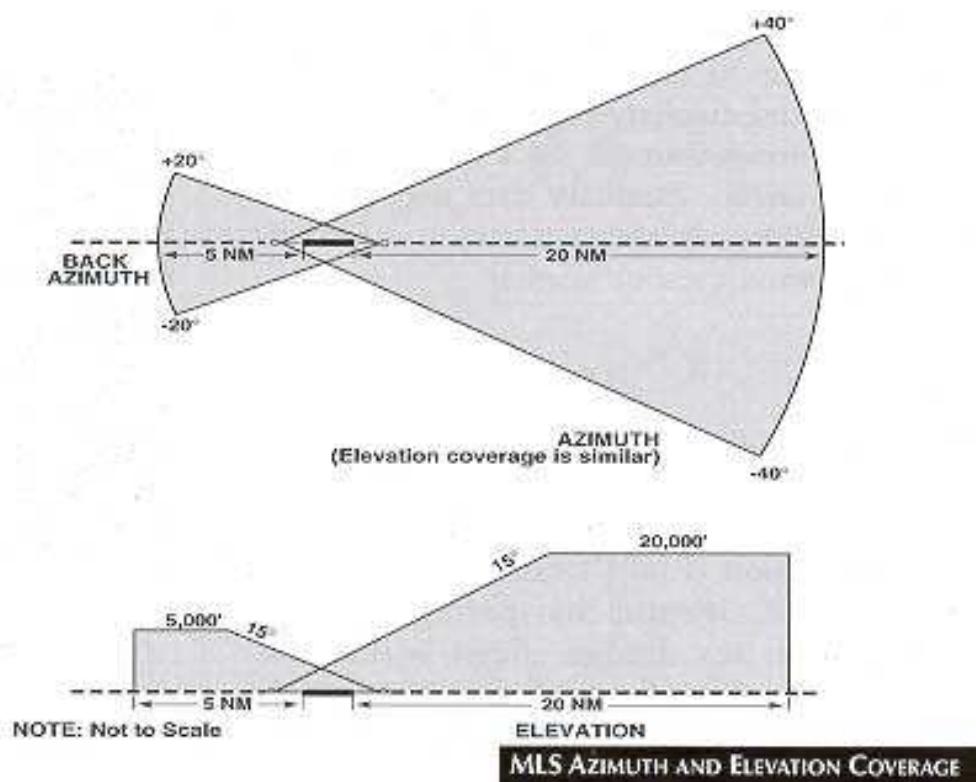


Figura 23: Cobertura de las señales del MLS

- **Sectir trasero:** en acimut sólo se extiende 20° a cada lado, con una pendiente de 0° a 15° . Su alcance llega hasta 5 millas náuticas (9,26 km) desde el umbral de pista, con una altitud de 5000 pies (1500 m).

Se puede representar el diagrama de radiación desde una vista en planta, según la Figura xxxx.

Ventajas y desventajas del MLS

Se considera al MLS tecnológicamente más avanzado que el ILS, al superar varias de sus deficiencias y proporcionar más seguridad. Pero también posee serie de ventajas y desventajas, las cuales se presentan en la Tabla 1.

Ventajas	Desventajas
<ul style="list-style-type: none"> ■ Poca importancia por el terreno. El diagrama de radiación se ve menos afectado. ■ Utilización por cualquier tipo de aeronave, incluso helicópteros. ■ Mayor número de canales. Tiene 200 canales separados 300 MHz, en comparación con los 40 canales del ILS. ■ No interfiere en FM. Las emisiones de FM no deterioran la información, ya que la frecuencia de trabajo es elevada, del orden de 5 GHz. ■ Áreas críticas y sensibles reducidas. Todo ello es debido a la utilización de microondas. ■ Múltiples trayectorias. Las proporciona tanto en ángulo de descenso como en desviación respecto al eje de la pista. ■ Instalable en cualquier aeropuerto. El ILS no se puede instalar en zonas montañosas y abruptas. ■ Transición entre radioayudas. El sistema MLS presenta una mayor flexibilidad. ■ Información de aproximación frustrada. El equipo de azimut posterior proporciona información de guiado en la maniobra de salida frustrada. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ Necesita mayor número de antenas a bordo que el ILS. ■ La lluvia provoca serias atenuaciones de las señales a tan alta frecuencia ■ Los equipos componentes son muy costosos. ■ Las compañías privadas son reticentes a sustituirlo en sus flotas porque el equipo de a bordo es más caro que el del ILS. ■ La aparición de los sistemas de navegación por satélite cuestionan su implantación, ya que la precisión que proporcionan va en aumento.

Cuadro 1: Ventajas y desventajas del sistema MLS

6.11. Radar y Sensores de radar

Las aeronaves civiles llevan una serie de sensores de radar que permiten que la aeronave obtenga datos sobre el vuelo de la aeronave. Los principales sensores de radar en uso en aeronaves civiles son:

- Radioaltímetro
- Radar meteorológico.

Las bandas de radar se muestran en la Tabla ??.

6.11.1. Radio-altímetro

El radioaltímetro (Radio Altimeter) utiliza transmisiones de radar para reflejarse en la superficie del mar o el suelo inmediatamente debajo de la aeronave. Por lo tanto, el radioaltímetro proporciona una lectura absoluta de altitud con respecto al terreno directamente debajo de la aeronave. Esto contrasta con el altímetro barométrico o de datos aéreos donde la altitud puede ser referenciada al nivel del mar o algún otro dato como el terreno local, donde se conoce como altura. Por lo tanto, el radioaltímetro tiene un valor particular para advertir al piloto que está cerca del terreno y para advertirle si es necesario que tome medidas correctivas. Alternativamente, el radioaltímetro puede proporcionar a la tripulación de vuelo una altitud precisa con respecto al terreno durante las etapas finales de una aproximación de precisión. La comparación de la altitud barométrica y de radar se muestra en la Figura 6.43. **Debe advertirse que el radioaltímetro NO INDICA LA ALTURA POR DELANTE DE LA AERONAVE.**

Estos equipos llevan varios años empleándose en la aeronaves, como ejemplo puede verse en el siguiente hipervínculo un artículo de 1939: [New Radio Altimeter Increases Air Safety January 1939 Radio-Craft](#).

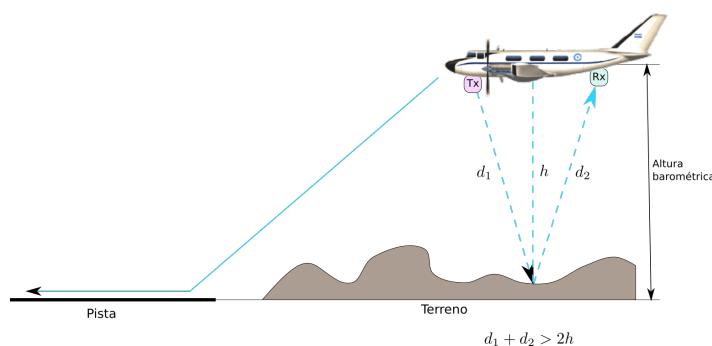


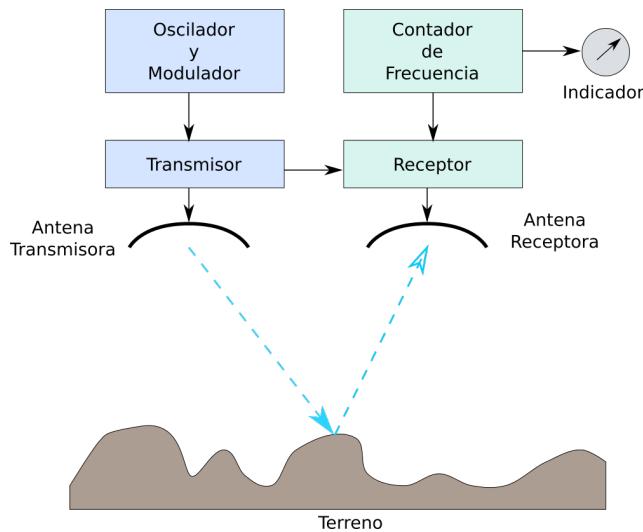
Figura 6.43: Radioaltímetro. Altura medida por radar h y altura barométrica..

Adaptado de https://www.naic.edu/~phil/rfi/NAR_Radio_Altimeter.pdf

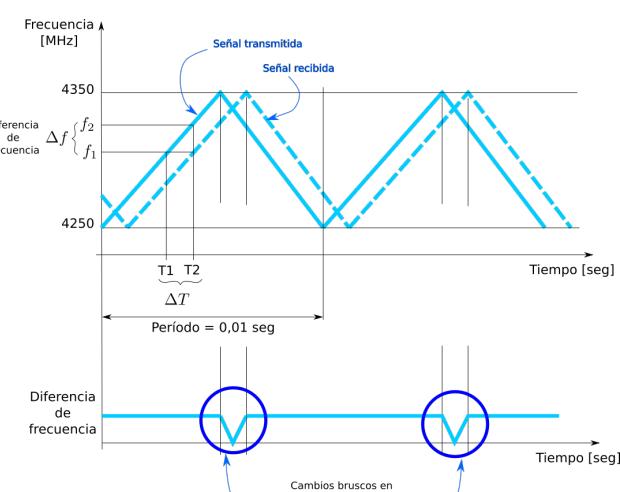
Los radioaltímetros pueden operar usando CW/FM (onda continua / frecuencia modulada) o técnicas de señal pulsada. Las técnicas CW/FM pierden precisión por encima de un rango de 2500 pies (762 m) por arriba del terreno Above Ground Level (AGL), por lo que muchos radioaltímetros están limitados a un rango operativo

hasta esta altura. Por encima de esto, se deben utilizar técnicas pulsadas. El principio de funcionamiento del altímetro radar se muestra en la Figura 6.44(a).

El oscilador y el modulador proporcionan las señales necesarias para el transmisor y las antenas de transmisión, que dirigen la energía del radar hacia el terreno debajo de la aeronave con un ancho entre 20° a 40° . Las antenas de recepción reciben la señal reflejada y la pasan a un contador de frecuencia, el cual demodula la señal recibida y proporciona una lectura del radioaltímetro a una pantalla dedicada.



(a) Principio de funcionamiento del radioaltímetro. Adaptado de (Moir y cols., 2013)



(b) Técnica de modulación de frecuencia en radioaltímetro. Adaptado de (Moir y cols., 2013)

La mayoría de los radioaltímetros utilizan una técnica de frecuencia modulada triangular en la energía transmitida, como se muestra en la Figura 6.44(b), aunque como se mencionó anteriormente, esto típicamente limita el rango operativo a 2500 pies (762 m). El transmisor / receptor genera una señal de onda continua (CW) que varía de 4250 a 4350 MHz, modulada a 100 Hz (período $\mu 0,01$ seg). La comparación de la frecuencia de la energía reflejada con la energía transmitida: f_1 versus f_2 , en la mencionada Figura arroja una diferencia de frecuencia que es proporcional al tiempo que tarda la energía radiada en regresar, por lo tanto, se puede calcular la altitud.

En la Figura 6.44 se muestra un indicador de radioaltímetro típico donde se han indicado sus partes, puede apreciarse que la escala es lineal entre cero y 500 pies y luego es logarítmica hasta los 2500 pies.

Las instalaciones de radioaltímetro se calibran según su instalación en la aeronave, esto permite compensar la altura de la antena sobre el tren de aterrizaje y cualquier largo recorrido de cable coaxil en la instalación eléctrica de la aeronave. La lectura cero del altímetro del radar se establece de modo que coincide con el punto en el que el tren de aterrizaje de la aeronave está haciendo contacto con la pista.

Una referencia útil sobre las instalaciones de radioaltímetro y su mantenimiento puede obtenerse en (Prevot y Goodwin, s.f.).

Como ejemplo de un sistema de radioaltímetro puede consultarse el producto **KRA 405B Radar Altimeter de BendixKing** que equipa a la familia de aeronaves Embraer E2 o al helicóptero Bell 429.

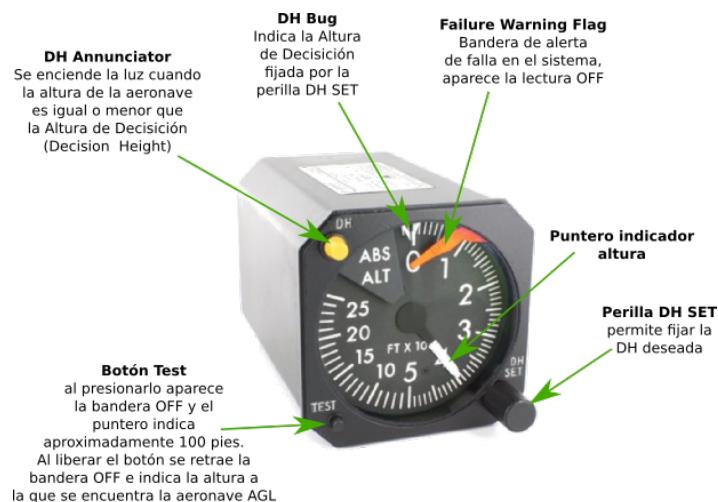


Figura 6.44: Indicador de radioaltímetro

¡Recordar!

- El radioaltímetro mide la altitud real de la aeronave en relación con el terreno debajo, a diferencia del altímetro barométrico que mide la altura en relación con el nivel del mar o alguna otra presión de referencia.
- La altitud del radar se determina por el tiempo necesario para que un pulso de radar transmitido desde el avión regrese reflejado desde el terreno.
- El tipo más común empleado hoy en día es el de onda continua modulada en frecuencia (CW/FM).
- Los radioaltímetros transmiten en el rango de 4250 a 4350 MHz.
- Los radioaltímetros pueden tener pantallas dedicadas; los últimos sistemas muestran la altitud del radar en el EFIS.
- Las aeronaves militares y UAV también pueden usar altímetros láser.
- La información puede presentarse en un EFIS. En los sistemas actuales la altitud del radar se proporcionará a una gama de sistemas como FMS, EGPWS, piloto automático, etc., y se mostrará directamente a la tripulación de vuelo.
- Los radioaltímetros generalmente operan en un rango máximo de cero a 2500 pies (762 m).

6.11.2. Radar meteorológico

Existen tres tecnologías principales que se usan típicamente en las aeronaves para detectar las condiciones climáticas:

- Radar a bordo,
- Detección de relámpagos y
- Servicios de enlace de datos (Datalink services).

El radar meteorológico ha estado en uso desde hace varios años para alertar a la tripulación de vuelo sobre la presencia de condiciones climáticas adversas en la ruta de vuelo de la aeronave y obstáculos sobre el terreno.

La mayoría de las aeronaves de transporte comercial están equipadas con radar meteorológico, y esto representa la mayoría de este capítulo. Las aeronaves de aviación general que no están equipadas con radar suelen estar equipadas con una tecnología alternativa, es decir, detección de relámpagos y/o servicios de enlace de datos. Este se utiliza para detectar la energía reflejada por el contenido de una nube, o por precipitación. Esta precipitación puede ocurrir en muchas formas diferentes, incluyendo: lluvia, lluvia helada, nieve, aguanieve y granizo.

El radar meteorológico irradia energía en un haz estrecho, con un ancho de haz de $\sim 3^\circ$ que puede reflejarse en las nubes o en el terreno por delante de la aeronave, escaneando a ambos lados de la línea central de la misma a fin de obtener una imagen de los objetos que puedieran encontrarse. La antena también puede inclinarse en elevación alrededor de $\pm 15^\circ$ desde la horizontal para escanear áreas por arriba y por debajo de la aeronave.

El principio de funcionamiento de este equipo se muestra en la Figura 8.33. Se presenta en la misma una nube de tormenta directamente delante de la aeronave, con algo de precipitación por debajo y también terreno en constante aumento. La precipitación puede indicar una probable corriente vertical de viento peligrosa para la aeronave.

El radar meteorológico funciona en la Banda C (4 a 8 GHz) o en la banda X (8 a 12,5 GHz), ver Tabla ???. Estas dos bandas tienen sus ventajas y desventajas para su uso en aplicaciones de radar meteorológico:

Capítulo 7

Directores y control automático de vuelo

7.1. Introducción

Estos sistemas tienen como finalidad guiar al piloto para que éste efectúe en forma correcta las maniobras de vuelo según el modo de operación elegido, además cumple las funciones básicas de indicación de actitud y rumbo.

En esencia un Director de Vuelo, en inglés Flight Director System (FDS), es un sistema de Piloto Automático sin los servos. El sistema efectúa los mismos cálculos y sensados que el Piloto Automático pero es el Piloto Humano quien controla la aeronave y realiza las maniobras siguiendo las instrucciones del panel de control. Varios sistemas de Piloto Automático disponen la posibilidad de acoplar o desacoplar al FDS.

Existen diferentes tipos de FDS en cuanto a la forma de indicación y selección de modos pero cumplen la misma función. Para la descripción de un sistema típico se empleará el provisto por la empresa Sperry el Sperry Three Axis Attitude Reference System (STARS), desarrollado en los años 1960. Se lo suele encontrar en aviones comerciales y particulares donde se integran con los Pilotos Automáticos.

7.2. Componentes de cabina

Un FDS puede emplear una o dos pantallas, o estar integrada a otro sistema de presentación de datos. La primera presenta un conjunto de barras de comando, una horizontal y otra vertical. Las barras de comando en esta configuración se mantienen en una posición centrada. La segunda emplea un avión en miniatura alineado a una señal de comando.



Figura 7.1: Componentes típicos de un FDS. Arriba a la izquierda el ADI, abajo a la izquierda el HSI, abajo a la derecha la Computadora de Control. (Gentileza Sperry)

7.2.1. Indicador y Director de Actitud

El Attitude Director Indicator (ADI) posee una esfera indicadora de actitud y punteros de mando (lateral y vertical), que dan al piloto la información requerida para interceptor y mantener una determinada senda de vuelo que, junto con sus demás componentes, son:

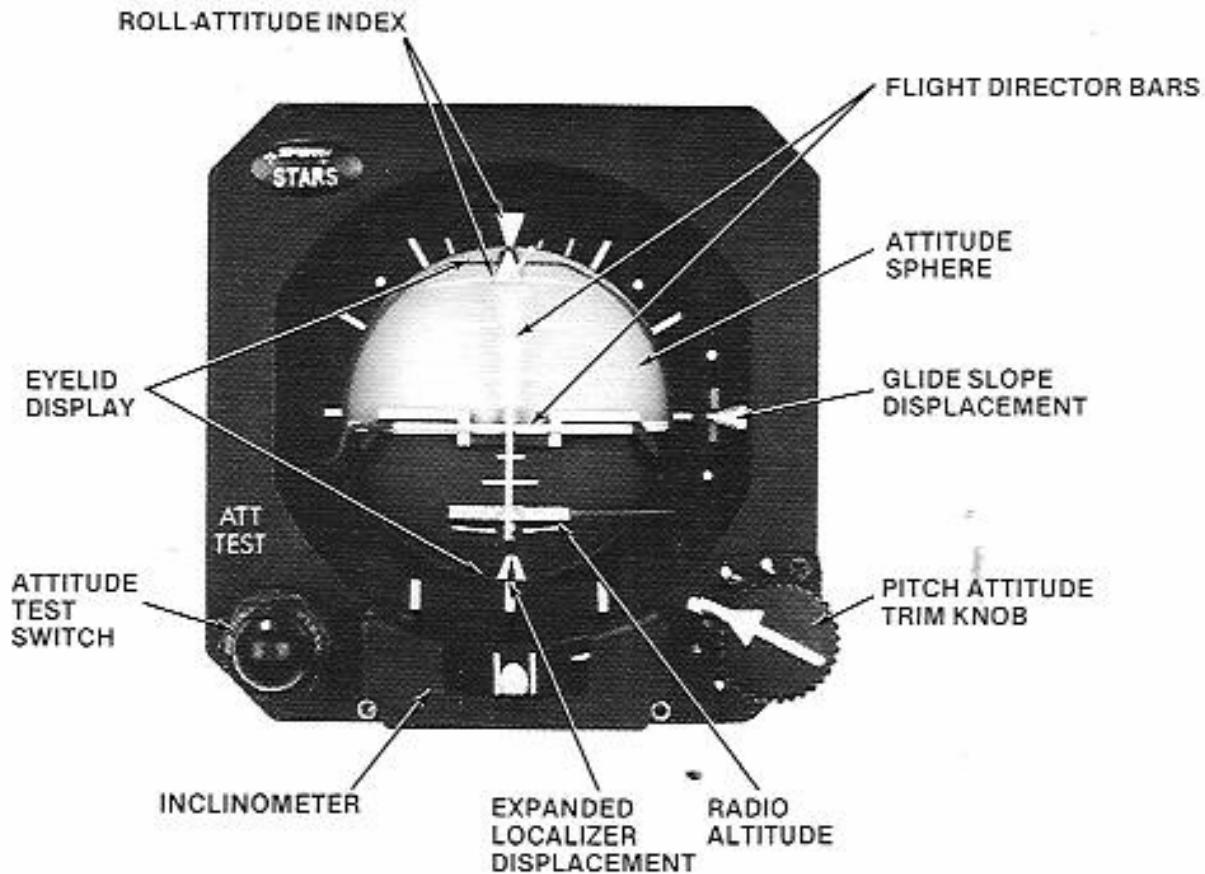


Figura 7.2: Imagen de ADI (gentileza Sperry)

- **Esfera de actitud:** parte móvil donde está simbolizado el horizonte terrestre, sus movimientos con respecto a un avión simbólico fijo, indican la actitud en alabeo y cabeceo de la aeronave.
- **Avión simbólico en miniatura:** símbolo fijo al centro del instrumento y con respecto a su centro dan su indicación las barras de mando, además de cumplir la función indicada en el punto anterior.
- **Indice de actitud en alabeo:** se mueve con la esfera indicando exactamente las gradas en esta actitud.
- **Barras de mando:** su función es dirigir al piloto para interceptar y mantener una predeterminada senda de vuelo con la condición de “volar” el pequeño avión simbólico hacia las barras de comando y tratar de mantener el centro de este en la intersección de las barras. La barra de mando vertical comanda las actitudes a tomar en alabeo y la horizontal en cabeceo. Dado que el “avión” es fijo, al tomar la actitud correcta las barras que son móviles se posicionarán en el centro de este símbolo.

- **Escala de senda de planeo:** el índice muestra la desviación del avión del centro del haz de senda de planeo (Glide Slope) cuando es sintonizada la frecuencia del ILS y la señal recibida es válida. Si el avión está volando por debajo del haz, el índice se ubicará en la parte de arriba de la escala. Una indicación al punto del índice representa, aproximadamente, una desviación de 0,4° respecto de la línea de control del haz.
- **Barra de radio altura:** con el sistema de radioaltímetro en funcionamiento, esta barra aparece a la vista a los 61 m de altura respecto al terreno, moviéndose hacia el avión en miniatura según se desciende
- **Localizador expandido:** provee de una muy sensible indicación de la posición del avión respecto a la linea central del localizador, siendo utilizado en la aproximación final, dada su sensibilidad.
- **Inclinómetro:** suministra al piloto una indicación convencional de los deslizamientos y derrapes del avión. Al mantener la esfera indicadora centrada, se aseguran maniobras coordinadas.
- **Perilla de ajuste de actitud de cabeceo:** permite posicionar la barra horizontal para que esta comande una predeterminada actitud de cabeceo durante una picada o trepada.
- **Pulsador de prueba de actitud:** opera como una autoprueba del indicador de actitud. Cuando es pulsada la esfera se posiciona arrastrando un alabeo de 20° a la derecha y un cabeceo de 10° en trepada, apareciendo en este caso una bandera de advertencia de actitud erronea.
- **Llave de erección rápida del giróscopo:** no se encuentra sobre el instrumento, ubicándose en el tablero. Cuando esta, que es cargada a resorte, es pulsada y mantenida, permite la erección del giróscopo a una velocidad, aproximada, de 2°/minuto, cuando este gire a su máxima velocidad. Esta llave debe ser accionada cuando el avión se encuentra nivelado, y se utiliza en caso de que el giróscopo haya salido de su plano de referencia, como puede ocurrir por haberse tomado actitudes que superan las posibilidades del sistema.

7.2.2. Indicador de Situación Horizontal

El Horizontal Situation Indicator (HSI) provee además de la indicación de rumbo del avión una indicación pictográfica que representa la posición de la aeronave respecto a un localizador VOR, y una indicación de la posición del avión respecto a la senda de planeo.

La descripción de cada uno de sus componentes:

- **Símbolo del avión:** se encuentra fijo e indica la posición de la aeronave respecto a un curso de radio y a un cuadrante móvil indicador del rumbo. Esta fijado al vidrio del instrumento.
- **Cuadrante rotante de rumbo:** provee una información de un compás magnético giroscópico, girando según los rumbos tomados por la aeronave a través de los 360°.
- **Indice principal de rumbo:** es fijo y marca sobre el cuadrante el rumbo del avión.

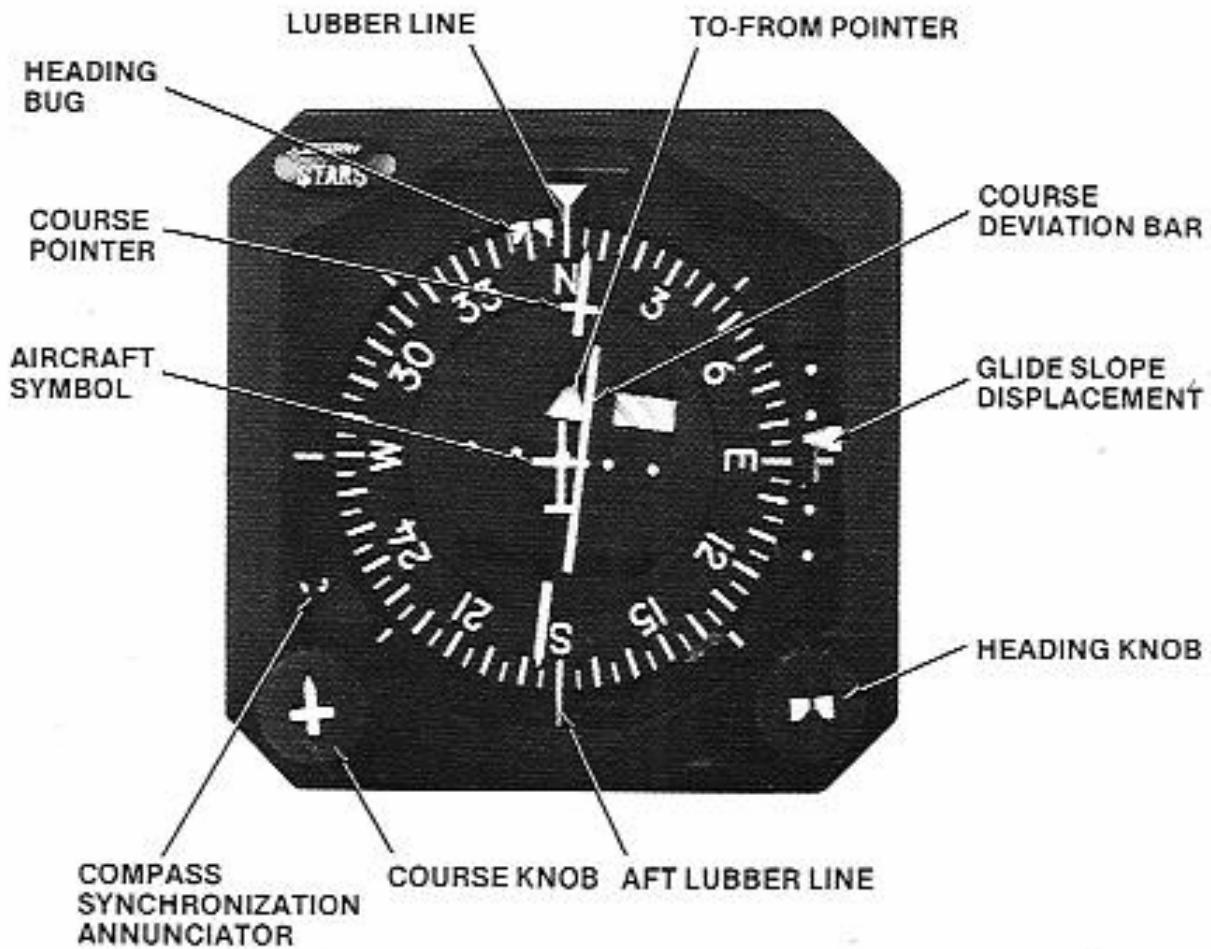


Figura 7.3: Imagen HSI (gentileza Sperry)

- **Marcas de azimut:** se encuentran fijas a una diferencia de 45° a través de los 360°
- **Indice y perilla de rumbo selectedo:** por medio de la perilla se posiciona el índice en la carta al rumbo deseado. La diferencia angular entre el rumbo del avión y el preseleccionado
- **Puntero y perilla de curso:** este se posiciona en el cuadrante de rumbo por medio de la perilla de curso de manera que coincida con el radial de VOR o curso de localizador deseado. Igual que el índice de rumbo selectedo, el puntero de curso es posicionado sin afectar la indicación del cuadrante de rumbo, pero al girar este lo hace de igual forma. El puntero provee en forma continua la información del error de curso al piloto y a la computadora del sistema, de manera que cuando es seleccionado un modo de radio, la barra vertical en el ADI dirige al piloto para que controle los comandos y asuma las actitudes de alabeo que lo llevarán a interceptar y mantener el curso de radio selectedo, todo esto con la condición de mantener la

barra vertical en el ADI centralizada.

- **Barra de desviación de curso:** representa la línea central del curso seleccionado de VOR o localizador, el símbolo del avión muestra la posición relativa del mismo respecto al curso seleccionado. Esta barra se mueve paralelamente al puntero de curso según la señal de radio recibida.
- **Puntos de desviación de curso:** en la operación de VOR, cada punto representa 5° de desviación de la línea central y en ILS, es 1°.
- **Indicador de “hacia-de”:** son dos banderas que aparecen, una por vez e indicando si se está alejando de la estación “de” o si se va hacia ella “hacia”.
- **Disco móvil de curso:** es el sostén físico del puntero de curso, barra de desviación de curso, indicador de “hacia-de”, y puntos de desviación de curso. Este disco gira por medio de la perilla de curso, arrastrando los elementos sostenidos en él. Está pintado de manera que se confunde con el cuadrante de rumbo, dado que no es un elemento indicador.
- **Índice y puntos de desviación de senda de planeo:** repite la información de desviación de senda de planeo dada por el ADI. El índice se muestra al sintonizar una frecuencia de localizador. Cuando el avión se encuentra por debajo de la senda de planeo, el índice se encuentra en la parte de arriba de la escala. Cada punto representa 0,4° de desplazamiento.
- **Anunciador de sincronismo:** es una marca de punto (.) o cruz (x) que aparece en una pequeña ventanilla indicando el sentido del error del rumbo indicado por el cuadrante de rumbo respecto al verdadero rumbo magnético del avión. Cuando el rumbo indicado es el verdadero las marcas de punto y cruz aparecerán alternativamente en la ventanilla indicando el sincronismo entre el cuadrante de rumbo y el sistema giroscópico autocorregido.
- **Llave de “esclavo - libre”:** no se encuentra en el HSI, siendo ubicada en un lugar conveniente en el tablero y se selecta por medio de ella el modo de trabajo del compás giroscópico (libre o esclavizado según el rumbo magnético).
- **Llave de incremento (INC) - decremento (DEC):** no se encuentra en el HSI, ubicándose cerca de la llave de “esclavo - libre”. Con esta se posiciona el cuadrante de rumbo para obtener la sincronización del sistema en el modo “esclavo” y para modificar el rumbo indicado en el modo “libre”.

7.2.3. Computadora de Control

Este elemento combina los datos de rumbo, actitud, altitud y receptor de navegación en señales computadas que comandarán las barras directoras del ADI. Contiene en su frente los botones por medio de los cuales se seleccionan el o los modos de operación deseados.

Los modos que se encuentran en operación son enunciados al iluminarse el botón correspondiente.

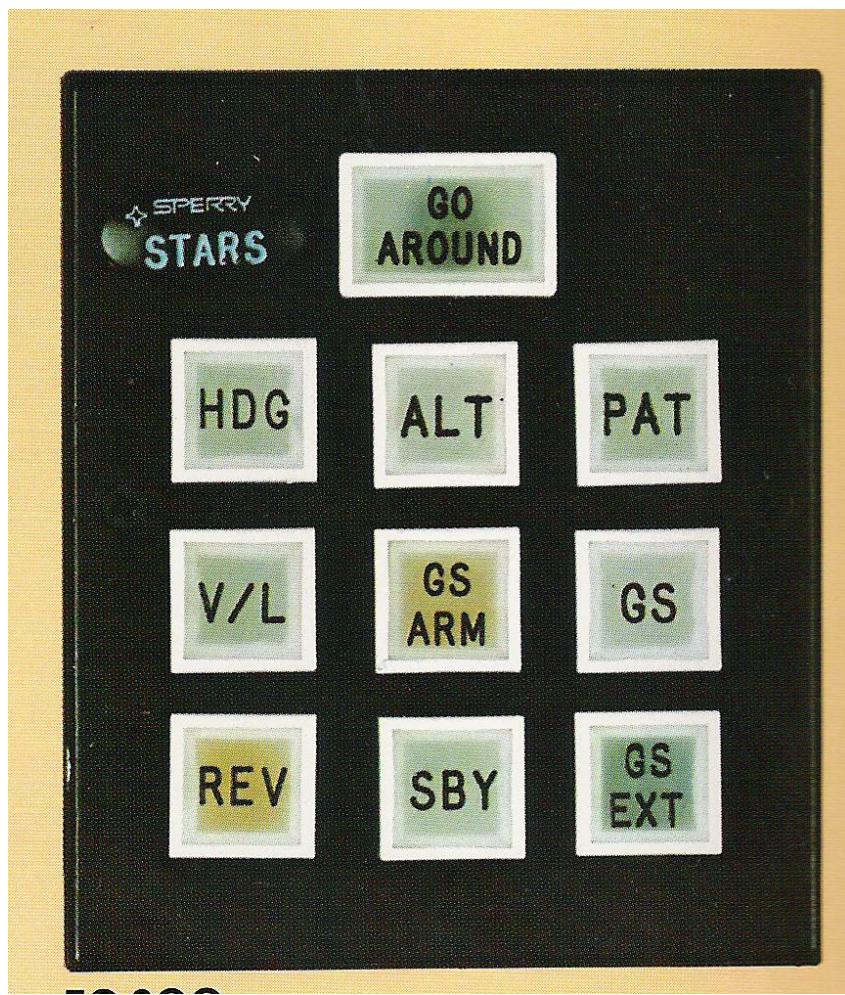


Figura 7.4: Imagen Computadora de Control (gentileza Sperry)

7.3. Modos de operación

Este sistema utiliza los datos de VOR-Localizadores y de Senda de Planeo, proporcionados por los receptores de navegación corrientes. Utiliza también datos de altitud de un sensor de altura barométrico propio (además del de sistema de radio-altímetro), datos de rumbo desde un giróscopo direccional y de actitud desde un giróscopo vertical, elementos estos que pertenecen al mismo sistema.

Todas estas informaciones son computadas siendo finalmente enviado su resultado a comandar las barras directoras del sistema para guiar al piloto en las maniobras que debe efectuar, para mantener o tomar la senda de vuelo selectada, tanto para la navegación como para la aproximación de aterrizaje.

Los modos de operación que puede seleccionar el piloto son los siguientes:

SBY	Preparado	GO AROUND	Escape
ALT	Mantenimiento de altura	PAT	Ajuste de actitud en cabeceo
HDB	Rumbo selectado	V/L	VOR - Localizador
GS ARM	Armado Pendiente de Planeo	GS	Pendiente de Planeo
GS EXT		REV	Curso opuesto

7.3.1. Modo Preparado (SBY)

Mediante el mismo el sistema es puesto en condiciones de operar cuando sea requerido y encontrándose las barras del ADI fuera de la vista, operando éste como un indicador de referencia de actitud. Este sistema está energizado si lo está el sistema de corriente alterna del avión, por lo tanto permite la selección de cualquier modo siempre que las banderas de precaución respectivas se encuentren fuera de la vista.

Se selecciona el modo SBY presionando la tecla correspondiente en tablero, al seleccionarla se iluminan los demás modos como prueba de lámparas y al soltarlo solo SBY queda iluminado.

Al seleccionarse otro modo las barras directoras responden a las salidas de la computadora, luego el piloto debe “volar” el avión en miniatura del ADI hacia las barras directoras e interceptarlas. Al mantener esta condición serán efectuadas las maniobras necesarias para interceptar y/o mantener un curso deseado.

7.3.2. Modo Ajuste Actitud de Cabeceo (Pitch Attitude Trim, PAT)

Permite seleccionar un ángulo de trepada o descenso por medio de la perilla de ajuste de actitud de cabeceo, que se encuentra en el frente y en el extremo inferior izquierdo del ADI (Figura 7.2, Pitch attitude trim knob).

Al presionar PAT, debe mantenerse encendida la luz de dicho modo para que se confirme el mismo, la barra de comando de cabeceo del ADI se ubica de manera que el piloto tome la actitud de cabeceo deseada.

El modo PAT puede ser utilizado con cualquier otro modo de control de alabeo (p.e. el HDG) pero resulta incompatible con otros modos de cabeceo (p.e. GO AROUND, ALT).

Si la señal de cabeceo se torna inválida, la barra de comando saldrá de vista y el botón del modo permanecerá iluminado.

7.3.3. Modo Rumbo Selectado (Heading HDG)

Se utiliza para interceptar y mantener un rumbo de vuelo deseado. Al presionar HDG se debe iluminar el botón, confirmando la operación del mismo. Si el modo resultara no válido, la barra de comando de alabeo saldrá de vista pero el botón continuará iluminado.

Utilizando la perilla de rumbo selectado ubicada en el HSI (Figura 7.3, Heading knob), se posiciona el índice de rumbo selectado en el rumbo deseado (Figura 7.3, Heading bug). Este debe ser menor a 170° respecto al

rumbo actual de la aeronave.

La computadora controlará los movimientos de la barra de alabeo en el ADI a fin de dirigir al piloto para corregir el alabeo del avión de forma de interseptar el curso elegido sin sobrepasamiento.

Para prevenir actitudes extremas, la computadora limita los ángulos de alabeo a un máximo de 30°.

Si el modo HDG es seleccionado desde el modo SBY, en el ADI sólo aparecerá la barra de alabeo. Si el modo es seleccionado con el modo PAT o ALT, aparecerá además la barra de cabeceo.

7.3.4. Modo mantenimiento de altura (ALT)

Brinda la posibilidad de mantener una altura barométrica deseada, la cual será la presente al momento de seleccionar este modo.

Entonces, se nivela la aeronave a la altura deseada y se oprime el modo ALT, confirmándose su operación por permanecer el botón iluminado.

La computadora brindará la información necesaria para posicionar la barra de cabeceo en el ADI, de forma de que el piloto tome las actitudes necesarias para mantener la altitud barométrica deseada.

Para prevenir acciones extremas, el comando del ángulo de cabeceo está limitado a $\pm 10^\circ$.

En caso de algún mal funcionamiento, la barra directora de cabeceo en el ADI saldrá de vista y la luz de ALT se apagará en el teclado.

Además, a los efectos de proteger el elemento sensor de altura, el modo se cancelará al producirse un cambio sustancial respecto a la altura selectada, desapareciendo la barra de control de cabeceo. Por ejemplo, al desviarse a nivel del mar en ± 400 pies (120 m) o en ± 1200 pies (360 m) a 40000 pies (12000 m) de altura.

7.3.5. Modo Escape (GO AROUND)

Este modo cancela todos los otros modos y provee un comando de trepada prefijado, juntamente con un comando de nivelación de las alas.

El modo GO AROUND se selecciona presionando el botón correspondiente sobre el teclado de la computadora o mediante un botón en el volante de mando.

En ocasión de una aproximación fallida, se selecciona este modo indicando las barras del ADI la actitud a tomar.

Si el giroscopio vertical asociado al sistema entrega datos incorrectos o no válidos, las barras en el ADI salen de la vista mientras que el botón GO AROUND permanecerá iluminado.

7.3.6. Modo VOR - Localizador (V/L)

Permite mediante la barra de alabeo del ADI, interceptar y mantener un rumbo deseado, operación que se efectuará suavemente limitando la computadora los ángulos de alabeo a $\pm 30^\circ$.

7.3.7. Armado Pendiente de Planeo

Por medio de este modo se prepara al sistema para la captura automática del haz de pendiente de planeo cuando el avión se aproxime al centro del haz de pendiente de planeo desde abajo de éste, si el avión se encuentra por arriba la luz del botón GS-ARM se apagará y la computadora activará automáticamente el modo GS.

7.3.8. Pendiente de Planeo

Permite al piloto efectuar la captura de la pendiente de planeo desde arriba o abajo del haz. La barra de mando de cabeceo mostrará la actitud a tomar, se encuentre el avión arriba o abajo de la pendiente de planeo. La computadora limita los ángulos de cabeceo a $\pm 10^\circ$ aproximadamente. La barra de mando de alabeo permitirá mantener la línea central del localizador.

7.3.9. Modo anunciador ampliación de indicación en pendiente de planeo (GS EXT)

Provee un ajuste automático de ganancia para compensar el estrechamiento del haz de pendiente de planeo, éste modo es enganchado automáticamente al detectarse el marcador medio o a los 250 pies (76,2 m) de altura.

7.3.10. Modo Curso Opuesto (REV)

Este modo da la posibilidad de volar el curso de localizador opuesto.

7.4. Incorporación del sistema de radioaltímetro

El radioaltímetro provee una indicación de altura absoluta en un indicador, pero además se interconecta con el director de vuelo a los fines de manejar la barra de radioaltura en el ADI.

Cuando el sistema de radioaltímetro funciona, la barra de radioaltura aparece a la vista en la parte inferior del instrumento a los 61 (sesenta y un) metros y, a medida que el avión se acerca a tierra, esta barra sube simulando el acercamiento de la aeronave a tierra mediante el acercamiento relativo del avión miniatura del ADI a la barra en miniatura que simula el terreno.

Al tocar tierra la aeronave, la barra de altura del instrumento toca la parte inferior del avión simbólico del ADI. El sistema de radioaltímetro está compuesto por dos (2) antenas, una transmisora y otra receptora, un transceptor y un indicador. Su principio de funcionamiento se basa en la emisión de ondas de UHF, moduladas en frecuencia, por la antena transmisora, las cuales son reflejadas por la superficie terrestre y receptadas por la segunda antena. La diferencia de frecuencia entre las ondas emitidas y las reflejadas es representativa de la altura a la cual se encuentra la aeronave del suelo, y es indicada en el instrumento.

En otros sistemas se utiliza la modulación de pulsos.

7.5. Integración con el Sistema de Piloto Automático

El Automatic Flight Control System (AFCS) provee la integración del FDS con el Piloto Automático, este sistema se encuentra habitualmente en aeronaves de alta performance pero debido a los avances en procesamiento digital se encuentran actualmente disponibles para aviación general.

En algunos de estos sistemas son tan avanzados que permiten extender la programación, el nivel de integración con las ayudas, integración con sistemas de control de motor y combinar todo esto en una única consola con interfaz para el usuario.

Ejemplo de implementación de un AFCS puede consultarse en el siguiente documento [Canadair Regional Jet 100/200 - Automatic Flight Control System](#).

Otro ejemplo puede encontrarse en la siguiente publicación [Guía del piloto del sistema Garmin G1000 Integrated Flight Deck](#)

A su vez los AFCS pueden integrarse con los Attitude and Heading Reference Systems (AHRS) y ayudas para la navegación incluyendo senda de planeo.

7.5.1. Attitude and Heading Reference Systems (AHRS)

Una notable mejora a los tradicionales sistemas giroscópicos vino dada por las Unidades de Medición Inercial, en inglés Inertial Measurement Unit (IMU), las cuales consisten en dispositivos que utilizando una combinación de acelerómetros y giróscopos, permiten determinar la velocidad, orientación y fuerzas gravitacionales de una aeronave. Estas unidades constituyeron el elemento principal de los INS empleados en los primeros “glass cockpits” en la aviación militar y comercial. Su coste era muy elevado para la aviación general por lo que se continuaron utilizando los sistemas anteriores en esta rama.

Las IMU presentan acumulación de errores durante su utilización, puesto que el sistema de guiado está continuamente integrando la aceleración para calcular la velocidad y la posición, los errores de medición se acumulan (deriva).

Es aquí cuando aparecen las AHRS que brindaron un avance notable sobre las IMU, puesto que fueron creados

para proporcionar una mayor fiabilidad y precisión. Estos sistemas consisten, básicamente, en una serie de sensores en los tres ejes coordinados a partir de los cuales se obtiene la información de rumbo y actitud de la aeronave. De esta forma, un AHRS proporciona al piloto orientación tridimensional mediante la integración de giróscopos y la combinación de los datos obtenidos mediante acelerómetros y magnetómetros.

Debe señalarse que los giróscopos utilizados por los AHRS son muy diferentes de los tradicionales ya que, al igual que los acelerómetros y los magnetómetros, se trata de Sistemas MicroElectroMecánicos, en inglés MicroElectroMechanical Systems (MEMS).

MEMS

Los MEMS pueden definirse como componentes mecánicos y electromecánicos miniaturizados, su desarrollo comenzó a mediados de los años 1980. Para su desarrollo se utilizan técnicas de microfabricación similares a las empleadas en la producción de circuitos integrados. Estos dispositivos están constituidos por estructuras con tamaños típicos entre 1 y 100 μm . En la Figura 7.5 puede apreciarse uno de estos dispositivos.

Respecto a giróscopos MEMS puede consultarse a ([Apostolyuk, 2007](#)).

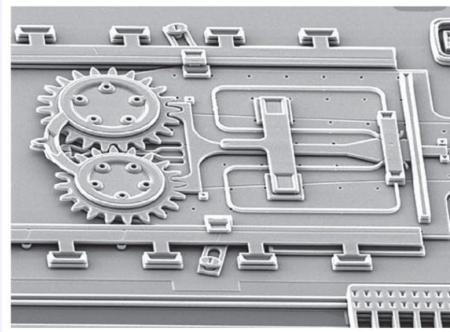


Figura 7.5: Un embrague microscópico fabricado con componentes MEMS ([Miller y Erdos, 2021](#))

A fin de tener en cuenta la deriva que puede producir datos erróneos, los sistemas AHRS utilizan acelerómetros y magnetómetros. El acelerómetro hace uso de la gravedad para servir tanto de referencia inicial de actitud como de referencia en vuelo. Por su parte, el magnetómetro utiliza el campo magnético de la tierra para proporcionar información de rumbo. Finalmente, el AHRS agrega toda la información de estos diferentes componentes y lleva a cabo complejos cálculos mediante los algoritmos convenientes para proporcionar datos de actitud y rumbo de gran fiabilidad.

Los AHRS están específicamente diseñados para reemplazar a los antiguos instrumentos de control giroscópico y proporcionar una mejor precisión y fiabilidad.

Algunos AHRS utilizan receptores GPS para mejorar la estabilidad a largo plazo de los giróscopos.

Los AHRS han demostrado ser altamente fiables y se emplean tanto en aeronaves comerciales como privadas e incluso UAVs.

Como ejemplo de un sistema AHRS puede consultarse el [AHR50 de la empresa Archangel Systems Inc.](#) o el [AHRS-E304 de la empresa Watson Industries Inc.](#)

Un ejemplo de AHRS pequeño es el [3DM-GX5-25 AHRS de la empresa Parker Lord.](#)

El uso de AHRS en aeronaves de uso general es mostrado por la empresa Levil Technology [en el siguiente video.](#)

Los AHRS se integran normalmente en los EFIS, combinándose con Computadoras de Datos de Aire, Air Data Computer (ADC) por lo que se los suele denominar Air Data and Attitude Heading Reference System (ADAHRS), de esta manera proporcionan información adicional como la velocidad de la aeronave relativa al aire, altitud y temperatura del aire en el exterior.

Como ejemplo de un sistema ADAHRS puede consultarse el [AHR150A/300A de la empresa Archangel Systems Inc.](#)

Un caso interesante de sistema Fly-By-Wire ocurrió con el primer prototipo del X-31

Capítulo 8

Navegadores

8.1. Introducción

La navegación puede definirse como el conjunto de técnicas utilizadas para desplazarse entre un par de puntos conocidos, llamados origen y destino, siguiendo una trayectoria también conocida. Para esto es necesario el procesamiento de información para conocer la posición en cada momento. Esto implica poseer de alguna manera la información necesaria y aplicarle los procedimientos y algoritmos adecuados para obtener dicha posición. La manera como se obtenga la información requerida determinará el tipo de navegación que está siendo utilizada.

En base a lo anterior se podría intentar una definición para su aplicación aeronáutica:

Navegación Aérea

Es el conjunto de técnicas y procedimientos que permiten conducir eficientemente una aeronave a su lugar de destino, asegurando la integridad de los tripulantes, pasajeros y de los que están en tierra. Se basa en la observación del cielo y del terreno y en los datos aportados por los instrumentos de vuelo.

Si bien durante mucho tiempo el término navegación estuvo asociado esencialmente a barcos, el desarrollo de la aviación le agregó una nueva dimensión: además de la posición horizontal (Latitud y Longitud), se necesita también la altura de la aeronave para garantizar que no se acerca peligrosamente a algún obstáculo. Se habla entonces de navegación 3D (Latitud Longitud y Altitud (3D)).

Finalmente, el gran congestionamiento del espacio aéreo en muchas partes del mundo hace necesario agregar otra variable más: el tiempo. El tener disponible un sistema de navegación que permita mantener sincronizadas las operaciones de las aeronaves facilita el introducir más aeronaves en el mismo espacio aéreo sin comprometer la seguridad. Ésta es la navegación 4D y está siendo desarrollada actualmente en la Unión Europea por el programa **SESAR** (Single European Sky ATM Research) y en EEUU por el programa **NextGen**.

Aunque el objetivo principal de todo sistema de navegación es guiar a la tripulación desde un punto de origen a un punto destino, el aumento de la densidad del tráfico aéreo y la economía necesaria para la aerolínea se traduce en que se debe planear una ruta específica para cumplir el objetivo. La planificación del vuelo tiene en cuenta cosas como vientos favorables, tipo de destino y horarios. Por lo tanto, la navegación de aeronaves también se ocupa de la gestión del tráfico y la separación segura de estas.

8.2. El planeta Tierra

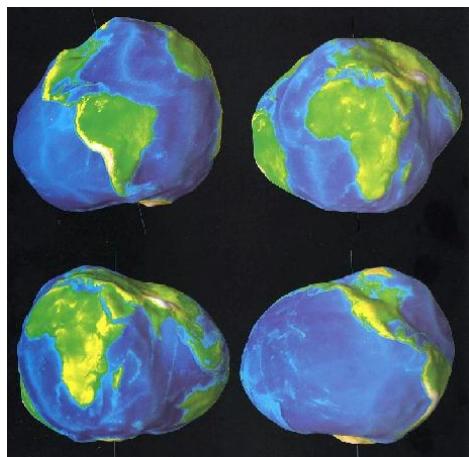
8.2.1. Forma, tamaño y movimientos

Desde el punto de la navegación, el planeta Tierra se considera una esfera perfecta, aunque en la realidad no lo sea. Inspecciones detalladas de su superficie han determinado variaciones en altura de, aproximadamente, 19 km desde el fondo del océano hasta el vértice de la montaña más alta, Figura 8.1(a).

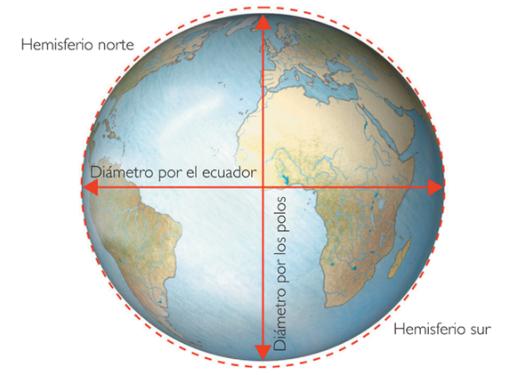
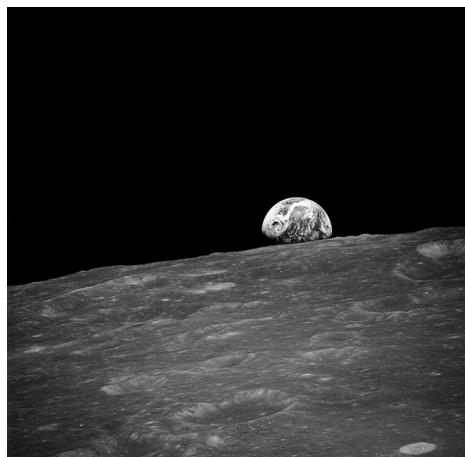
Medida en el ecuador, el diámetro del planeta Tierra es aproximadamente 12756,274 km, mientras que el diámetro polar es de 12713,505 km. La diferencia entre estos diámetros es de 42,769 km y, este valor, puede ser utilizado para expresar la elipticidad del planeta Tierra (Figuras 8.1(c) y 8.1(b)). El radio entre esta diferencia y el diámetro ecuatorial es:

$$\text{Elipticidad} = \frac{42,769 \text{ m}}{12756,274 \text{ m}} = \frac{1}{298,257}$$

De este cálculo dado que el diámetro ecuatorial excede al polar en 1 parte sobre 298, se considera que el planeta Tierra es, prácticamente, esférica.

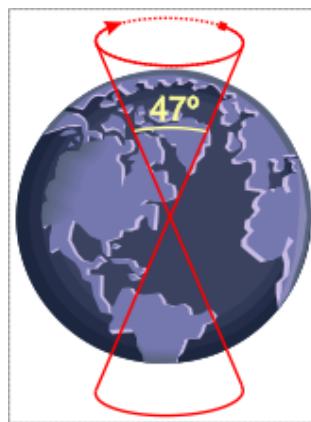
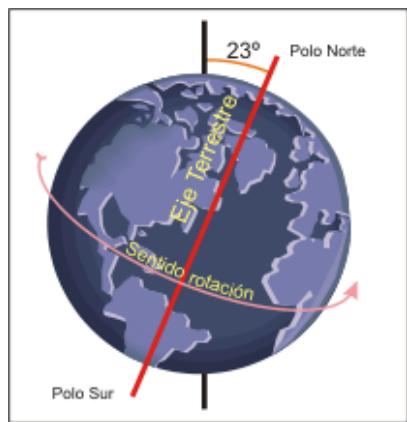


(a) Forma del planeta Tierra, dimensiones (b) Amanecer de la Tierra, fotografía tomada exageradas por la misión Apolo 8 (1968)



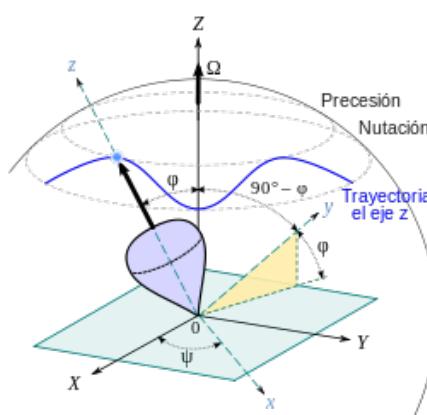
Diámetro por el ecuador	12.756 km
Diámetro por los polos	12.713 km
Volumen	1.083 billones de km ³
Masa	5.854 trillones de toneladas

(c) Dimensiones

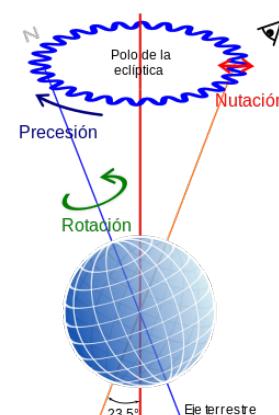


(d) Rotación

(e) Precesión



(f) Nutación



(g) Los principales movimientos

Figura 8.1: El planeta Tierra

El planeta Tierra tiene los siguientes movimientos al desplazarse en el espacio:

- **Movimiento de rotación:** Es un movimiento que efectúa la Tierra girando sobre sí misma a lo largo de un eje ideal denominado Eje Terrestre que pasa por sus polos. Una vuelta completa, tomando como referencia a las estrellas, dura 23 horas con 56 minutos y 4 segundos y se denomina “*día sidéreo*”.

La primera referencia tomada por el ser humano fue el Sol, cuyo movimiento aparente originado en la rotación de la Tierra determina el día y la noche, dando la impresión que el cielo gira alrededor del planeta. En el uso coloquial del lenguaje se utiliza la palabra “*día*” para designar este fenómeno, que en astronomía se refiere como *día solar* y se corresponde con el tiempo solar.

Los 3 minutos y 56 segundos de diferencia se deben a que en ese plazo de tiempo la Tierra ha avanzado en su órbita y debe de girar algo más que un día sideral para completar un día solar, Figura 8.1(d).

El eje terrestre forma un ángulo de 23,5° respecto a la normal de la eclíptica, fenómeno denominado “*Oblicuidad de la Eclíptica*”. Esta inclinación produce largos meses de luz y oscuridad en los polos geográficos, además de ser la causa de las estaciones del año, causadas por el cambio del ángulo de incidencia de la radiación solar.

- **Movimiento de traslación:** Es un movimiento por el cual la Tierra se mueve alrededor del Sol. La causa de este movimiento es la acción de la gravedad, originándose cambios que, al igual que el día, permiten la medición del tiempo. Tomando como referencia el Sol, resulta lo que se denomina año tropical, lapso necesario para que se repitan las estaciones del año. Dura 365 días, 5 horas y 47 minutos. El movimiento que describe es una trayectoria elíptica de 930 millones de kilómetros, a una distancia media del Sol de prácticamente 150 millones de kilómetros ó 1 U.A. (Unidad Astronómica). De esto se deduce que la Tierra se desplaza con una rapidez media de 106200 km/h (29,5 km/s).

La trayectoria u órbita terrestre es elíptica. El Sol ocupa uno de los focos de la elipse y, debido a la excentricidad de la órbita, la distancia entre el Sol y la Tierra varía a lo largo del año. A primeros días de enero se alcanza la máxima proximidad al Sol, produciéndose el perihelio, donde la distancia es de 147,5 millones de km.; mientras que en los primeros días de julio se alcanza la máxima lejanía, denominado afelio, donde la distancia es de 152,6 millones de km.

- **Movimiento de precesión:** también denominado precesión de los equinoccios, es debido a que la Tierra no es esférica, sino un elipsoide achataido por los polos. Si la Tierra fuera totalmente esférica, sólo realizaría los movimientos anteriormente descritos, Figura 8.1(e).

Una vuelta completa de precesión dura 25767 años, ciclo que se denomina año platónico, cuya duración había sido estimada por los antiguos mayas.

- **Movimiento de nutación:** debido al achatamiento de los polos y a la atracción de la Luna sobre el eje ecuatorial. También en un movimiento de vaivén y se produce durante el movimiento de precesión, este recorre a su vez una pequeña elipse (como si fuese una pequeña vibración). Una vuelta completa a la elipse suponen 18,6 años, lo que supone que en una vuelta completa de precesión la Tierra habrá realizado 1385 bucles, Figura 8.1(f).

- **Bamboleo de Chandler:** pequeña oscilación del eje de rotación de la tierra que añade 0,7 segundos de arco en un período de 433 días a la precesión de los equinoccios. Fue descubierto por el astrónomo

norteamericano Seth Carlo Chandler en 1891, y actualmente no se conocen las causas que lo producen, aunque se han propuesto varias teorías (fluctuaciones climáticas causantes de cambios en la distribución de la masa atmosférica, posibles movimientos geofísicos bajo la corteza terrestre, etc.)

8.2.2. Coordenadas geográficas

El sistema de coordenadas geográficas determina todas las posiciones de la superficie terrestre utilizando las dos coordenadas angulares de un sistema de coordenadas esféricas que está alineado con el eje de rotación de la Tierra. Este define dos ángulos medidos desde el centro de la Tierra, ver Figura 8.2:

- **Latitud:** mide el ángulo entre cualquier punto y el ecuador. Las líneas de latitud se llaman paralelos y son círculos paralelos al ecuador en la superficie de la Tierra.

Debido a que la insolación sobre la superficie terrestre depende de la latitud y dada la distancia que nos separa del Sol, los rayos luminosos que llegan hasta el planeta Tierra son prácticamente paralelos. La inclinación con que estos rayos inciden sobre la superficie de la Tierra es, pues, variable según la latitud. En la zona intertropical, a mediodía, caen casi verticales, mientras que inciden tanto más inclinados cuanto más se asciende en latitud, es decir cuanto más nos acercamos a los Polos. Las zonas donde ocurre este fenómeno se denominan trópicos y se consideran dos paralelos notables con esta denominación: el trópico de Cancer en el hemisferio Norte y el trópico de Capricornio en el hemisferio Sur.

Así se explica el contraste entre las regiones polares, muy frías y las tropicales, muy cálidas.

- **Longitud:** mide el ángulo a lo largo del ecuador desde cualquier punto de la Tierra. Se acepta que Greenwich en Londres es la longitud 0 en la mayoría de las sociedades modernas. Las líneas de longitud son círculos máximos que pasan por los polos y se llaman meridianos.

Combinando estos dos ángulos, se puede expresar la posición de cualquier punto de la superficie de la Tierra. Por ejemplo, la ciudad de Córdoba en Argentina tiene coordenadas $31^{\circ} 25' 0''$ S, $64^{\circ} 11' 0''$ W lo que significa latitud 31 grados 25 minutos 0 segundos Sud (desde el ecuador) y longitud 64 grados 11 minutos 0 segundos Oeste (desde Greenwich). Así un radio vector dibujado desde el centro de la tierra según estas coordenadas esféricas pasará por la mencionada ciudad de Córdoba.

El Ecuador es un elemento importante de este sistema de coordenadas, representa el cero de los ángulos de latitud y el punto medio entre los polos. Es el plano fundamental del sistema de coordenadas geográficas.

Estas coordenadas usualmente se utilizan en planos de tipo proyección Mercator o en una Universal Transverse Mercator (UTM).

¿Cómo situarnos en el espacio? Latitud y longitud

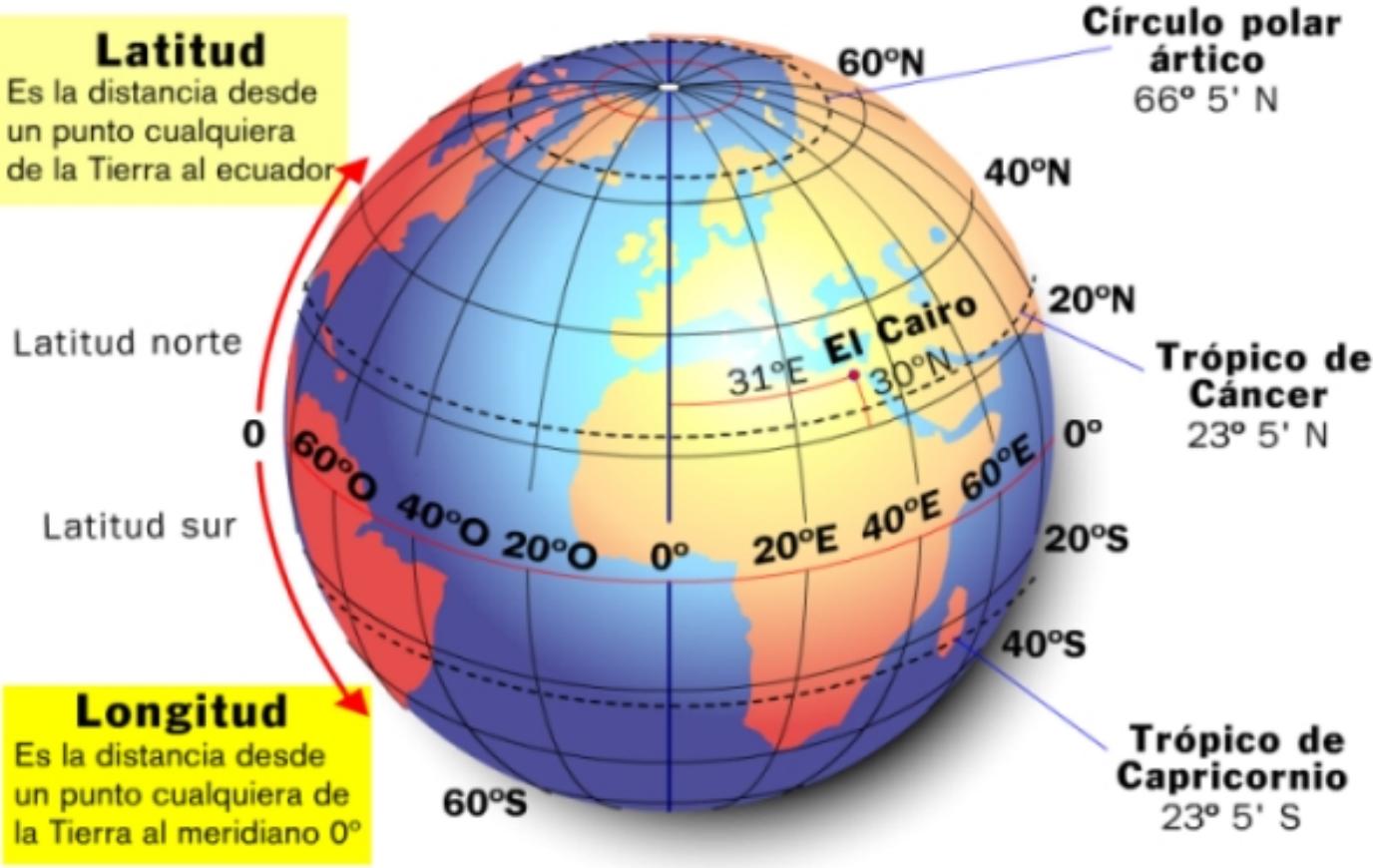


Figura 8.2: Latitud y longitud

8.3. Distancia, dirección, tiempo, el Norte

8.3.1. Distancia

La distancia se mide como la longitud de la línea que une a dos puntos, su unidad habitual para el uso en navegación es la *Milla náutica* (NM), la cual se define como 1 minuto de latitud o 6076 pies (1852 m). A veces es necesario convertir NM a Milla estatutaria (SM) y viceversa, lo cual se hace de la siguiente forma:

$$\frac{\text{Millas estatutarias}}{\text{Millas náuticas}} = \frac{76}{66}$$

Relacionado con el concepto de distancia se encuentra el de *velocidad*, el cual indica la tasa de cambio de

posición. La velocidad se expresa usualmente en millas por hora (mph). Si la medida de la distancia es en NM, entonces la velocidad se expresa en Nudo. Una velocidad de 200 nudos es igual a una velocidad de 200 NM por hora.

Para calcular la distancia entre puntos sobre la superficie terrestre es necesario tener en cuenta no es plana, lo que implica que existirán ligeras (o grandes) distorsiones si se realiza esta operación sobre un mapa (dependiendo del tipo de este ultimo).

Además, el hecho de que la Tierra sea un geoide introduce variaciones adicionales, que deberán (o no) tenerse en cuenta dependiendo de la precisión con que se desee realizar la medición.

A los fines de una primera aproximación, puede asumirse que la Tierra es esférica.

Entre dos puntos cualesquiera de la superficie terrestre pueden trazarse líneas curvas diferentes: la ortodrómica, la loxodrómica.

Loxodrómica a la línea que une dos puntos cualesquiera de la superficie terrestre cortando a todos los meridianos con el mismo ángulo, ver Figura 8.3(a). La loxodrómica, por tanto, es fácil de seguir manteniendo el mismo rumbo marcado por la brújula. Su representación en el mapa dependerá del tipo de proyección del mismo, por ejemplo en la de Mercator es una recta.

Ortodrómica es el camino más corto entre dos puntos de la superficie terrestre; es el arco del círculo máximo que los une, menor de 180 grados, Figura 8.3(b).

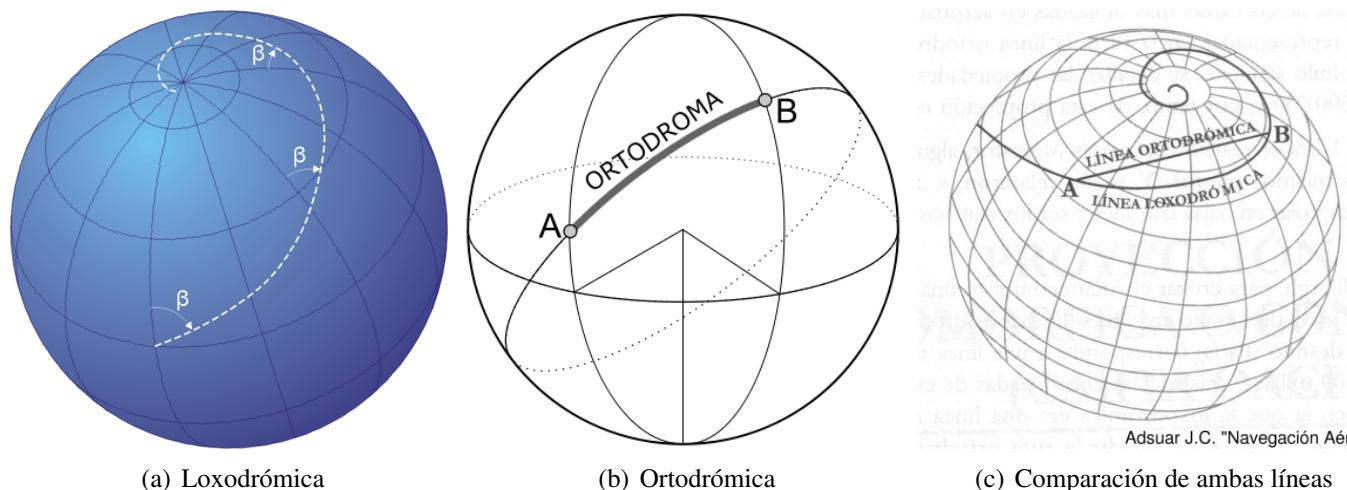


Figura 8.3: Distancia entre dos puntos sobre la Tierra

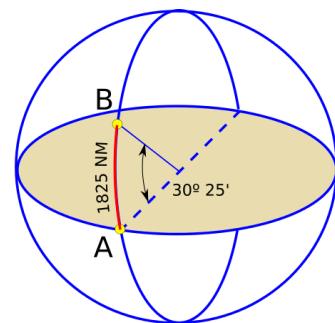
Pedro Nunes, un geógrafo portugués, publicó en “*Tratado de la navegación*” (1546) un descubrimiento con grandes implicaciones para la navegación. Antes de él se creía que marchando sobre la superficie terrestre con un rumbo fijo, es decir, formando un ángulo constante con la meridiana, la línea recorrida era un círculo máximo. Dicho con otras palabras, que un navío que siguiese este derrotero daría la vuelta al mundo y volvería al punto de partida. Nunes señaló la falsedad de este concepto al demostrar que la curva recorrida se va acercando

al polo, alrededor del cual da infinitas vueltas, sin llegar nunca a él; o, dicho en lenguaje técnico, que tiene el polo por punto asintótico.

Una característica de la ortodrómica es que presenta un ángulo diferente con cada meridiano, (excepto cuando dicha ortodrómica coincide con un meridiano o con el ecuador). Esta característica representó un grave inconveniente para la navegación, solucionado hacia los últimos años del Siglo XX con el sistema GPS, porque antes del mismo, era difícil trazar una ruta de navegación que siguiera la ortodrómica ya que obligaría a continuos cambios de rumbo.

Cuando las distancias eran grandes y seguir el camino más corto suponía un ahorro significativo, se realizaba una aproximación marcando una serie de puntos intermedios, en los cuales se cambiaba de rumbo y, de ésta manera, se lograba una aproximación a las correspondientes loxodrómicas.

Un concepto interesante que relaciona las líneas ortodrómicas y las millas náuticas es que sobre las mismas se puede calcular la distancia entre dos puntos. Por ejemplo, dados los puntos A y B sobre una de estas curvas, ver Figura 8.4. El ángulo entre los radio vectores que parten del centro de la esfera y terminan en cada uno de estos puntos es $30^\circ 25'$. Convirtiendo este ángulo a minutos se obtiene $1825'$, como $1' = 1 \text{ NM}$, sobre la esfera que representa al planeta Tierra la distancia entre los puntos A y B es de 1825 NM.



$$30^\circ 25' = 30 \times 60 + 25 = 1800 + 25 = 1825' = 1825 \text{ NM}$$

Figura 8.4: Distancia entre dos puntos sobre la Tierra. Adaptado de ([Tooley y Wyatt, 2017a](#))

8.3.2. Dirección

La dirección es la posición de un punto en el espacio relativo a otro sin referencia a la distancia entre ellos. En la navegación se utiliza un sistema numérico para indicar la dirección como el mostrado en la Figura 8.5(a). En la misma se divide la vista en planta en 360° , comenzando con el norte a 0° y continuando en sentido de las agujas del reloj, pasando por el este a 90° , sur 180° y oeste 270° , volviendo al norte.

Este círculo se denomina rosa de compás, las líneas quasi-verticales de la Figura 8.5(a) son meridianos. Por el punto A pasa el meridiano a través de 000° y 180° de la rosa, el punto B se encuentra en una dirección de 60° respecto del A y el punto C en una dirección de 220° del punto A.

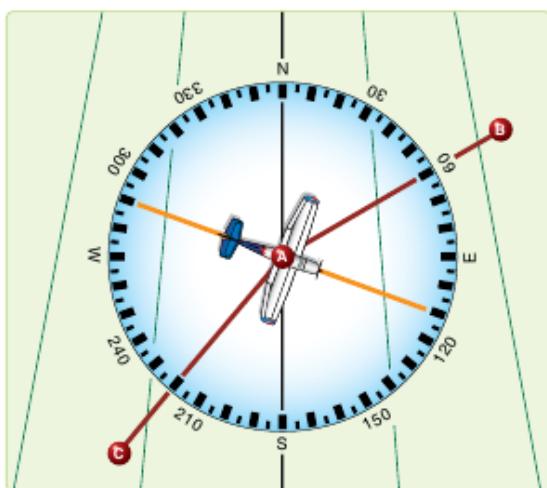
Definiciones

Trayectoria (trayjectory) se define como el conjunto de puntos del espacio por los cuales pasa la aeronave durante su vuelo (ver Figura 8.5(b)).

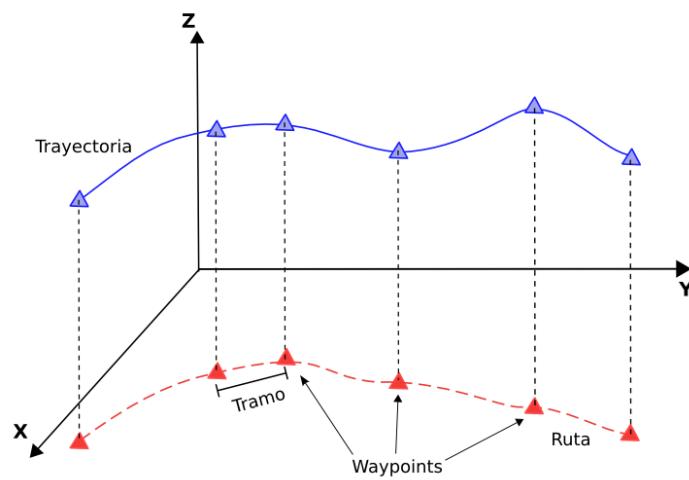
Ruta es la curva resultante de proyectar la trayectoria sobre la superficie de la Tierra (ver Figura 8.5(b)).

Waypoints son puntos conocidos a lo largo de la ruta, y a menudo resaltan por alguna razón en particular (Lugares de reporte obligatorio, puntos de intersección de aerovías, etc.) (ver Figura 8.5(b)).

Tramo (leg) se define como un segmento de ruta comprendido entre dos waypoints (ver Figura 8.5(b)).



(a) Rosa de compás



(b) Trayectoria, ruta, Fuente ([Salazar Hernández Dagoberto, 2008](#))

Figura 8.5: Elementos de navegación

Rumbo el rumbo o o “Heading” (HDG) es el ángulo entre el norte y el eje longitudinal de la aeronave (hacia donde apunta su nariz). No coincide necesariamente con el vector velocidad (Track) dado que es posible, por ejemplo, que el piloto modifique el rumbo para contrarestar un viento cruzado (ver Figura 8.6).

Curso deseado es el ángulo entre el norte (cualquiera que se esté usando: magnético, geográfico, etc) y la línea recta que une dos waypoints sucesivos en la ruta. En inglés se denomina “*Desired Track*”, y se abrevia DTK (ver Figura 8.6).

Derrota En náutica, la derrota es el trayecto que ha recorrido una embarcación desde un punto “A” hasta otro punto “B”. En el derrotero o carta náutica se traza la ruta a seguir; contiene informaciones importantes para el navegante, tales como ubicación de faros, boyas, profundidad del agua, etc. En navegación aérea es el ángulo entre el norte y la línea tangente a la ruta (dicha tangente corresponde, por cierto, al vector velocidad de la aeronave). En inglés se le llama “*Track*” o TK (ver Figura 8.6).

Error transversal El error transversal o “*Cross-Track Error*” (XTE) es la distancia perpendicular entre la posición de la aeronave y la línea que representa al curso deseado.¹

¹Es conveniente tener en cuenta que la diferencia entre el curso deseado (DTK) y la ruta realmente seguida (TK) por lo general es producida por factores externos tales como el viento cruzado (en el caso de las aeronaves) o las corrientes marinas (si se habla de barcos).

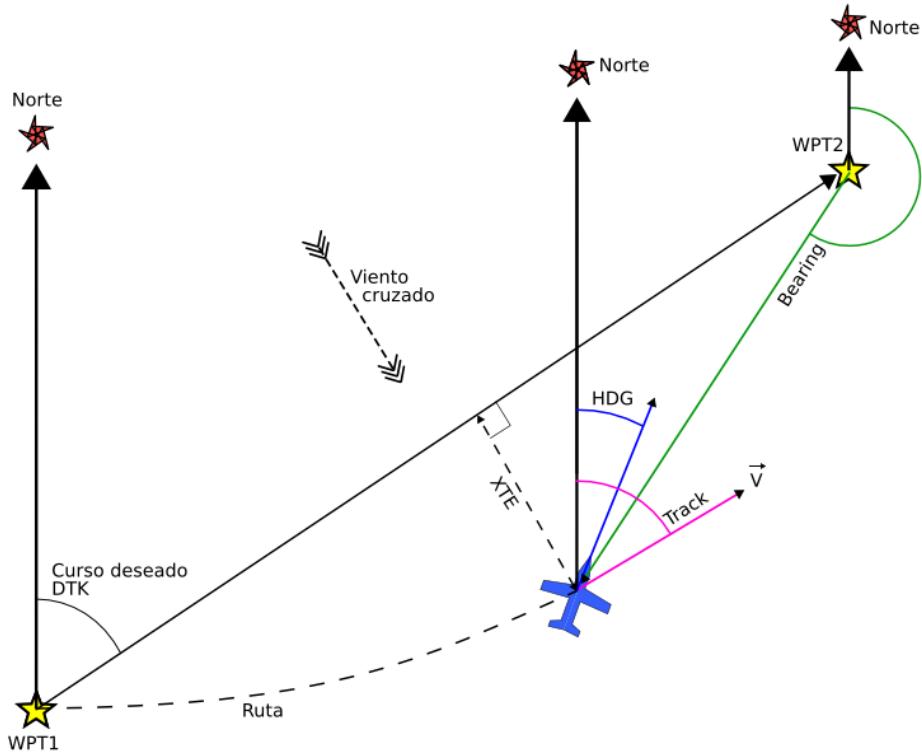


Figura 8.6: Elementos de navegación (continuación), Fuente ([Salazar Hernández Dagoberto, 2008](#))

8.3.3. Tiempo

La navegación aérea es un problema de cuatro dimensiones: latitud, longitud, altura y es necesario saber *en qué momento* estuvimos (o estaremos) en una posición dada.

Muchos de los sistemas de navegación modernos están basados en la medición de intervalos de tiempo.

La medición del tiempo se encuentra asociada a la historia del calendario, esto es, un modo sistemático de organizar los días en semanas, meses, años y milenarios.

Una de las formas más sencillas es con referencia a las fases de la Luna, el calendario de este tipo es denominado *lunar* y el tiempo entre repeticiones de una fase dada de la Luna (p.e., luna nueva) es denominado *mes sinódico*. Este dura, en promedio, 29,530589 días.

El calendario lunar tiene como ventaja que posee una referencia muy fácil de seguir, pero tiene como inconveniente que el mes sinódico no tiene un número entero de días.

Por otra parte, las estaciones del año son fenómenos muy importantes para la vida humana, pero las fases de la Luna son independientes de estas. Por ese motivo algunas culturas prefirieron marcar el paso del tiempo siguiendo el movimiento aparente del Sol por el cielo, cuya trayectoria se denomina *eclíptica*². Este calendario

²El movimiento que realiza la Tierra en torno al Sol (traslación), genera un plano al que se le ha dado el nombre de Eclíptica. Como el eje de giro de la Tierra tiene una inclinación promedio de $23^{\circ} 27'$, entonces el Ecuador terrestre y la eclíptica forman entre si, este mismo ángulo.

se denomina *solar*, y el tiempo transcurrido entre dos pasos suscesivos del Sol por el equinoccio de primavera es denominado *año vernal equinoctial* y tiene una duración de 365,2424 días.

Se comprobó que 19 años vernales equinoxiales equivalen a 234,997 meses sinódicos (≈ 235), lo que implica que cada 19 años las fases de la Luna y sus fenómenos asociados (eclipses) caen casi exactamente en la misma fecha. Este ciclo es denominado *metónico* en honor al astrónomo Metón, siglo V a. C.

Posteriormente los romanos establecieron un calendario que, tras sucesivas adaptaciones, evolucionó al calendario actualmente utilizado en el hemisferio occidental, el calendario Gregoriano.

La medición del tiempo tiene, actualmente, dos familias:

- Las asociadas al movimiento de los cuerpos celestes
- Las basadas en las oscilaciones de los átomos

Tiempo solar

El tiempo solar es una medida del tiempo fundamentada en el movimiento aparente del Sol sobre el horizonte del lugar. Toma como origen el instante en el cual el Sol pasa por el Meridiano, que es su punto más alto en el cielo, denominado mediodía.¹ A partir de este instante se van contando las horas en intervalos de 24 partes hasta que completan el ciclo diurno.

Sin embargo, el Sol no tiene un movimiento regular a lo largo del año, y por esta razón el tiempo solar se divide en dos categorías:

- **Tiempo solar verdadero** está basado en el día solar verdadero, el cual es el intervalo entre dos regresos sucesivos del Sol al meridiano. Puede ser medido con un reloj de sol, y se corresponde con el amanecer, el mediodía o el anochecer: se basa en lo que es posible observar de manera directa. Con un reloj de sol adecuadamente orientado se puede marcar este tiempo, Figura 8.7(a).

La duración de un día solar verdadero varía a lo largo del año. Esto se debe a que la órbita terrestre es una elipse, con lo cual la Tierra en su movimiento de traslación se mueve más veloz cuando se acerca al Sol y

La proyección de la Eclíptica sobre la Esfera Celeste, forma un círculo máximo que se encuentra inclinado con respecto a ella, $23^{\circ} 27'$.

La incidencia perpendicular de los haces de luz solar, barren casi 47° (exactamente $46^{\circ} 54'$) sobre el globo terráqueo. Cuando inciden a $23^{\circ} 27'$ Latitud Norte, alcanzan el denominado Trópico de Cáncer (21 de Junio). Cuando inciden a $23^{\circ} 27'$ Latitud Sur, el Trópico de Capricornio. Estos son los puntos máximos y mínimos que alcanzará el Sol en su desplazamiento imaginario por el cielo. Estos puntos reciben el nombre de Solsticios, del latín Solstitium, que significan “el Sol más lejos”. Los nombres de los Trópicos están determinados por las constelaciones de Cáncer, en el Hemisferio Norte de la Esfera Celeste y de Capricornio, en el Sur.

De manera similar, existen dos puntos en donde se interceptan el Ecuador Celeste y la Eclíptica. Estos son el Punto Vernal ubicado en la constelación de Los Peces (Piscis) y el Punto Otoñal (d) ubicado en la constelación de La Virgen (Virgo). El Punto Vernal representa en las coordenadas celestes lo que el Meridiano de Greenwich en las coordenadas terrestres, es decir el punto origen de las coordenadas celestes.

En estos dos puntos, los haces de luz solar inciden perpendicularmente sobre el Ecuador de la Tierra, iluminando de manera uniforme a todo el planeta. Estos puntos reciben el nombre de Equinoccios, del latín Aequus Nox, que significa “igual duración de las noches”. En su recorrido anual, la Tierra alcanza estos puntos el 21 de marzo y 21 de Septiembre, respectivamente.

más despacio cuando se aleja de él. Debido a esto, el día solar más corto es el 15 de septiembre, mientras que el día solar más largo es el 22 de diciembre, tanto el Hemisferio Norte como en el Hemisferio Sur.

- **Tiempo solar medio** está basado en un sol ficticio que viaja a una velocidad constante a lo largo del año, y es la base para definir el día solar medio (24 horas u 86400 segundos). Se corresponde con el tiempo civil y se coordina mediante el Tiempo Medio de Greenwich.

La diferencia entre el tiempo solar verdadero y el tiempo solar medio, que en ocasiones llega a ser de 15 minutos, es llamada *Ecuación de tiempo*, Figura 8.7(b).



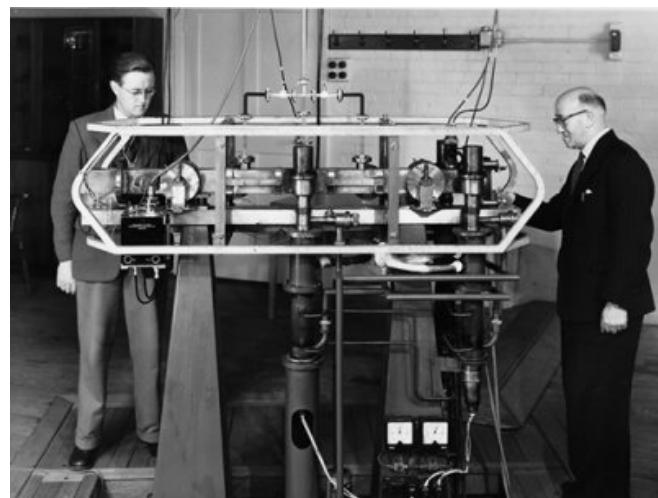
(a) Reloj de sol



(b) Ecuación del tiempo, año 2012



(c) Meridiano de Greenwich



(d) Primer reloj atómico (1948)

Figura 8.7: Medición del tiempo

Greenwich Mean Time

El Greenwich Mean Time (GMT) es una escala de tiempo basada en el paso del Sol Medio por el meridiano de Greenwich (específicamente por el viejo Observatorio Real de Greenwich, que es el punto de referencia). Este tiempo está obsoleto pues en 1928 la Unión Astronómica Internacional introdujo el Universal Time (UT) para reemplazarlo.

Tiempo Universal (UT)

El UT reemplazó al GMT puesto que este último se basaba en la medición de la posición del Sol, y existen problemas asociados a la medición precisa de la misma.

El UT se basa en la medición de la posición de referencias astronómicas, como los cuásares, consiguiéndose mayor precisión.

A pesar de su mayor precisión el UT sigue siendo una escala de tiempo no uniforme, pues en el fondo se basa en la medición del período de rotación del planeta y éste presenta anomalías. De hecho, en 1956 el Comité Internacional de Pesos y Medidas decidió que la definición del segundo se haría en función del período de revolución de la Tierra para una época dada, y así el segundo de efemérides fue definido como:

La fracción 1/31556925,9747 del año tropical medio para el 1ro. de Enero de 1900 a las 12 horas.

Debido a la existencia de las mencionadas anomalías, existen varios tipos de UT:

UT0: Es el Tiempo Universal definido mediante observaciones de puntos de referencia astronómicos. Inicialmente era medido mediante relojes de péndulo, pero conforme la tecnología de los relojes fue avanzando, se notó la existencia de errores.

UT1: Cuando a UT0 se le aplican las correcciones debidas al movimiento de los polos (efecto Chandler y otros) obtenemos UT1. Esta escala es la más ampliamente utilizada por los astrónomos y a menudo el término UT se refiere a ella.

UT2: Debido a que la velocidad de rotación de la Tierra no es constante, UT1 presenta variaciones estacionales relacionadas, entre otras cosas, a las mareas y el intercambio de energía entre la Tierra y la atmósfera. Al aplicar las correcciones debidas a las variaciones más fuertes y regulares (del orden de 3 milisegundos por día), obtenemos UT2. Esta escala, la más precisa para el Tiempo Universal, sigue siendo irregular y por ello ha caído en desuso después de la aparición de nuevos métodos no astronómicos para la medición del tiempo.

Temps Atomique International (TAI)

Dado que las escalas de tiempo anteriores no eran suficientemente regulares, se desarrollaron relojes cada vez más precisos que permitieron desligarse de la rotación de la Tierra como patrón que definía el tiempo. Estas investigaciones desembocaron en el reloj atómico, que marca el tiempo examinando el comportamiento de los

átomos de un material dado, y por tanto la escala de tiempo así construida no depende (o depende muy poco) de factores externos.

Desde mediados de 1950 se empezaron a desarrollar relojes atómicos suficientemente precisos y por ello la 13ra. Conferencia General de Pesos y Medidas celebrada en el año 1967 pudo definir el segundo del Sistema Internacional como:

La duración de 9192631770 períodos de la onda de la radiación emitida por el átomo de Cesio 133 cuando se realiza la transición entre los dos niveles hiperfinos del estado fundamental del átomo.

En función de esta definición, la BIPM (Oficina Internacional de Pesos y Medidas), localizada en París, Francia, coordina y promedia los datos provenientes de un gran número de relojes atómicos alrededor del globo para generar una escala de tiempo uniforme llamada TAI (Tiempo Atómico Internacional).

Tiempo Universal Coordinado (UTC)

El UTC es una escala de tiempo atómica internacional ampliamente utilizada en el ámbito civil. De hecho, hoy en día prácticamente todos los países del mundo definen sus horas locales en función de UTC6.9, añadiendo o restando un número entero de horas según convenga a su localización geográfica.

En cierta forma, UTC puede verse como la manera de reconciliar el tiempo atómico (TAI) con el tiempo dado por la rotación de la Tierra UT1.

El UTC tiene la misma frecuencia del TAI pero cada cierto tiempo se le añaden (o sustraen) segundos extras (llamados “leap seconds”) para mantenerlo sincronizado dentro de $\pm 0,9$ s de UT1. De esta manera, se obtiene la exactitud del tiempo atómico sin divorciarse completamente del fenómeno de la rotación terrestre.

Tiempo GPS (GPST)

También llamado GPST, el tiempo GPS es el utilizado como referencia para las aplicaciones relacionadas con el sistema de posicionamiento global por satélite del Departamento de Defensa de los EE.UU.

El GPST es un tiempo de naturaleza atómica que no es alterado por “leap seconds”. Toma como época de origen las 00:00 UTC de la noche del 5 al 6 de enero de 1980. Dado que para esa fecha se habían introducido 19 “leap seconds”, la siguiente expresión es válida:

$$TAI - GPST = 19s$$

Un concepto adicional importante es la llamada *semana GPS*. Ésta empieza la noche del sábado al domingo, de modo tal que el 17 de marzo del 2004 correspondió a la semana GPS 1262. Las semanas GPS tienen un ciclo de 1024, y el primer ciclo se alcanzó en la noche del 21 al 22 de Agosto de 1999, llamado “*GPS Week Rollover*”.

Tiempo Loran-C

Los transmisores pertenecientes a la cadena (o “chain”, en inglés) Loran poseen relojes atómicos que están sincronizados entre sí. Estos relojes no son alterados por “leap seconds”, lo que hace que se separe progresivamente de UTC.

La época de inicio de los relojes atómicos del sistema Loran-C fue las 0hs del 1 de enero de 1958.

8.3.4. El Norte

El concepto de “*Norte*” engloba una serie de definiciones que es necesario conocer y diferenciar adecuadamente:

- **Norte geográfico:** Es el que viene dado por la intersección del eje de rotación de la Tierra con la superficie de la misma. Es llamado también “*Norte verdadero*”, y en él confluyen todos los meridianos.
- **Norte magnético:** Es el punto donde la mayor parte de las líneas de fuerza del campo magnético terrestre entran en la superficie. Se puede detectar utilizando instrumentos tales como la brújula y la válvula de flujo (flux valve).

Existe una denominación similar para los polos ubicados en el hemisferio Sur.

Es importante hacer notar que los polos geográfico y sus correspondientes magnéticos **NO** coinciden, y que además los polos magnéticos cambian su posición con el tiempo, ver Figura 8.8.

- **Declinación magnética:** Es el ángulo de desviación entre las posiciones del norte magnético y geográfico, vistas desde un punto en particular. Se denota como D y se considera positiva cuando el ángulo medido está hacia el Este del norte verdadero, y negativo en caso contrario.

Lo anterior significa que si sobre un punto de la superficie terrestre la brújula marca un rumbo de 115° , y sabemos que la declinación magnética en ese punto es $4^\circ E$, el rumbo verdadero serán 119° .

En la Figura 8.9 se representa la declinación magnética para dos puntos diferentes de la superficie terrestre. Note que en uno de ellos la geometría es tal que la declinación es cero.

- **Líneas isogónicas:** Se llaman así a las líneas que, sobre las cartas de navegación o los mapas, unen puntos que tienen la misma declinación magnética. Son también denominadas Líneas Isogónicas. Adicionalmente, si una línea corresponde a puntos con declinación 0° , se habla de Línea Agónica.

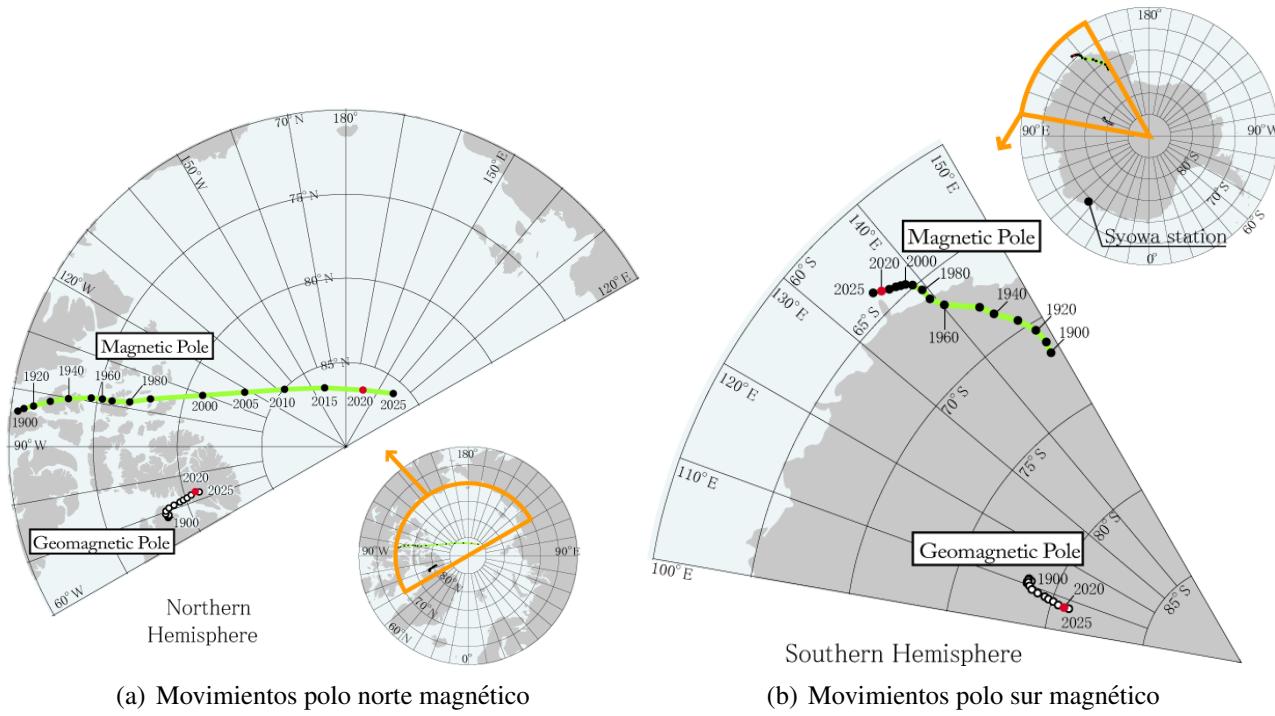


Figura 8.8: Movimiento de los polos magnéticos (*Magnetic North, Geomagnetic and Magnetic Poles, 2020*)

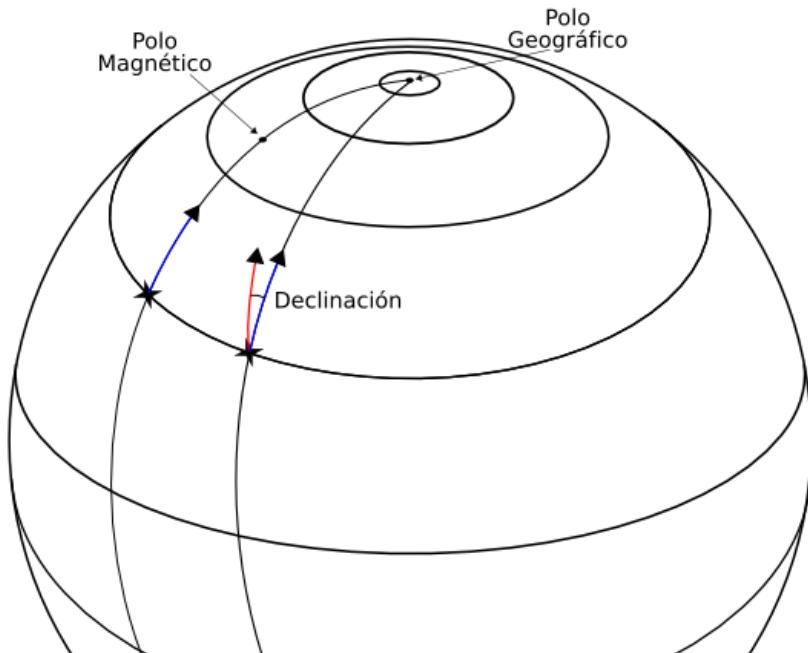
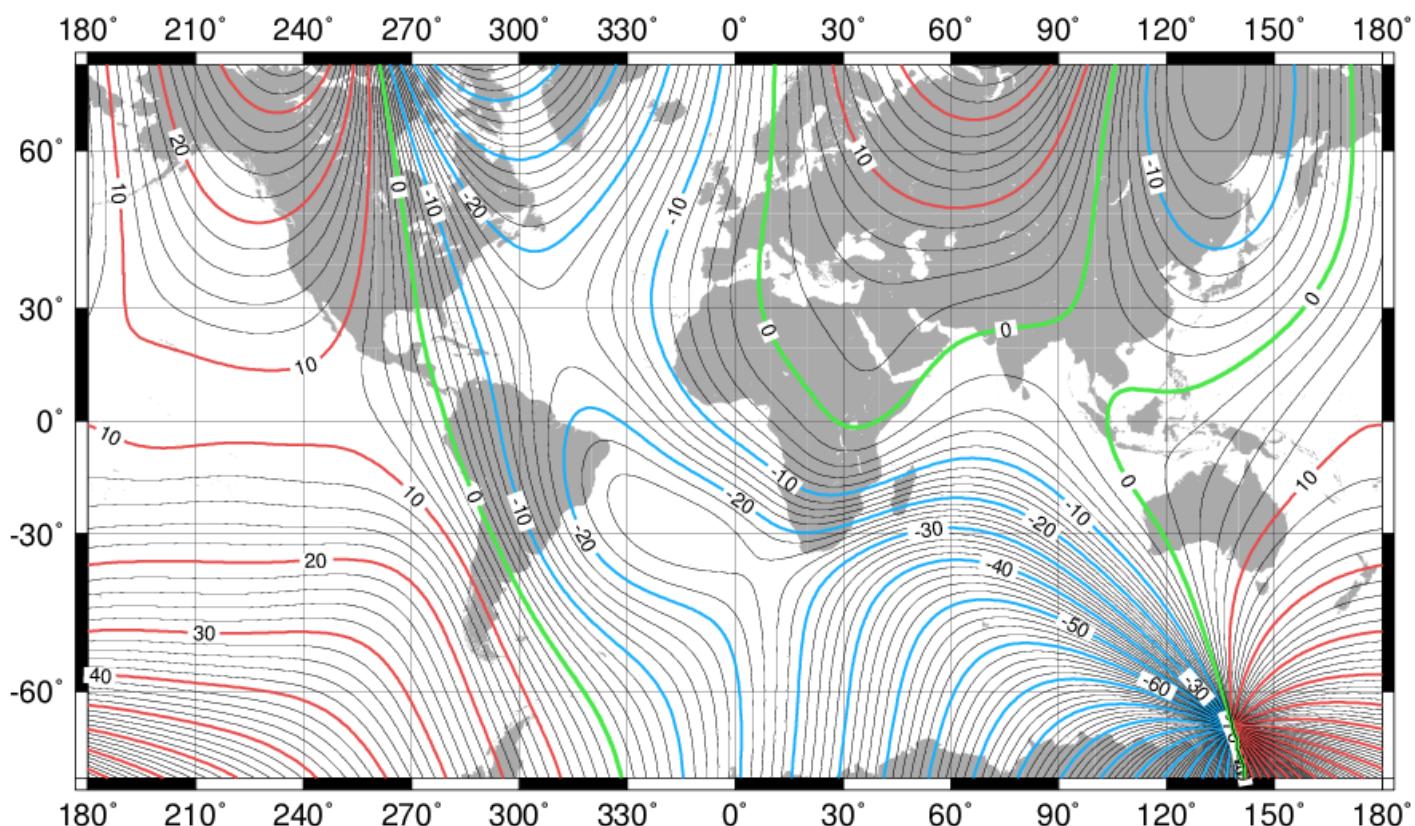


Figura 8.9: Declinación magnética en dos puntos diferentes de la Tierra. Fuente ([Salazar Hernández Dagoberto, 2008](#))

- **Norte de la Brújula:** Es el norte magnético tal y como lo indica a bordo el instrumento adecuado (brújula o flux valve). No indica realmente el norte magnético pues el instrumento comete errores por diversas razones (presencia de masas metálicas cercanas, líneas de campo magnético que no son horizontales, etc).
- **Desviación magnética:** Es el error angular cometido por la brújula o flux valve. El fabricante de la aeronave puede corregirla hasta cierto punto.

La Figura 8.11 presenta la relación entre los nortes geográfico, magnético y de la brújula con sus correspondientes diferencias angulares.



Units (Declination) : degrees
Contour Interval : 2 degrees
Map Projection : Mercator

Fuente: NOAA - National Geophysical Data Center (NGDC)

Figura 8.10: Declinación magnética - Año 2000. Fuente ([Salazar Hernández Dagoberto, 2008](#))

- **Norte de la Cuadrícula:** Cuando se navega a grandes latitudes (muy al norte o muy al sur del planeta), no tiene sentido guiarse por el norte magnético debido, entre otras cosas, a las grandes declinaciones implicadas.

Es por ello que se define arbitrariamente el Norte de la Cuadrícula como el norte indicado por los meridianos de la carta de navegación que se está usando para navegar.

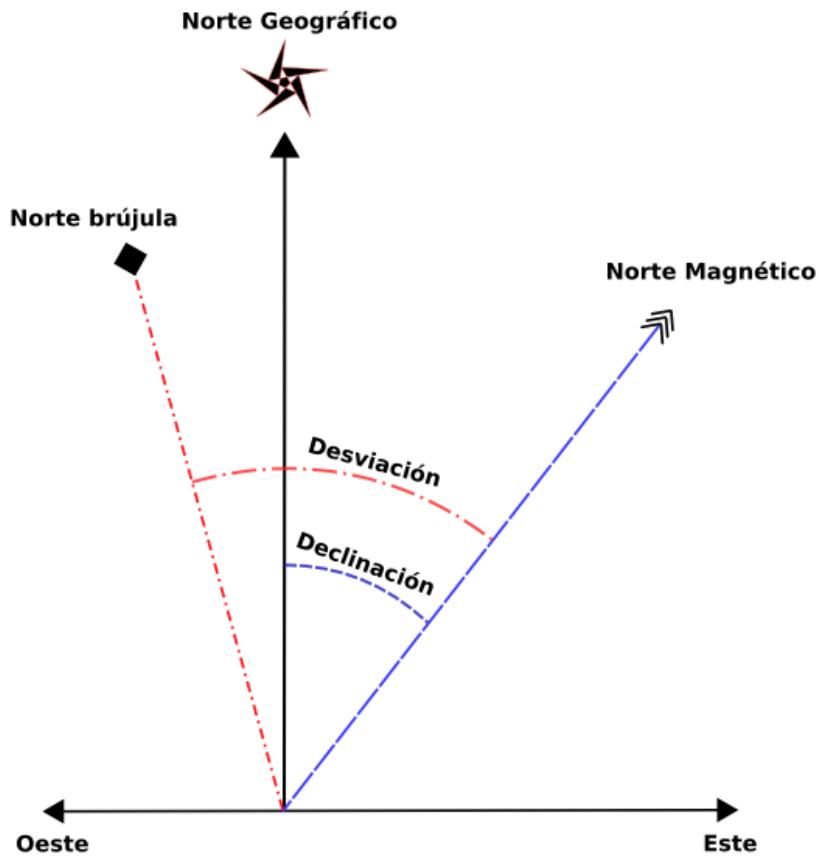


Figura 8.11: Los diferentes nortes y sus diferencias angulares. Fuente ([Salazar Hernández Dagoberto, 2008](#))

8.4. Cartas de navegación aeronáutica

La carta aeronáutica se define como la representación de una porción de la tierra, su relieve y construcciones, diseñada especialmente para satisfacer los requisitos de la navegación aérea. Se trata de un mapa en el que se reflejan las rutas que deben seguir las aeronaves, y se facilitan las ayudas, los procedimientos y otros datos imprescindibles para el piloto.

El gran problema asociado a la construcción y utilización de cartas es que la superficie de la Tierra **no se puede representar con fidelidad en ninguna carta**. Esto se debe a que una esfera *no es una superficie desarrollable*, es decir, no es posible convertirla a un plano sin generar distorsiones. Es el mismo problema que enfrentaríamos si intentáramos convertir la cáscara de una naranja en un plano sin alterarla, Figura 8.12.

Superficies que sí son desarrollables son los cilindros y los conos. En ambos casos, basta con cortar dichas superficies por un lugar conveniente y seguidamente las podemos estirar sin deformarlas y convertirlas en planos.

Por esta razón, la práctica común al construir una carta consiste en proyectar la superficie de la Tierra sobre una de estas tres superficies (plano, cono o cilindro). Dicha proyección consiste en escoger un conjunto de reglas

geométricas y aplicarlas sistemáticamente a toda la superficie que se interesa proyectar, Figura 8.13.

8.4.1. Proyecciones cartográficas

Como las cartas de navegación son proyecciones de la superficie terrestre, es conveniente estudiar primero las características de las proyecciones para entender luego las de las cartas.

Existe un gran número de tipos diferentes de proyecciones según el conjunto de reglas que se escojan para hacerla (por ejemplo: punto de origen, tipo de superficie de proyección, posición de la superficie, etc.). Cada uno de estos conjuntos de reglas introduce diferentes tipos de distorsiones, que son inevitables, y en base a éstas se puede a su vez definir diferentes propiedades de la proyección.

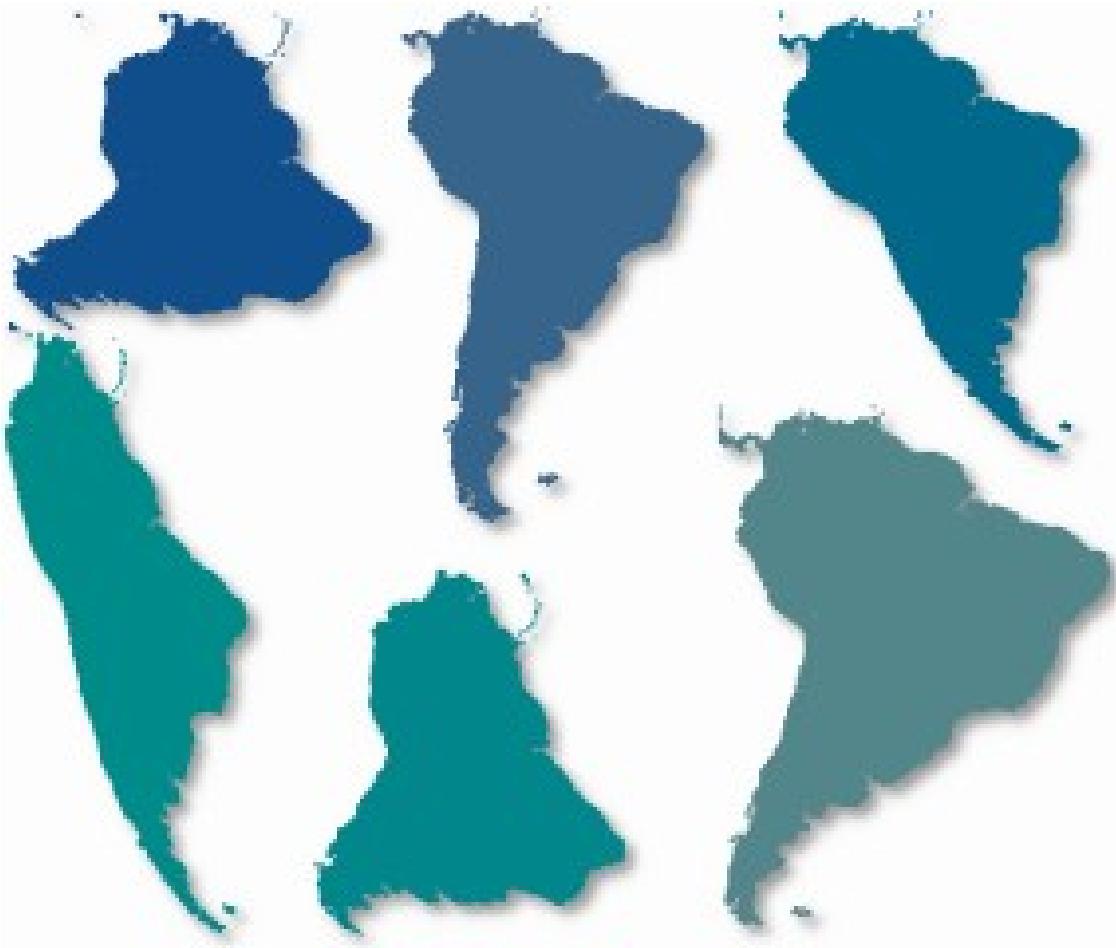


Figura 8.12: América del Sur en diferentes proyecciones. ¿Cuál es la correcta?

Fuente: <http://www.progonos.com/furuti/MapProj/Normal/TOC/cartTOC.html>

La razón de que existan tantos tipos de proyecciones diferentes es que estas propiedades las hacen adecuadas para un uso u otro, según lo que se deseé. En las siguientes secciones estudiaremos las propiedades más

importantes que pueden tener las proyecciones, y por ende, las cartas hechas con ellas.



Figura 8.13: Proyecciones cartográficas

Entre las propiedades de las proyecciones se tiene:

Conformidad Un mapa conforme es aquél que preserva los ángulos (y por tanto, las formas) a nivel local. Esto significa que las formas de características tales como deltas, ríos, etc. son reconocibles, pues la distorsión que sufren no es grande.

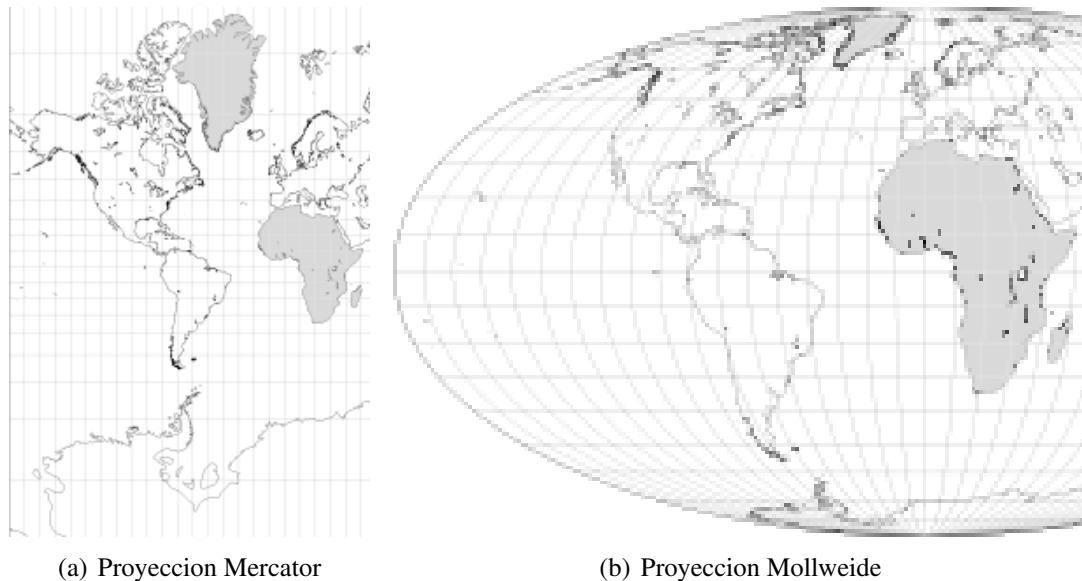
Equivalencia Una proyección es equivalente o autática si mantiene las proporciones entre las áreas representadas. Esto quiere decir que si un país dado A tiene el doble del área que un país B, en una proyección equivalente dicha proporción se mantiene, Figura 8.14.

Las proyecciones equivalentes o autáticas son de escasa utilidad para la navegación, pero por otra parte son muy útiles cuando se quiere presentar información que ha de compararse a simple vista, como población, producción industrial, etc., o para elaborar atlas escolares.

Equidistancia Una proyección es equidistante cuando posee un conjunto bien definido y completo de líneas a lo largo de las cuales la escala se mantiene constante, Figura 8.15.

Al indicar que posee un conjunto bien definido y completo de líneas, nos referimos al hecho de que muchas proyecciones tienen unas pocas líneas a lo largo de las cuales la escala se mantiene constante (a menudo llamadas líneas automecánicas). No obstante, en las cartas equidistantes el número de líneas que tienen esta propiedad es mucho más grande.

Por ejemplo, es posible crear una carta con una proyección equidistante que esté centrada en una ciudad dada A, y entonces se podría calcular con exactitud la distancia entre tal ciudad A y cualquier otra ciudad que se represente en la carta.



(a) Proyección Mercator

(b) Proyección Mollweide

Figura 8.14: Comparación de las superficies de Groenlandia y África según el tipo de proyección utilizada, superficie África = 29800000 km², superficie Groenlandia = 2175600 km²

Fuente: <http://www.progonos.com/furuti/MapProj/Normal/CartProp/AreaPres/areaPres.html>

Las cartas equidistantes a menudo distorsionan mucho los ángulos y áreas, y por ello tienen una utilidad limitada. Sin embargo es posible obtener pocas distorsiones si el área representada es pequeña.

Dirección Otra propiedad importante de las proyecciones es la referida a si distorsionan, y de qué manera, las direcciones. Por ejemplo, una proyección que muestra de forma correcta todas las direcciones desde su centro a cualquier otro punto de la carta se llama azimutal.

Hay al menos dos maneras diferentes de entender la dirección: En función del círculo máximo y en función del rumbo, y ambas maneras definen líneas muy importantes:

Líneas Loxodrómicas ver 8.3.1

Líneas Ortodrómicas ver 8.3.1

En la Figura 8.16 puede observarse una comparación entre este tipo de líneas al conectar dos puntos.

8.4.2. Las cartas OACI (Salazar Hernández Dagoberto, 2008)

La seguridad de la navegación aérea exige la elaboración y publicación de cartas aeronáuticas actualizadas y precisas, que respondan a las necesidades actuales de la aviación. En consecuencia, corresponde a cada Estado miembro de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) adoptar las disposiciones necesarias para facilitar el esfuerzo de cooperación que supone la producción y difusión de cartas aeronáuticas. Además, cada Estado tiene la obligación de proporcionar información del propio territorio a través de las cartas aeronáuticas.

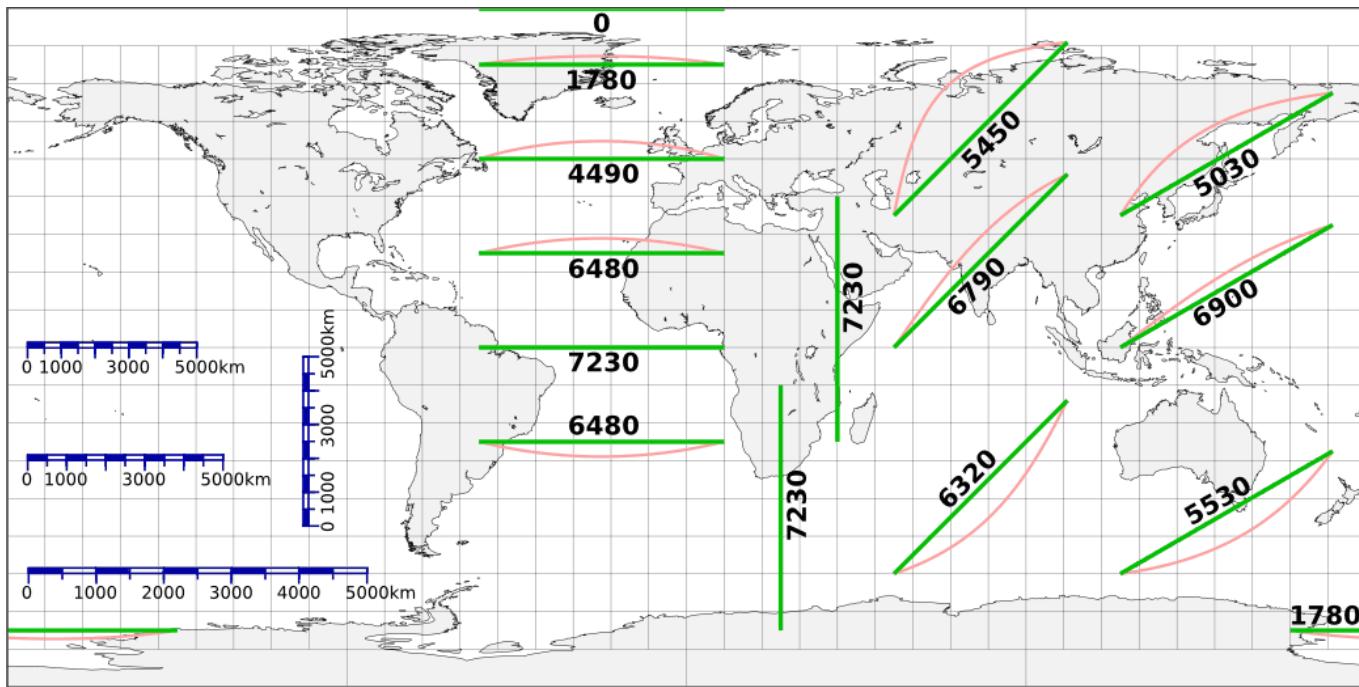


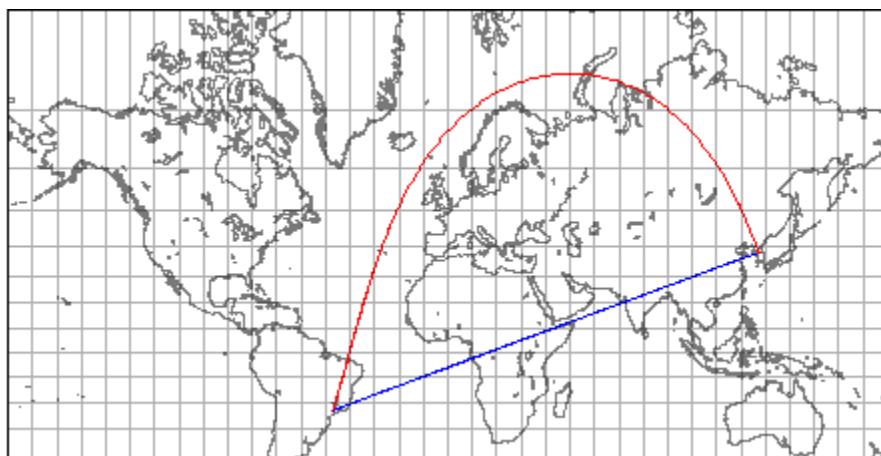
Figura 8.15: Proyección equidistante cilíndrica, distancias en km. Cada escala gráfica es válida a lo largo de su propio paralelo. Solo la escala vertical es válida en cualquier lugar.

Fuente: <http://www.progonos.com/furuti/MapProj/Normal/CartProp/AreaPres/areaPres.html>

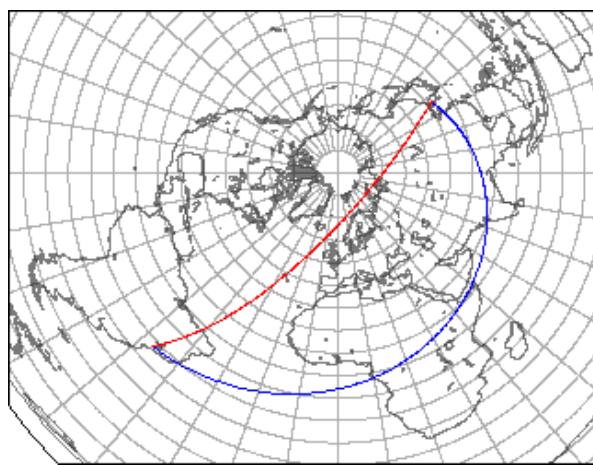
La Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), en su [Anexo 4 - Cartas Aeronáuticas](#), ha publicado una serie de normas y métodos recomendados para la elaboración de las mismas. Adicionalmente, y como complemento y ayuda para la puesta en práctica de estas normas, también proporciona el Manual de Cartas Aeronáuticas.

Según la OACI, el diseño de las cartas aeronáuticas debe tomar en cuenta una serie de factores, entre los cuales se pueden mencionar:

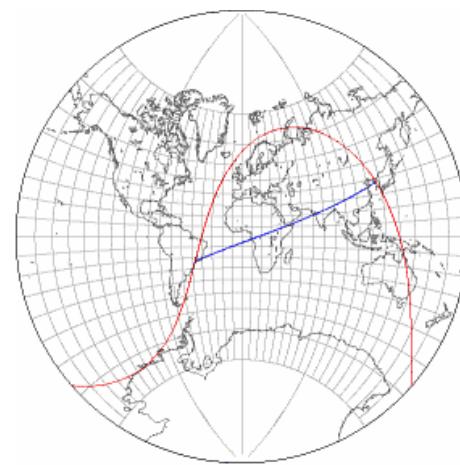
- Debe utilizarse una proyección común.
- Las escalas utilizadas deben tener valores fácilmente comprensibles.
- Debe facilitarse la transición de una carta a otra durante el vuelo mediante una adecuada selección de alturas, construcciones u otra información relativa al terreno.
- Deberían publicarse simultáneamente las cartas que tienen conexión entre sí, ya sean cartas nuevas o sus revisiones.



(a) Proyección Mercator



(b) Proyección polar azimutal equidistante



(c) Proyección Lagrange

Figura 8.16: Comparación entre loxodromas y ortodromas, azul loxodromica, rojo ortodromica

Fuente: <http://www.progonos.com/furuti/MapProj/Normal/ShapePres/shapePres.html>

Cartas OACI obligatorias

El Anexo 4 exige que cada país garantice la disponibilidad de seis (6) tipos diferentes de cartas aeronáuticas que se consideran obligatorias:

Plano de obstáculos de aeródromo - OACI, Tipo A: Para aquellos aeródromos donde hay obstáculos destacados en el área de la **Trayectoria** de despegue.

Carta topográfica para aproximaciones de precisión - OACI: Para todos los aeródromos con pistas de aproximación de precisión de Categorías II y III.

Carta de navegación en ruta - OACI: Para todas las zonas donde se hayan establecido regiones de información de vuelo (FIR).

Carta de aproximación por instrumentos - OACI: Para aquellos aeródromos donde se hayan establecido procedimientos de aproximación instrumentales.

Plano de Aeródromo/Helipuerto - OACI: Necesario para todos aquellos aeródromos/helipuertos regularmente utilizados por la aviación civil internacional.

Carta aeronáutica mundial - OACI, 1:1 000 000: Publicada de acuerdo a lo indicado en el Apéndice 5 del Anexo 4.

Cartas OACI condicionales

Adicionalmente a las anteriores, existen cinco cartas de publicación condicional, lo que significa que han de presentarse determinadas circunstancias para su publicación:

Plano de obstáculos de aeródromo - OACI, Tipo C Necesario sólo si en el AIP³ no se publican los datos sobre obstáculos que requieren los explotadores para generar sus procedimientos.

Carta de área - OACI Requerida si las rutas o los requisitos de notificación de posición son complicados y no pueden indicarse adecuadamente en la carta habitual para ello (Carta de navegación en ruta - OACI).

Carta de salida normalizada - vuelo por instrumentos - OACI Llamadas cartas SID, se publican cuando existe una salida normalizada de este tipo y no se pueda indicar con la claridad suficiente en la Carta de área - OACI.

Carta de llegada normalizada - vuelo por instrumentos - OACI Estas son las cartas STAR y se publican cuando existe una llegada normalizada y no se pueda indicar con la claridad suficiente en la respectiva Carta de área - OACI.

Carta de aproximación visual - OACI Necesaria para aquellos aeródromos en los que se cumple al menos una de las siguientes condiciones:

- Sólo existen instalaciones y servicios de navegación limitados.
- No existen servicios de radiocomunicaciones.
- No existen cartas a escala 1:500 000 del aeródromo y sus alrededores.
- Se han establecido procedimientos de aproximación visual.

³Una publicación de información aeronáutica, más conocida por las siglas AIP (del inglés: Aeronautical Information Publication), es una publicación editada por las autoridades competentes en aviación civil (o por quien estas designen) que contiene información aeronáutica de carácter escencial para la navegación aérea. Se diseñan para que sean un manual que contenga detalles de leyes, procedimientos operativos, servicios disponibles o cualquier otra información que necesite una aeronave que sobrevuelo el país en particular al que se refiere el AIP.

Cartas OACI opcionales

Finalmente, existen otras seis cartas denominadas opcionales porque la OACI delega a las autoridades de cada país la decisión sobre su publicación si consideran que estas cartas contribuirán a la seguridad, regularidad y eficiencia de las operaciones aéreas.

Tales cartasopcionales son:

1. **Plano de obstáculos de aeródromo - OACI, Tipo B:** Se publica como ayuda para determinar las alturas críticas en algún procedimiento.
2. **Plano de aeródromo para movimientos en tierra - OACI:** Se publica sólo cuando en el Plano de Aeródromo/Helipuerto - OACI no puede indicarse con suficiente claridad los datos necesarios para el movimiento de aeronaves en las calles de rodaje.
3. **Plano de estacionamiento y atraque de aeronaves - OACI:** Publicado cuando, por la complejidad del terminal aéreo, no puede señalarse en el Plano de Aeródromo/Helipuerto - OACI ni en el Plano de aeródromo para movimientos en tierra - OACI suficiente información con respecto al estacionamiento de las aeronaves.
4. **Carta aeronáutica - OACI 1:500 000:** Cuando los requisitos para la navegación visual indiquen que puede sustituir o complementar a la Carta aeronáutica mundial - OACI, 1:1 000 000.
5. *Carta de navegación aeronáutica - OACI, escala pequeña:* Igual que la anterior.
6. **Carta de posición - OACI:** Son cartas útiles para mantener un registro continuo de la posición de una aeronave en vuelo sobre zonas oceánicas o escasamente pobladas.

La carta OACI 1:500 000

Esta carta está basada en la llamada proyección cónica conforme de Lambert, que es una proyección cónica normal secante. La proyección superpone un cono sobre la esfera de la Tierra, con dos paralelos de referencia secantes al globo e intersecándolo. Esto minimiza la distorsión proveniente proyectar una superficie tridimensional a una bidimensional. La distorsión es mínima a lo largo de los paralelos de referencia, y se incrementa fuera de los paralelos elegidos. Como el nombre lo indica, esta proyección es conforme.

Los pilotos utilizan estas cartas debido a que una línea recta dibujada sobre una carta cuya proyección es conforme cónica de Lambert muestra la distancia verdadera entre puntos. Sin embargo, los aviones deben volar rutas que son arcos de círculos máximos para recorrer la distancia más corta entre dos puntos de la superficie, que en una carta de Lambert aparecerá como una línea curva que debe ser calculada en forma separada para asegurar de identificar los puntos intermedios correctos en la navegación.

Es ampliamente utilizada para la navegación aérea visual, considerándose una de las cartas básicas por proporcionar información visual a una escala adecuada.

A continuación se resumen las propiedades más importantes de este tipo de carta:

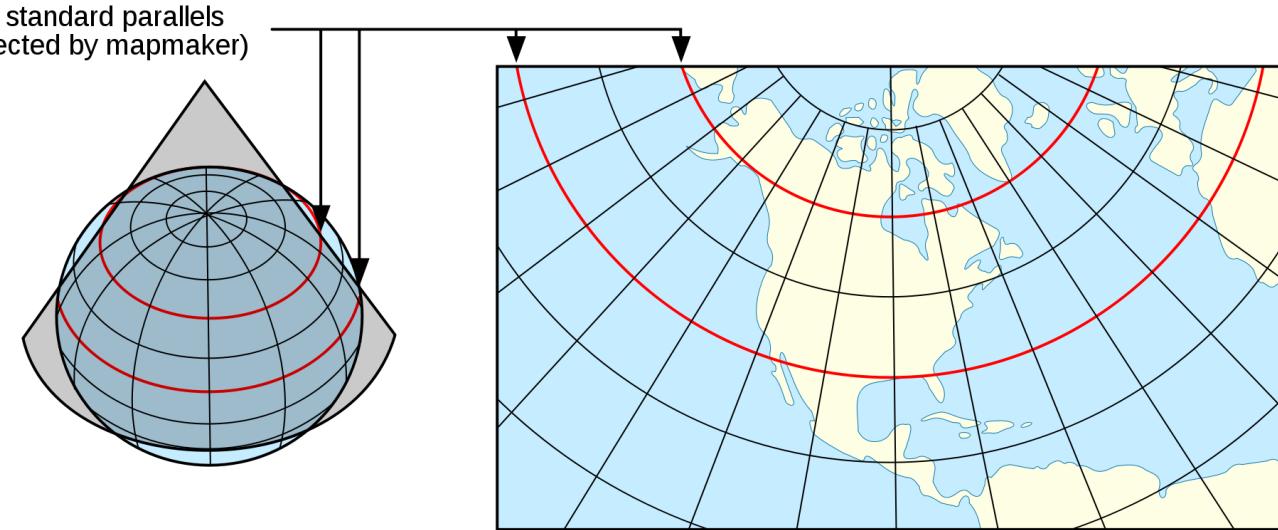


Figura 8.17: Proyección conforme cónica de Lambert

(Fuente: http://es.wikipedia.org/wiki/Proyecci%C3%B3n_conforme_de_Lambert)

- Es conforme.
- Los paralelos son arcos de círculo concéntricos, casi equiespaciados.
- Las líneas de graticula se cortan perpendicularmente entre sí.
- Es prácticamente equidistante.
- Las líneas ortodrómicas⁴ se representan aproximadamente como líneas rectas.

La OACI recomienda que esta proyección se utilice entre el ecuador y los 80° de latitud, en bandas de 2° de latitud. Los paralelos automecoicos⁵ de cada banda se situarían 40' al sur del paralelo norte y 40' al norte del paralelo sur, pero esto varía según la carta. Por ejemplo, la carta correspondiente a Barcelona, España (2319-B) usa como paralelos automecoicos 37° 10' 41"N y 42° 49' 18"N.

Asimismo, los meridianos deberían indicarse a intervalos de 30', con marcas de graduación a intervalos de 1', tanto para los paralelos como para los meridianos. Los intervalos de 10' se marcarán de manera distintiva.

La denominación de esta carta se hará (cuando sea aplicable) en función del número de referencia de la Carta aeronáutica mundial - OACI 1:1 000 000 correspondiente, agregándosele una letra que indique a qué cuadrante de la carta mundial corresponde:

⁴Una línea ortodrómica (también llamada línea geodésica) es aquella que se traza siguiendo el arco de un círculo máximo.

⁵El paralelo automecoico es aquel que “toca” a la Tierra cuando se “apoya” el cono en ella. O sea es el paralelo de tangencia, por lo tanto el factor de escala es igual a la unidad sobre él.

Si la proyección es secante, hay al menos dos círculos de la esfera, que corresponden con los de intersección entre el cono y la esfera, donde la deformación es cero, y se los denomina *paralelos automecoicos*.

- A - Noroeste
- C - Sudeste
- B - Nordeste
- D - Sudoeste

Para la carta de ejemplo mencionado arriba (Barcelona, España 2319-B), 2319 se refiere a la carta mundial, y la letra B indica el cuadrante nordeste.

Dada su función, esta carta tiene que incluir datos topográficos que tengan importancia para la navegación visual, así como: Declinación magnética, espacios aéreos, obstáculos, aérodromos y aeropuertos, radioayudas, edificaciones, ríos y lagos, autopistas, carreteras, líneas férreas, puntos de referencia (puentes, ruinas, diques, faros, líneas de alta tensión, etc), fronteras, etc.

8.4.3. Cartas de aproximación instrumental (IAC = Instrumental Approach Charts)

Como su nombre lo indica son cartas donde se esquematiza la aproximación instrumental a una pista determinada de un aeropuerto y en ella se detalla el tipo de aproximación de la que se trata.

Consta de un encabezado, donde se identifica el aeropuerto, la pista y el tipo de aproximación (NDB, VOR, ILS, etc), en algunas cartas aparecen las letras ^{A.º} "B", en este caso no es una aproximación a la pista, si no solamente lleva al avión hasta el aeropuerto y luego este tendrá que alinearse con la pista, la letra "A" corresponde a la primera aproximación y la "B" a la segunda.

Posee, además, una vista en planta (vista desde arriba) de la aproximación en donde se detallan todos los rumbos y datos generales de la aproximación, también brinda la información de frecuencias, obstáculos (en un recuadro marcado como MSA), aproximación fallida, etc.

Se incluye también una vista de perfil de la aproximación, con información similar a la anterior pero orientada básicamente hacia los rumbos y altitudes a seguir.

En la parte inferior se encuentra una tabla con los valores mínimos operativos de aproximación, los que deberán respetarse para cada categoría de nave, considerando los sistemas de aproximación disponibles y basándose en condiciones de visibilidad y meteorológicas.

Por ultimo puede estar incluido un diagrama de la pista donde se detalla la altura sobre el aeropuerto (HAA) y la altura sobre el umbral de la pista (HAT) al final de la aproximación y los obstáculos adyacentes de importancia. Se incluye en el diagrama una tabla de tiempos (FAF) utilizados en aproximaciones sin precisión.

Desde luego como en todas las demás cartas pueden estar incluidos detalles de elementos de importancia para la maniobra.

8.4.4. Cartas de salida normalizada (SID = Standard Instrument Departure)

En aeropuertos muy congestionados o con mucho tráfico, los controladores pueden pedirle a los pilotos que sigan un camino común a todos ellos, para evitar tener que explicarle a todos dicha ruta se confeccionan cartas que lo explican.

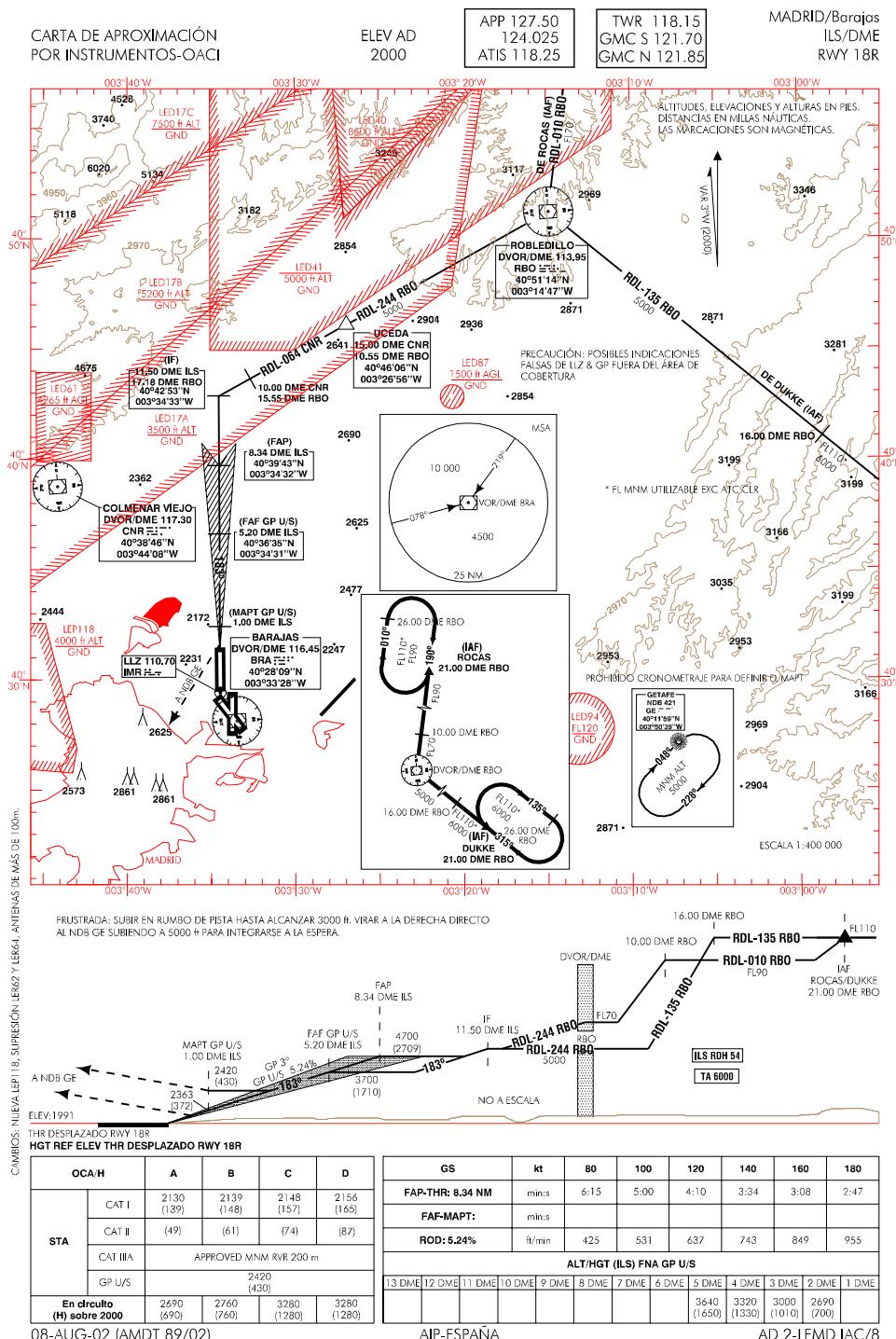


Figura 8.18: Carta de aproximación aeropuerto Barajas (Madrid-España), uso didáctico, orientativo y no usar para un vuelo real, (Fuente: <http://www.ultraligero.net/Aproximaciones/aprox.htm>)

Similares a las de aproximación esta cartas constan básicamente de una vista en planta (desde arriba) de el camino de salida con las especificaciones necesarias, y una segunda sección con la explicación en forma de texto de dicha salida con el detalle y observaciones necesarias y de importancia.

8.4.5. Cartas de llegada normalizada - (STAR - Standard Terminal Arrival Chart)

Esta carta es similar a la anterior con la salvedad que esta referida a las llegadas al aeropuerto en lugar de la salida.

Esta descripción de cartas esta basada en el sistema cartográfico de los EEUU conocidas como cartas NOS (National Ocean Service, <http://www.nos.noaa.gov>) departamento dependiente del gobierno de los EEUU.

Puede haber alguna diferencias con las especificaciones de otros países de acuerdo a sus necesidades y a la libertad que cada nación posee, aunque el criterio es el de estandarizar y pues como en tantos otros aspectos EEUU es el referente.

En la República Argentina, oficialmente la encargada de producir estas cartas es la Fuerza Aérea Argentina (<http://www.faa.mil.ar>), aunque Aerolíneas Argentinas también tiene producción propia.

Las cartas Jeppesen son producidas por la firma Jeppesen - Sanders (<http://www.jeppesen.com>) de allí el nombre de la carta, dicha empresa es capaz de proveer y mantener actualizada la cartografía de cualquier país, aclarar vale que contienen la misma información que las oficiales, los cambios principales se basan en la calidad de impresión.

Todas las cartas no duran eternamente, caducan después de un tiempo siendo responsabilidad del piloto mantenerlas actualizadas.

8.4.6. Navegación Autónoma

Navegación Observada

Es la que se realiza basándose en referencias del terreno que hay que ver, es una navegación visual. Se trata de que el piloto localice las referencias del terreno, para lo cual es fundamental el uso de buenos

mapas en los que vengan reflejados con claridad los accidentes geográficos, los pueblos y ciudades, las carreteras y las vías del ferrocarril, etc. (- SENASA, s.f.)

Para este tipo de navegación se debe preparar el vuelo, estableciendo con toda precisión la ruta que se va a seguir sobre el propio mapa.

En el mismo mapa se marcan puntos en la ruta para dividirla por tramos, tratando de que las marcas coincidan con puntos de referencia de la ruta. Se deben calcular los tramos por kilómetros y tiempo que se tarda en volar de un punto a otro.

Hay que tener buena información meteorológica de toda la ruta y llevar la lista de las frecuencias de Torres y Centros de control. Si se encontrase perdido, basarse en la última posición que se reconoció y calcular la posición probable por el tiempo transcurrido; en esa posición probable tratar de reconocer alguna referencia significativa.



Pues..., donde estamos exactamente?

8.5. Navegadores, prestaciones que originan, mediciones presentadas

8.6. Navegadores inerciales, plataforma inercial

Por el Prof. Ing. Pedro Giraudo

SISTEMA DE NAVEGACIÓN INERCIAL

Introducción

Definición: "Navegación Inercial es la navegación basada en instrumentos inerciales: giróscopos, acelerómetros y/o plataformas iniciales"

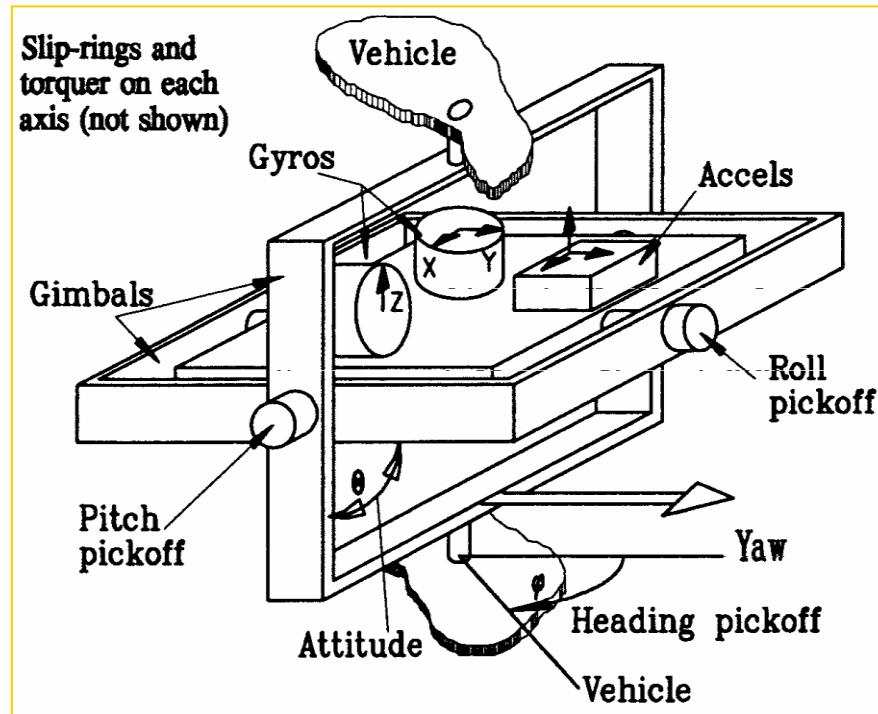
Existen dos Clases:

- Plataforma Inercial. Giroestabilizada.
- Plataforma fija o "strap-down". Instrumentos fijos al vehículo

Plataforma inercial:

Los primeros sistemas de navegación autónoma se remontan a la segunda guerra mundial y las famosas bombas V1 y V2 alemanas, En aquellos días la electrónica era escasa al borde de inexistente y sin embargo disponían de sistemas de guiado que cometían un error pequeño en un viaje de larga distancia. El sistema utilizado se basaba en una plataforma giroestabilizada.

Este sistema consta de una suspensión cardánica de tres ejes denominada Gimbal, en la cual se montan tres giróscopos para su estabilización. La plataforma va fija a la estructura del vehículo. Los ángulos de actitud (respecto de la posición inicial) se miden directamente.



Como en todo dispositivo mecánico, existen fricción y desbalanceos que aunque mínimos, exigen la utilización de dispositivos de actuadores para compensar los desplazamientos angulares causados por estos efectos.

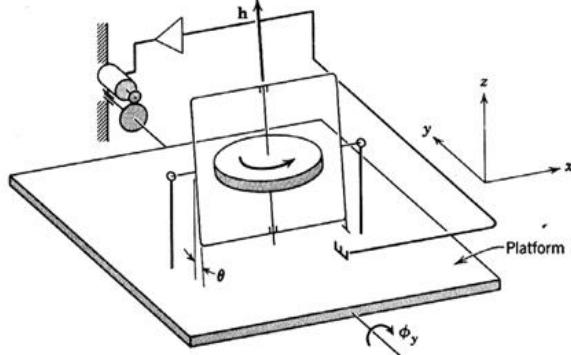


Fig. 6.8-2. Single-axis platform to maintain angular orientation about y axis.

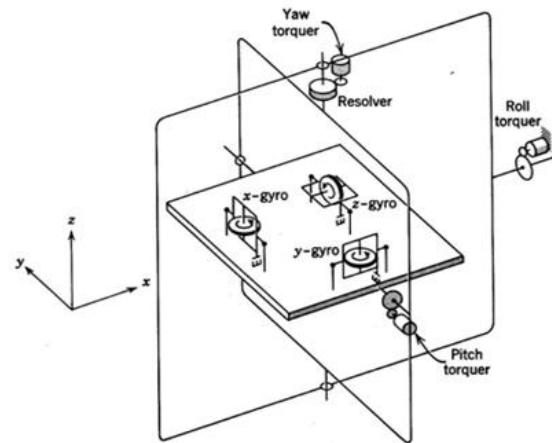
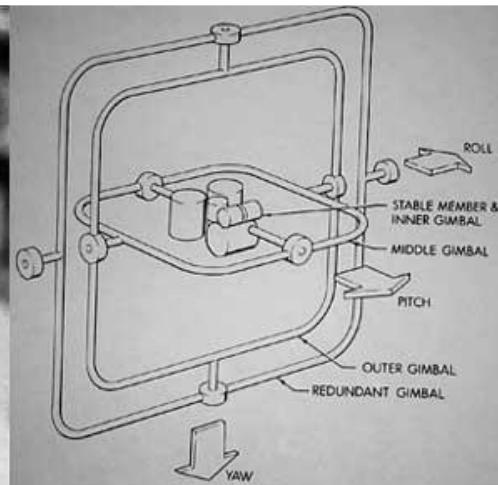
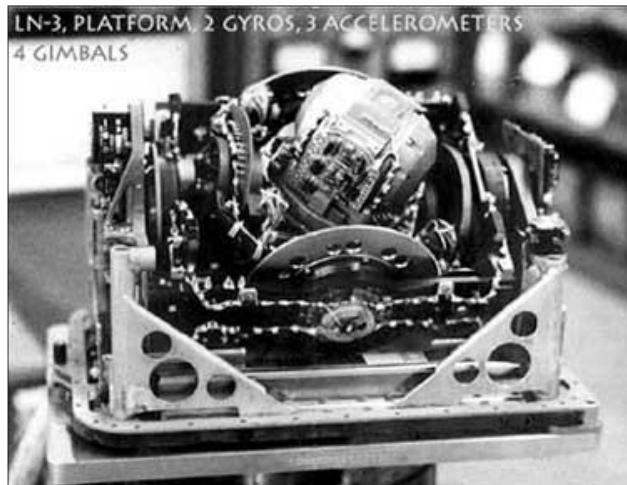


Fig. 6.8-1. Stable platform for inertial guidance.

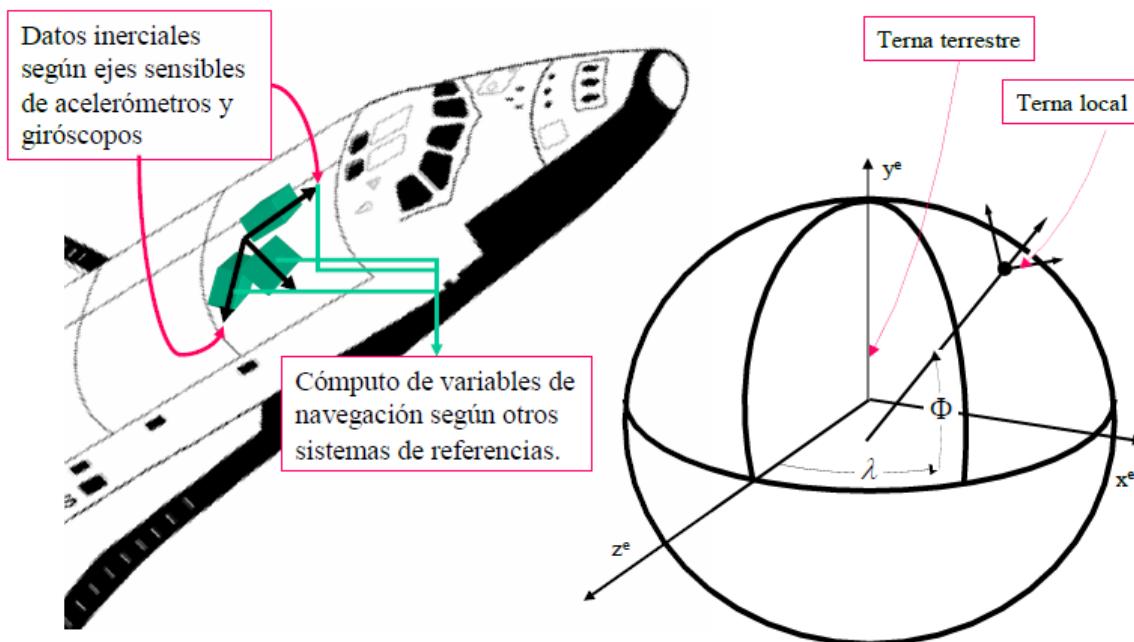


Plataforma Fija o Strap Down

También conocida como plataforma analítica, es un sistema de medición que no posee mecanismos, y se basa en la medición de aceleraciones y velocidades angulares para calcular los parámetros de navegación. Requiere de un grupo de sensores (giróscopos y acelerómetros) y una computadora para realizar los cálculos.

El sistema cuenta con un algoritmo que calcula todas las variables de vuelo:

- Por una parte las referentes a la inclinación de los ejes del avión con respecto a eje de referencia “tierra”, lo que llamaríamos horizonte artificial o más técnicamente AHRS (Attitude and Heading Reference System).
- Por otra parte, el sistema de posicionamiento, posición y velocidad del avión.



Comparación Plataforma analítica vs inercial

Plataforma analítica (Strap Down)

- No requiere plataforma física (gimbal y plataforma analíticos)
- Ocupa menos espacio.
- Requiere alta capacidad de computo en tiempo real
- El énfasis en software facilita la miniaturización.
- Instrumentos muy bien calibrados.
- Amplio rango de medición.
- Apto para vehículos sometidos a altas aceleraciones y bruscos cambios de actitud.

Plataforma Inercial

- Simplifica el computo de las variables de navegación.
- Requiere de plataforma y lazos de control de compensación.
- Mayor volumen y fragilidad de la unidad de navegación.
- Los instrumentos (en particular los giróscopos) no requieren de mayor calibración ya que son usados como instrumentos de cero.
- Menos flexibilidad y versatilidad para cambiar de sistema de referencia.

A continuación se hará una descripción más en detalle del funcionamiento de una plataforma analítica.

2 Plataforma Analítica o Strap Down

2.1. Tecnología inercial

Un marco de referencia inercial es aquel en el que se verifican las leyes de la física de Newton, a saber, el marco de referencia no está sujeto al efecto de fuerza alguna y por lo tanto su movimiento es rectilíneo uniforme. Un sensor inercial es aquel capaz de medir valores respecto dichos marcos de referencia.

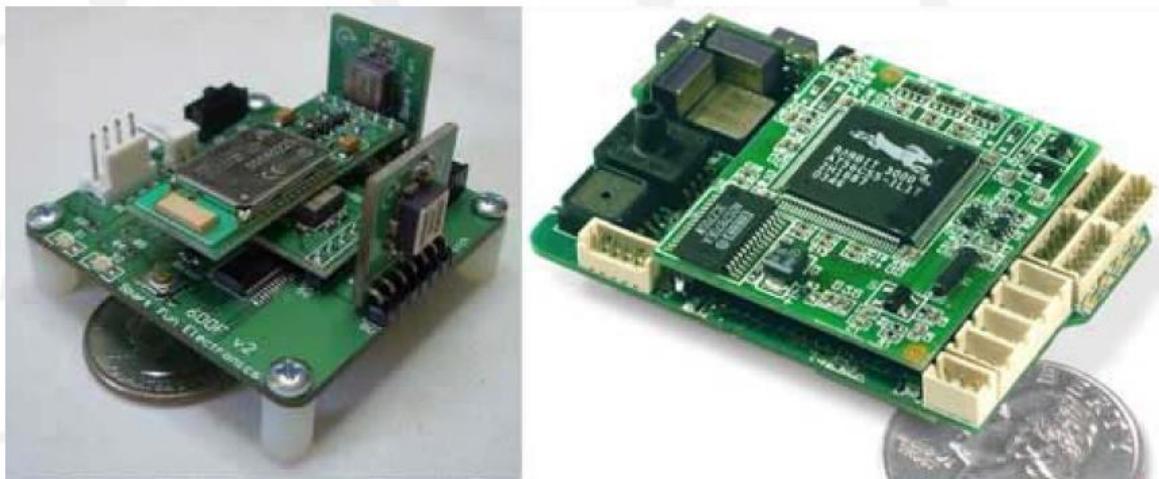
En el contexto tecnológico actual los sensores iniciales utilizados en la determinación de trayectorias, a los cuales nos limitaremos para simplificar la exposición, son de dos tipos: acelerómetros y giróscopos. Los primeros miden aceleraciones lineales y los segundos velocidades de rotación. Son varias las técnicas y los principios físicos que rigen el funcionamiento de estos sensores. En el caso de los giróscopos, por ejemplo, encontramos los denominados DTG (Dynamically Tuned Gyro), ESG (Electrotactically Supported Gyro) y GBG (GAS Bearing Gyro) cuyo funcionamiento se basa en el principio de conservación del momento angular, y los RLG (Ring Laser Gyro) y IFOG (Interferometric Fiber Optic Gyro) basados en el efecto relativista de Sagnac. Como es de suponer las características de funcionamiento y error son diferentes para cada sensor. Para una exposición detallada véase [1,5,7, 11]

Debe observarse en este punto que la materialización explícita de un marco de referencia inercial no es posible en el sentido estricto físico del término. Aun así, las restricciones de las técnicas iniciales actuales permiten olvidar este problema. Actualmente los sensores iniciales son capaces de medir las aceleraciones y velocidades angulares debidas al movimiento de rotación de la tierra sobre ella misma y al campo gravitacional de ésta, pero no las asociadas a la translación de la tierra alrededor del sol. De esta forma un marco de referencia con origen situado en el centro de la tierra y que permanezca en reposo respecto al movimiento de rotación de ésta puede utilizarse como marcos de referencia iniciales. Dichos marcos de referencia se implementan tomando como puntos fijos objetos estelares suficientemente alejados del sistema solar como para poder considerar el error debido a su movimiento despreciable. Los marcos de referencia que sustituyen a los iniciales son llamados casi-iniciales y son los utilizados en la implementación de la navegación inercial. En lo que resta de artículo nos ocuparemos siempre de marcos de referencia casi-iniciales, si bien por comodidad, siempre nos referiremos a ellos como a marcos de referencia iniciales.

¿Qué es una IMU?

Una unidad inercial o IMU (Inertial Measuring Unit) es un dispositivo que integra tres giróscopos y tres acelerómetros junto con un reloj que permite asignar tiempo a los valores medidos por los sensores iniciales y mecanismos de calibración de dichos sensores a posibles perturbaciones debidas a cambios de temperatura o a otros agentes externos. Este tipo de unidades implementan internamente tres ejes ortogonales sobre los cuales se montan los sensores de manera que a cada eje le es asignado un acelerómetro y un giroscopio. La información suministrada por una IMU es la aceleración lineal y la velocidad angular correspondiente a cada uno de los ejes de un sistema de tres ejes ortogonales con el correspondiente valor de tiempo común para estos seis valores. La frecuencia típica de salida de datos de una unidad inercial oscila, en función de las características de la IMU, entre los 50 y 400 Hz.

Si bien son varios los criterios válidos para la clasificación de los diferentes tipos de unidades iniciales, la clasificación más común es la utilizada en el contexto militar. Los tipos de IMU identificados son las tácticas, las de navegación y las estratégicas



2.2. Navegación inercial

Dados dos marcos de referencia ortonormales i y b la transformación que permite el cálculo de las coordenadas en el marco i de un vector a partir de las coordenadas de éste en el marco b es:

$$x^i = x_\theta^i + R_b^i x^b \quad (1)$$

donde x_θ^i es un vector de traslación fijo y R_b^i es la una matriz de rotación que define la orientación entre los dos marcos. Si i es el marco de referencia inercial y b el marco de referencia instrumental al que están referidos los

datos inerciales suministrados por la IMU, la determinación de la matriz R_b^i es posible mediante la integración de la ecuación diferencial siguiente:

$$\dot{R}_b^i = R_b^i \Omega_{ib}^b \quad (2)$$

donde Ω_{ib}^b es la matriz

$$\Omega_{ib}^b = \Omega(\omega_{ib}^b) = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix} \quad (3)$$

siendo $\omega_{ib}^b = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ el vector medido por la IMU de velocidades de rotación del marco de referencia instrumental alrededor del marco de referencia inercial expresadas en el marco de referencia instrumental. Aquí el superíndice indica el marco de referencia en el cual están expresadas las velocidades angulares y los subíndices los marcos envueltos en el giro y la dirección de éste. Sirva esta notación para las posteriores ecuaciones expuestas.

Por otro lado, por la segunda ley de la física de Newton la ecuación que rige el movimiento de un cuerpo sometido al campo gravitacional de la tierra es:

$$\ddot{r}^i = g^i(r^i) + f^i \quad (4)$$

donde r^i es la posición del cuerpo, $g^i(r^i)$ es la aceleración debida al potencial gravitacional y f^i la fuerza específica medida por los acelerómetros de la IMU.

La combinación de las ecuaciones (2) y (4) da la ecuación fundamental de la navegación inercial o ecuación de mecanización del movimiento inercial:

$$\begin{aligned} \dot{r}^i &= v^i \\ \dot{v}^i &= R_b^i f^b + g^i(r^i) \\ \dot{R}_b^i &= R_b^i \Omega_{ib}^b \end{aligned} \quad (5)$$

donde ahora v^i es la velocidad en el marco de referencia inercial y f^b la fuerza específica medida por la IMU expresada en el marco de referencia instrumental.

Dadas una posición, una velocidad y una actitud inicial, la integración de la ecuación diferencial (5) permite el cálculo de la trayectoria efectuada por la IMU. Por cuestiones de comodidad se acostumbra a solucionar dicha ecuación expresada en otros marcos de referencia de manera que en la salida del cálculo se obtengan los valores deseados en marcos de referencia de más fácil interpretación. Una de las formas más usual de expresar la ecuación de mecanización del movimiento inercial aparece al utilizar un marco del tipo ECEF (Earth-Centered Earth-Frame). La ecuación (5) se convierte entonces en:

$$\begin{aligned}\dot{r}^e &= v^e \\ \dot{v}^e &= R_b^e f^b + 2\Omega_{ie}^e v^e + g^e(r^e) \\ \dot{R}_b^e &= R_b^e (\Omega_{ei}^b + \Omega_{ib}^b)\end{aligned}\tag{6}$$

donde r^e y v^e son la posición y la velocidad respectivamente en el marco de referencia geocéntrico, $g^e(r^e)$ es la aceleración debida al potencial gravitacional de la tierra en el marco geocéntrico, R_b^e es la matriz de rotación entre el marco de referencia instrumental y el marco de referencia geocéntrico, $\omega_{ie}^e = (0,0,\omega_e)$ con ω_e la velocidad de rotación del marco de referencia geocéntrico respecto al marco inercial y $\omega_{ei}^b = -R_b^{eT} \omega_{ie}^e$.

Para una exposición completa de la extracción de estas formulas y otras expresiones de las mismas véase [3, 5, 11]

Debe observarse en este punto de la exposición que independientemente de la estrategia de cálculo utilizada para la extracción de la trayectoria a partir de los datos iniciales es ineludible la adopción de un modelo geopotencial de la tierra para el cálculo de la gravedad en cada punto donde tenga que ser solucionada la ecuación. Esta necesidad es el punto de partida de la gravimetría aerotransportada a partir de datos iniciales [4, 13]. Por simplicidad el modelo utilizado habitualmente es la gravedad normal asociada a un elipsoide de referencia geodésico [14].

El tratamiento de (5) o (6) como ecuaciones diferenciales ordinarias resulta insuficiente cuando no se dispone de IMU's muy precisas, situación habitual debido al alto coste de este tipo de instrumentos, dado que los errores sistemáticos, derivas y sesgos que presentan los sensores iniciales y los errores del modelo de gravedad invalidan el resultado de la integración. Este tipo de errores puede llegar a producir errores de kilómetros en cuestión de minutos. Solventar este problema pasa primeramente por interpretar dichas ecuaciones como un sistema dinámico estocástico [6, 10]. En este caso la solución obtenida de la integración será un proceso estocástico del que calcularemos la esperanza y la covarianza. Este tratamiento permite tener en cuenta las propiedades estadísticas de las observaciones iniciales para dar una descripción de las propiedades estocásticas de la solución. El siguiente paso para solventar los errores debidos a los sensores y a la inadecuación de los modelos de gravedad es el uso de observaciones adicionales que proporcionen información redundante para ser utilizada en un filtro de Kalman. Este procedimiento se describe en el apartado siguiente.

2.3. Filtro de Kalman. Corrección y calibración

Dado un sistema dinámico estocástico discreto lineal y una ecuación de observación también lineal

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= \phi(t_k, t_{k+1})x_k + w_k \\ z_k &= H_k x_k + v_k \end{aligned} \tag{7}$$

donde x_k y x_{k+1} son los vectores de estado del sistema en los tiempos t_k y t_{k+1} respectivamente, $\phi(t_k, t_{k+1})$ es la matriz de transición del sistema entre los tiempos t_k y t_{k+1} , z_k es una observación adicional en el tiempo t_k , H_k es la matriz que relaciona z_k con x_k , y w_k y v_k son ruidos blancos no correlacionados cuyas respectivas covarianzas son Q_k y R_k .

Supongamos que hemos calculado x_k^- , nuestra estimación del estado del sistema en el tiempo t_k a partir de nuestro conocimiento del sistema hasta este mismo tiempo y las observaciones adicionales hasta el tiempo t_{k-1} . Notamos por

$$P_k^- = E((x_k - x_k^-)(x_k - x_k^-)^T) \tag{8}$$

la matriz de covarianza del error cometido en la estimación x_k^- .

Dada esta situación el filtro de Kalman permite calcular la mejor estimación del estado del sistema x_k a partir de x_k^- y z_k . Esta estimación que denotamos por x_k^+ se calcula a partir de las fórmulas:

$$\begin{aligned} x_k^+ &= x_k^- + K_k(z_k - H_k x_k^-) \\ P_k^+ &= (Id - K_k H_k)P_k^- \\ K_k &= P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1} \end{aligned} \tag{9}$$

El estimador dado por el filtro de Kalman es óptimo en el sentido de mínima varianza o error cuadrático, es decir, minimiza los valores de la diagonal de la matriz P_k^+ . Para una exposición extensa del filtro de Kalman véase [2, 8]

Volviendo a la navegación inercial, el filtro de Kalman permite utilizar información redundante para estimar el estado del sistema dinámico descrito por las ecuaciones (5) y (6). Si bien esta información adicional puede obtenerse de diferentes fuentes, resulta de gran utilidad el uso de observaciones de sistemas GNSS, como por ejemplo el sistema GPS, ya que este tipo de observaciones tiene propiedades estocásticas complementarias a las iniciales. Lo que se consigue con el filtro es contrarrestar las malas cualidades estadísticas de los datos iniciales con las buenas características de error de los datos GNSS, a la vez que se consigue la estimación de la trayectoria a la alta frecuencia de los datos iniciales.

Debe observarse que en contra de los requisitos expuestos en (7) para la utilización del filtro de Kalman, la ecuación de mecanización del movimiento inercial no es lineal. Solventar este problema requiere el uso de técnicas de linealización y del llamado filtro extendido de Kalman [2, 8]

El uso en el filtro de Kalman de posiciones y/o velocidades extraídas de observaciones GNSS no tan solo permite corregir los errores cometidos en la estimación de estos parámetros sino que permite también corregir los errores en la estimación de la actitud. Puede observarse en las ecuaciones (5) y (6) que la determinación de la posición y la velocidad dependen de la actitud calculada, o equivalentemente, el error producido en la estimación de la posición y la velocidad es dependiente del error cometido en la determinación de la actitud. La cuantificación de esta dependencia en la matriz de covarianza del vector de estado del sistema permite al filtro de Kalman corregir errores en la orientación únicamente con información redundante de posición y/o velocidad.

Este mecanismo descrito es la idea fundamental para la calibración de los sensores iniciales, es decir, es posible la corrección de los errores cometidos por los sensores iniciales a partir de información redundante de posición y/o velocidad debido a que los errores en la estimación de la posición y velocidad dependen a su vez de los errores en los datos iniciales.

Para llevar a cabo la calibración de los sensores iniciales debe asignarse un modelo determinista y un modelo estocástico al error de los sensores para tener una descripción estadística de su comportamiento. Hecho esto, debe ampliarse la ecuación de mecanización del movimiento inercial con nuevos valores que estimen las derivas de los giróscopos y los sesgos de los acelerómetros en función del modelo estocástico escogido. Cuando es tomado un proceso de Gauss-Markov de primer orden para modelar los errores de la IMU la ecuación (6) se convierte en:

$$\begin{aligned}
 \dot{\mathbf{r}}^e &= \mathbf{v}^e \\
 \dot{\mathbf{v}}^e &= R_b^e(f^b + \delta f^b) + 2\Omega_{ie}^e \mathbf{v}^e + g^e(\mathbf{r}^e) \\
 \dot{\mathbf{R}}_b^e &= R_b^e(\Omega_{ei}^b + \Omega_{ib}^b + \delta\Omega_{ib}^b) \\
 \delta\dot{\omega}_{ib}^b &= -\alpha\delta\omega_{ib}^b \\
 \delta\dot{f}^b &= -\beta\delta f^b
 \end{aligned} \tag{10}$$

donde $\delta\omega_{ib}^b$ son las derivas de los giróscopos δf^b las sesgos de los acelerómetros y α y β son matrices diagonales con valores positivos que dependen de las características específicas de cada sensor.

Este procedimiento permitirá que el filtro estime valores para las derivas y sesgos de los sensores. Estos valores serán utilizados como correcciones de los datos iniciales en la integración del sistema (10).

Otros modelos y variables pueden utilizarse para calibrar el sistema. Así por ejemplo, puede utilizarse un proceso de Gauss-Markov de orden superior para modelar el error de los sensores iniciales o añadir a (10) ecuaciones para estimar factores de escala, o la ortogonalidad de los ejes de la IMU.

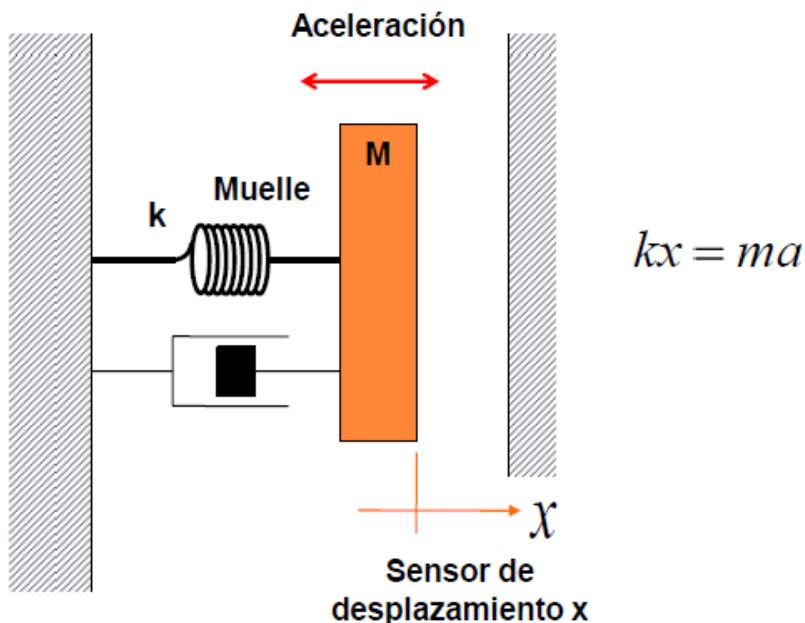
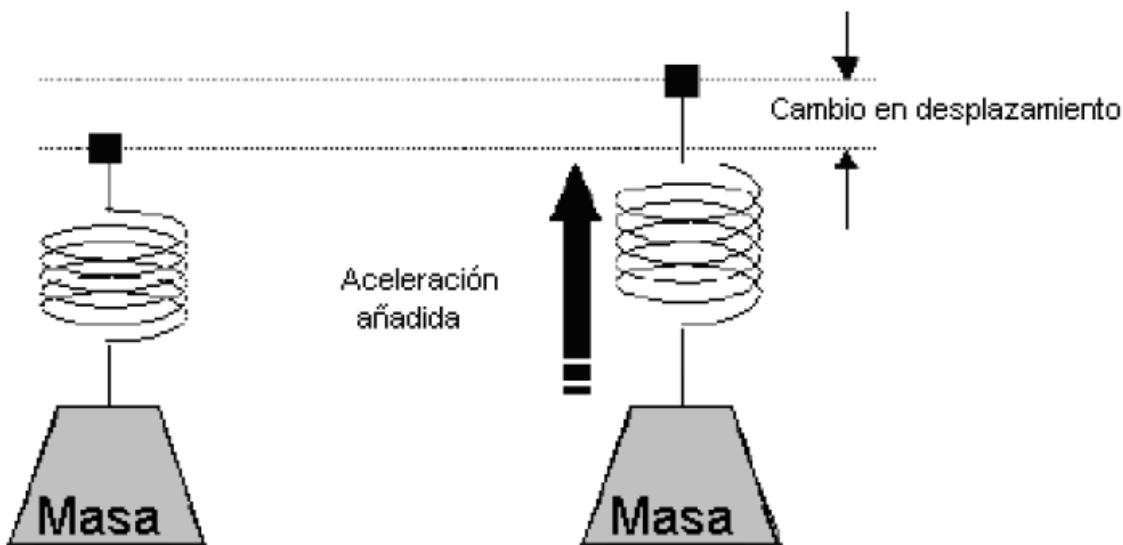
Finalmente debe observarse que el filtro también puede utilizarse para corregir otras variables que si bien, no entran propiamente dentro la integración del sistema dinámico estocástico, sí son utilizadas en el filtro. Por ejemplo el vector de excentricidad entre la IMU y la antena GPS cuando se está trabajando con este tipo de observaciones GNSS.

Acelerómetros. Medición de la aceleración.

Las técnicas convencionales para detectar y medir la aceleración se fundamenta en el primer principio descubierto por Newton y descritos en su Principio de Newton en 1687. La aceleración constante de una masa implica una fuerza $F = m \times a$, donde F es la fuerza, a es la aceleración y m es la masa.

Los sensores utilizados para medir la aceleración se denominan acelerómetros. Un acelerómetro como se intuye por su nombre es un instrumento para medir la aceleración de un objeto al que va unido, lo hace midiendo respecto de una masa inercial interna.

Los acelerómetros son sensores iniciales que miden la segunda derivada de la posición. Un acelerómetro mide la fuerza de inercia generada cuando una masa es afectada por un cambio de velocidad.



Considerando un sistema mecánico simple, que consiste en una masa fija m , con un muelle con una rigidez k (constante). Si la masa se desplaza una distancia x , la aceleración debida a la fuerza restauradora del muelle es $F = k \cdot x$

Substituyendo en la ecuación de Newton, encontramos que $a = k \cdot x / m$ y podemos derivar la magnitud de la aceleración observando el desplazamiento x de la masa fija. Este principio fundamental se utiliza hasta en el más sofisticado y caro acelerómetro electromecánico; así también trabajan los modernos acelerómetros micro mecanizados. La Aceleración es el cambio de la velocidad. La unidad de medida es: m/s^2 , aunque podemos encontrarnos referencias de acelerómetros cuyo rango de actuación sea de varios g , donde g se define como $1g = 9.8m/s^2$.

Existen varios tipos de y diseños que aunque todos tienen el mismo fin pueden ser muy distintos unos de otros según la aplicación a la cual van destinados y las condiciones en las que han de trabajar. Al momento de seleccionar un acelerómetro hay que tener en cuenta varios factores: rango de aceleraciones a medir (no es lo mismo un acelerómetro para medir en el rango de los 0 a 100 g que uno para medir en el rango de 20 a 20000 g), el ancho de banda o rango de frecuencias en las que el sensor debe ser capaz de medir, la sensibilidad a los cambios de temperatura.

Hay dos parámetros principales a la hora de escoger el medidor adecuado, el rango de funcionamiento (acel. Máxima) y frecuencia. Otros parámetros importantes pueden ser el tamaño, si tienen más funciones, la resistencia a golpes y por supuesto el precio.



Los acelerómetros piezoeléctricos de METRA o acelerómetros IEPE, también conocidos como acelerómetros ICP comercialmente, son acelerómetros pensados para la medida de medias y altas frecuencias. Por su característica física, constan de un material piezoeléctrico que al ser manipulado mecánicamente proporciona una tensión muy pequeña, proporcional a ese movimiento.

Acelerómetros piezoeléctricos

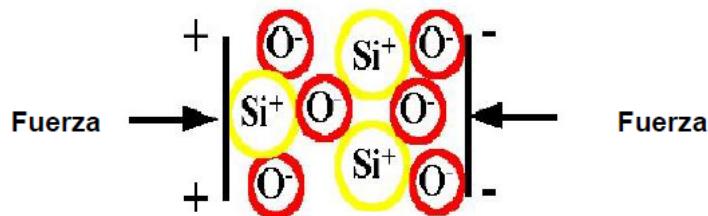
Existen diferentes formatos de acelerómetro piezoeléctrico, sellados en acero inoxidable, con agujero pasante, triaxiales, etc., lo que prácticamente todos comparten es su amplio ancho de banda, que parte desde unos pocos Hz hasta los miles de Hz. Aplicaciones típicas son la medida de vibraciones en máquinas.

Características:

- Sólo son posibles medidas dinámicas
- La carga generada es del orden de pC
- Tiempos de subida muy reducidos (del orden de microsegundos)
- Se pueden llegar a medir frecuencias de decenas kHz
- Coeficientes de temperatura 0,01 a 0,05%/°C (típ.)
- Suelen presentar derivas del cero
- Sensibilidad elevada
- Robustez

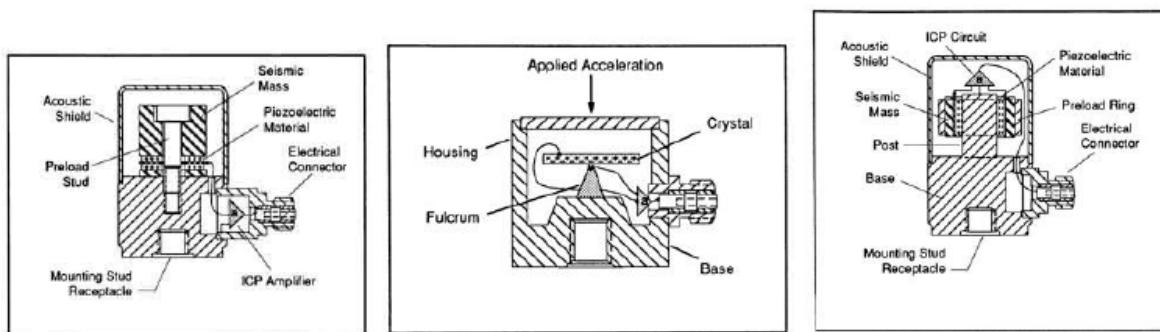
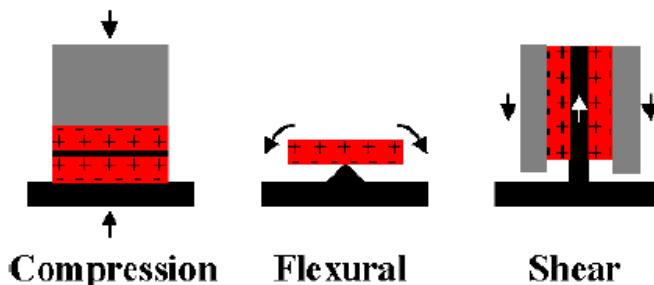
Funcionamiento:

El funcionamiento de este tipo de acelerómetros se basa en las propiedades de los cristales piezoeléctricos. Estos cristales cuando son sometidos a alguna fuerza producen una corriente eléctrica, a causa de la variación de su estructura cristalina. Así que poniendo un cristal de este tipo entre la carcasa (unida al objeto cuya aceleración se quiere medir) y una masa inercial se producirá una corriente cuando ocurra una aceleración ya que la masa ejercerá una fuerza sobre el cristal. Midiendo esta corriente podremos calcular la aceleración, bien directamente si se trata de un acelerómetro de salida de corriente (coulombios/g) o bien convirtiéndola a un voltaje de baja impedancia si se trata de un acelerómetro de salida de voltaje (ejemplo IEPE).

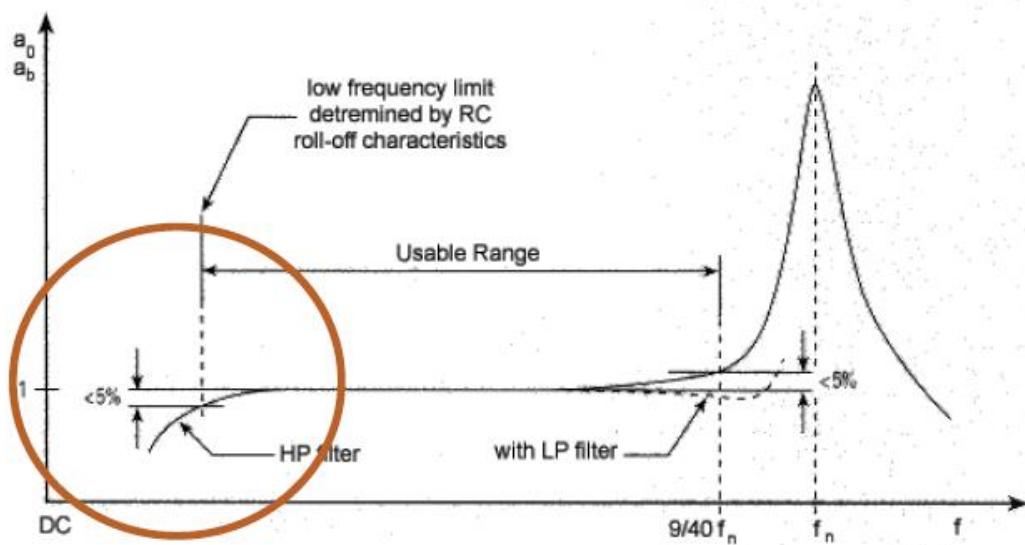


Cuarzo	Cerámicos
<ul style="list-style-type: none"> ◆ Elevada sensibilidad en tensión ◆ Muy buena estabilizad a largo plazo ◆ No es piroeléctrico ◆ Coeficiente de temperatura bajo 	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Elevada sensibilidad en carga ◆ Gran variedad de formas y tamaños ◆ Pueden llegar a temperaturas de hasta 540°C ◆ Son piroeléctricos ◆ Variaciones acusadas con la temperatura

Tipos de acelerómetros piezoelectrivos:



Respuesta en frecuencia de un acelerómetro piezoelectrónico:



A la hora de utilizar este tipo de sensores para medir la aceleración podemos encontrar diversos tipos en el mercado con distintos valores de sensibilidad, alcance de la medida, banda de frecuencia de uso, etc., aunque la mayoría suelen ser de dos tipos, los sensores propiamente dichos y los que incorporan un amplificador. Los sensores piezoelectricos pre-amplificados van

siendo cada vez más habituales por la comodidad de su uso, ya que producen un valor de tensión proporcional a la excitación aplicada en la salida del amplificador y su comportamiento resulta independiente del conexionado exterior puesto que carga y resistencia de entrada del amplificador se mantienen constante siempre. Este tipo de sensores precisa alimentación. Los sensores piezoelectricos propiamente dichos no incorporan más que el dispositivo sensor, careciendo de una salida tan cómoda como los anteriores. Para medidas a bajas frecuencias los acelerómetros MEMS son la elección correcta, por no introducir atenuación ni desfase en la señal.

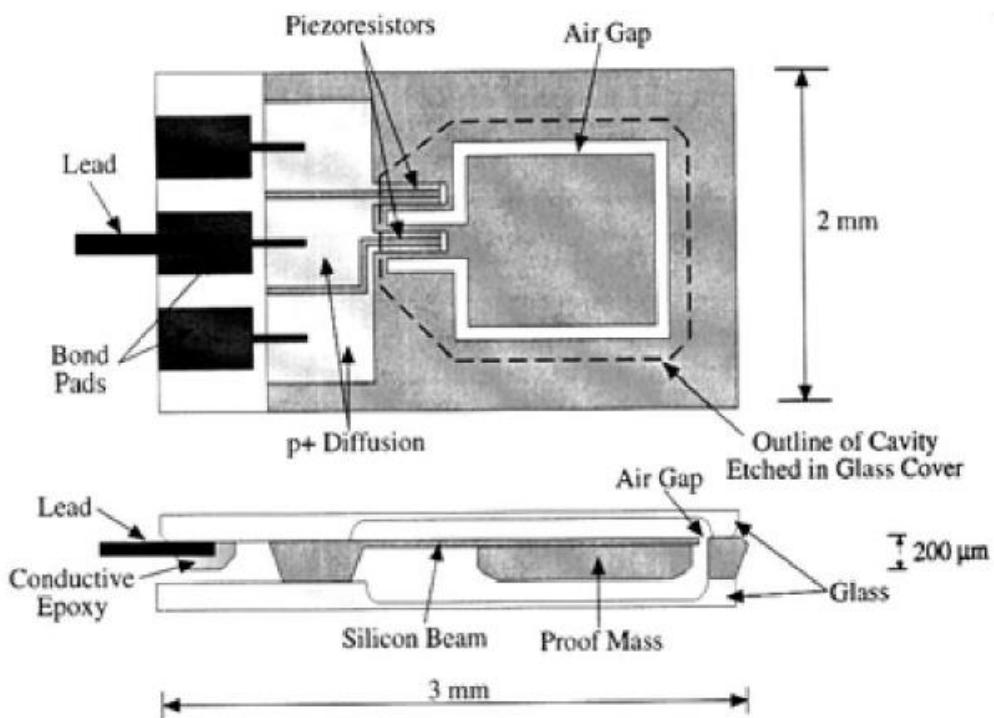
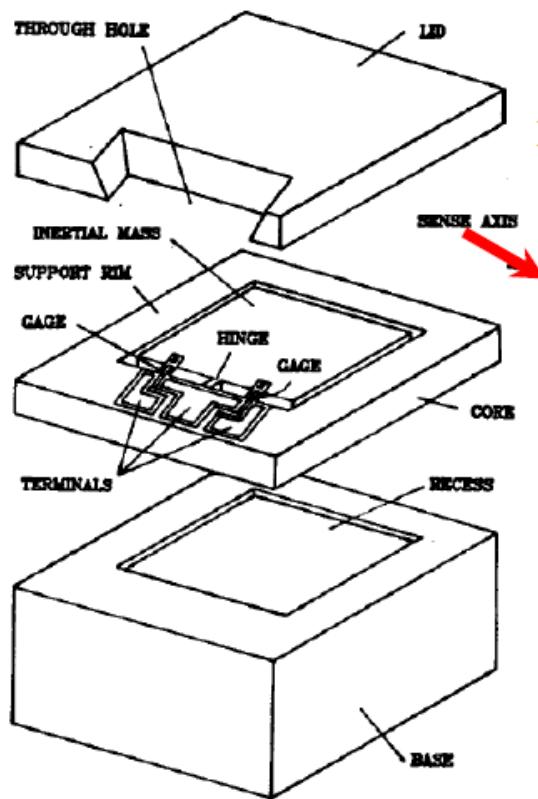
Acelerómetros Piezorresistivos

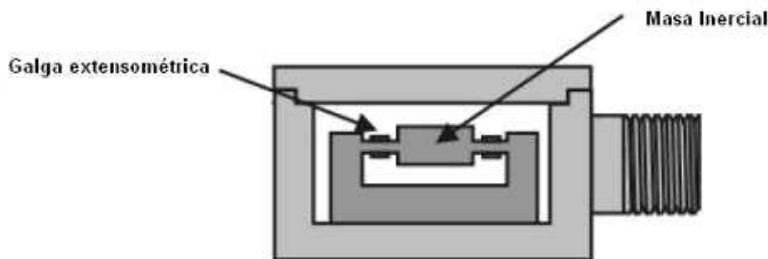
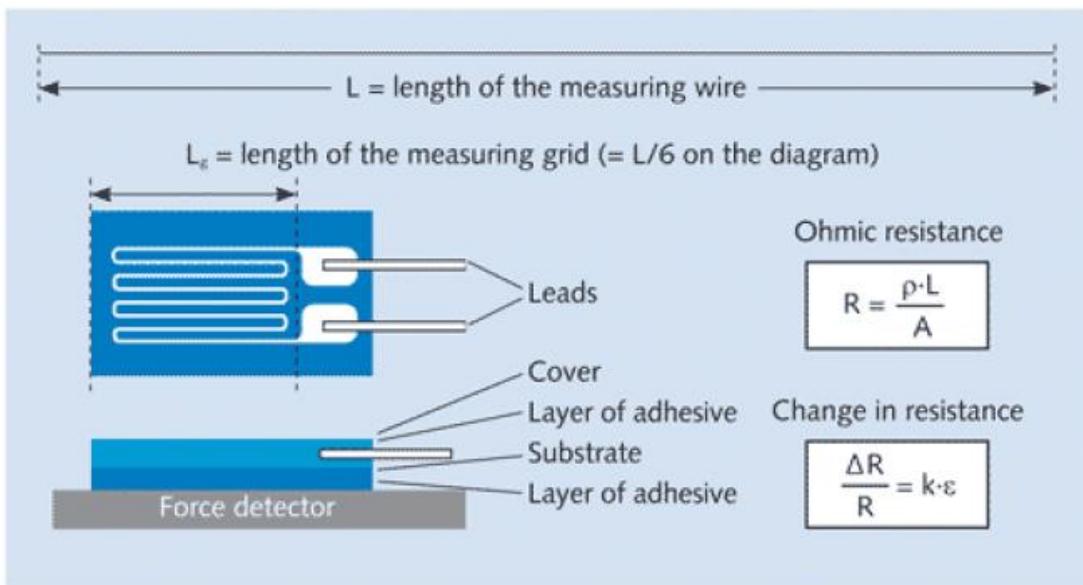
Los acelerómetros piezorresistivos son un tipo de acelerómetros pensados para la medida de aceleraciones o vibraciones en baja o media frecuencia.

Emplean una masa inercial unida a una base mediante soportes elásticos en los cuales se instalan galgas extensométricas. Cuando el dispositivo es sometido a una aceleración la inercia de la masa hace que los soportes se deformen modificando así la resistencia de la galga extensométrica; el dispositivo va conectado a un puente de Wheatstone que detecta esta variación.

Su principal característica es que pueden medir desde 0Hz hasta varios cientos de Hz, con rangos que parten de los 2g y pueden llegar a los 6000g.

Algunas aplicaciones típicas de los acelerómetros piezorresistivos son los ensayos para la seguridad en el automóvil, análisis de confort en vehículos o trenes, monitorización de estructuras en obra civil, etc.

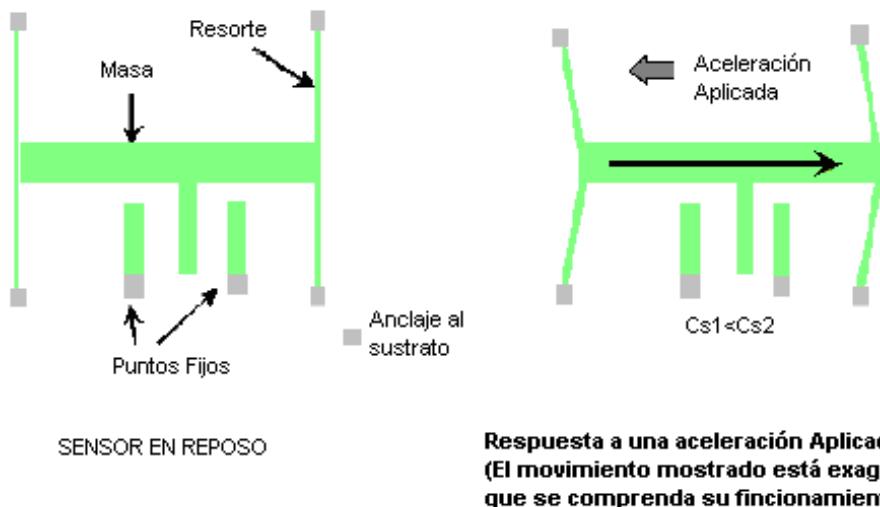




Acelerómetros capacitivos

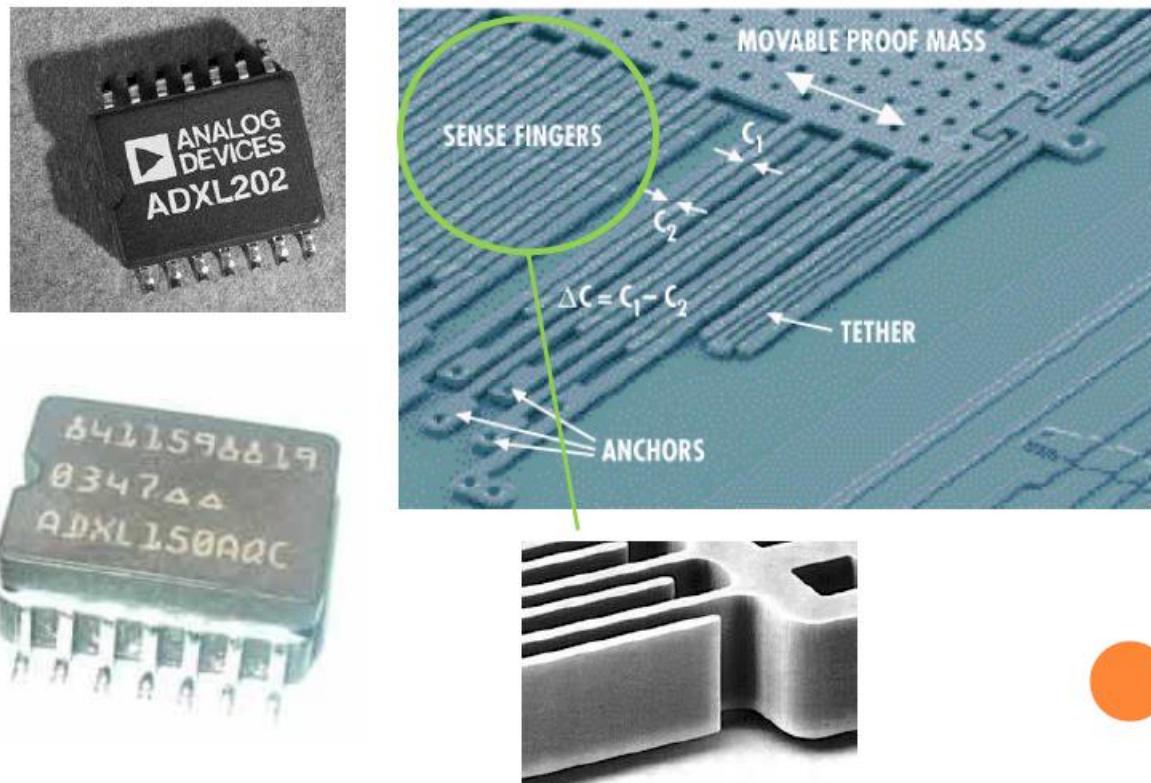
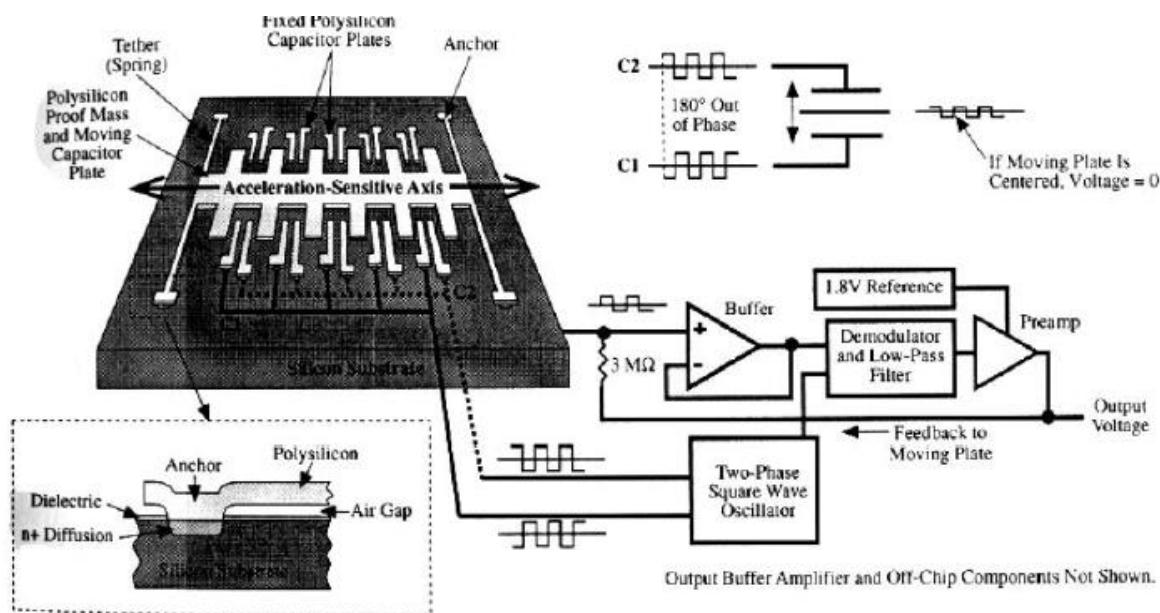
Modifican la posición relativa de las placas de un microcondensador cuando está sometido a aceleración. El movimiento paralelo de una de las placas del condensador hace variar su capacidad. Los acelerómetros capacitivos basan su funcionamiento en la variación de la capacidad entre dos ó más conductores entre los que se encuentra un dieléctrico, en respuesta a la variación de la aceleración. Los sensores capacitivos en forma de circuito integrado en un chip de silicio se emplean para la medida de la aceleración. Su integración en silicio permite reducir los problemas derivados de la temperatura, humedad, capacidades parásitas, terminales, alta impedancia de entrada, etc. Cuando se observa el sensor micromecanizado parece una "H". Los delgados y largos brazos de la "H" están fijos al substrato. Los otros elementos están libres para moverse, lo forman una serie de filamentos finos, con una masa central, cada uno actúa como una placa de un condensador variable, de placas paralelo.

La aceleración o desaceleración en el eje “SENSOR”, ejerce una fuerza a la masa central. Al moverse libremente, la masa desplaza las minúsculas placas del condensador, provocando un cambio de capacidad. Este cambio de capacidad es detectado y procesado para obtener un voltaje de salida.



El dispositivo realmente trabaja en un lazo de control electrónico de fuerza/balanceo. Este lazo de control evita el movimiento de la masa en aceleración, por la aplicación de una fuerza igual pero opuesta creada por la aplicación de un voltaje en las placas del condensador. Este voltaje aplicado es directamente proporcional a la aceleración.

Los acelerómetros capacitivos tienen la característica de poder medir aceleración desde 0Hz hasta varios cientos de Hz, por lo que se suelen emplear para aplicaciones de baja o muy baja frecuencia, aunque cuentan con muy buena resistencia a posibles picos de aceleración. Algunos diseños pueden soportar aceleraciones de 30000g lo cual permite usarlo en mediciones de aceleración de proyectiles de cañón.



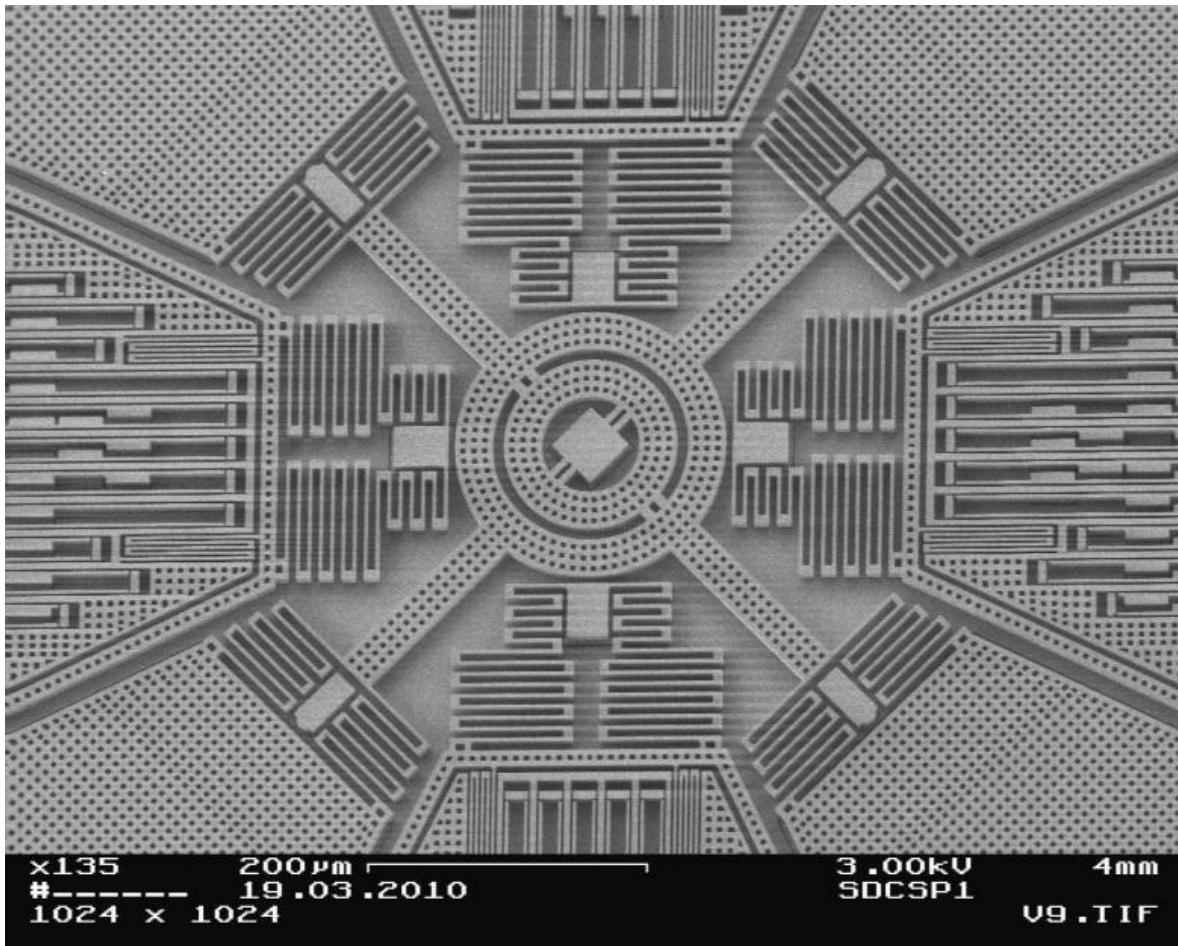
Giróscopos. Medición de la velocidad de giro

Giróscopos MEMs

Los giróscopos MEMs (por Micro Electronic Machine) son un tipo de giróscopo desarrollados en la década de los 90 y se basan en la tecnología de las máquinas microelectromecánicas. Su costo es inferior al de los demás tipos de giróscopos y se utilizan en una gran variedad de dispositivos (celulares, controles remotos, automóviles, vehículos no tripulados, etc.). Su estructura tiene una apariencia muy similar a la de los acelerómetros capacitivos descriptos en la sección anterior, con la diferencia que una parte de la estructura se hace vibrar de forma constante.

Su funcionamiento se basa en el efecto de las fuerza de coriolis que hace que un cuerpo que oscila en un plano se oponga a cambiar de plano. Si se tiene una masa suspendida por unos soportes elásticos vinculados a una base, y esa masa se encuentra oscilando en un plano y se aplica una velocidad angular a la base de forma tal que se altere el plano de oscilación, la masa tratará de oponerse a ese cambio de plano o rotación, y este efecto durará el tiempo de dure el movimiento de rotación; una vez detenida la rotación, la masa se acomoda al nuevo plano de oscilación. La oposición al cambio de plano se manifiesta mediante la deformación de la estructura del acelerómetro, y midiendo es deformación se obtiene una medida de la velocidad de rotación del dispositivo.

Existen varios modelos de osciloscopio los cuales varían según el tipo de estructura oscilante, que puede tener forma de disco, de placa, de tenedor, etc. El método para medir la deformación es el mismo que en los acelerómetros capacitivos. A continuación se muestra una foto de un giróscopo mems



Para mas detalles sobre el funcionamiento seguir el siguiente link:

<https://www.youtube.com/watch?v=5BWerr7rJmU>

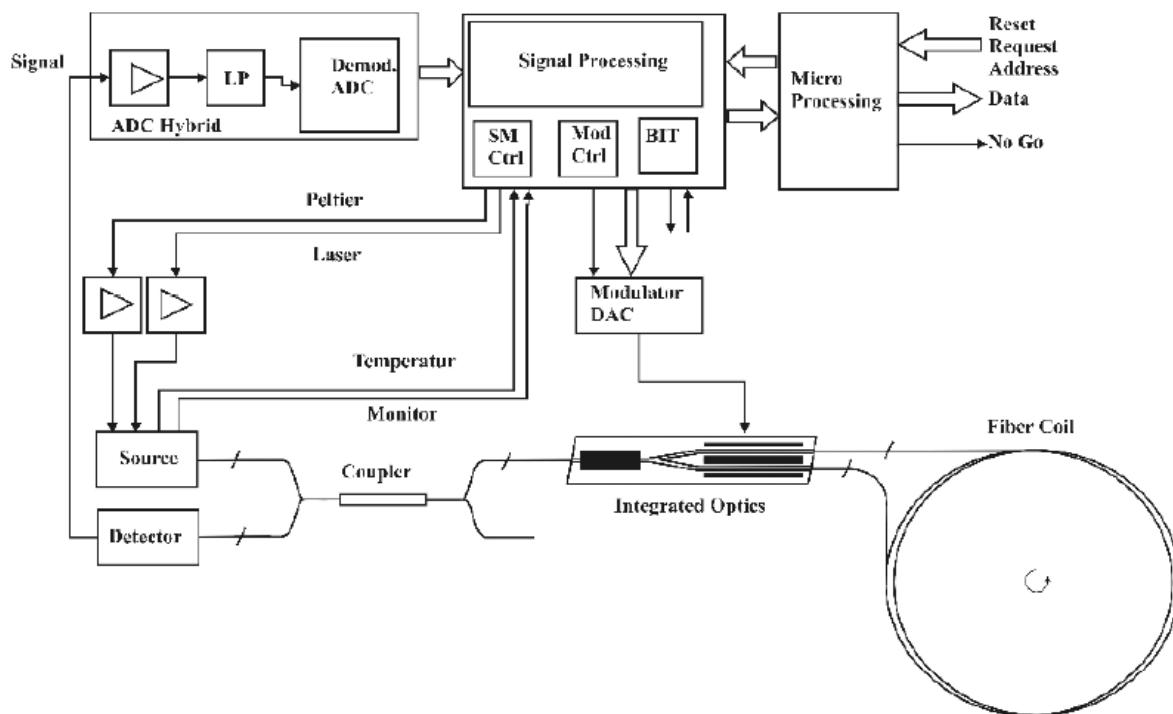
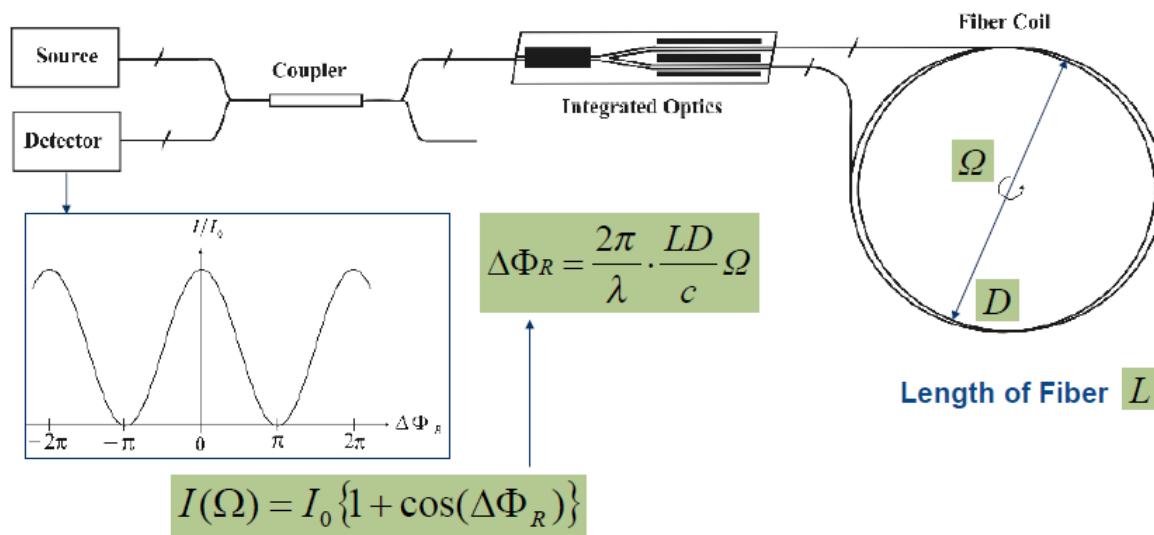
Giróscopos Láser

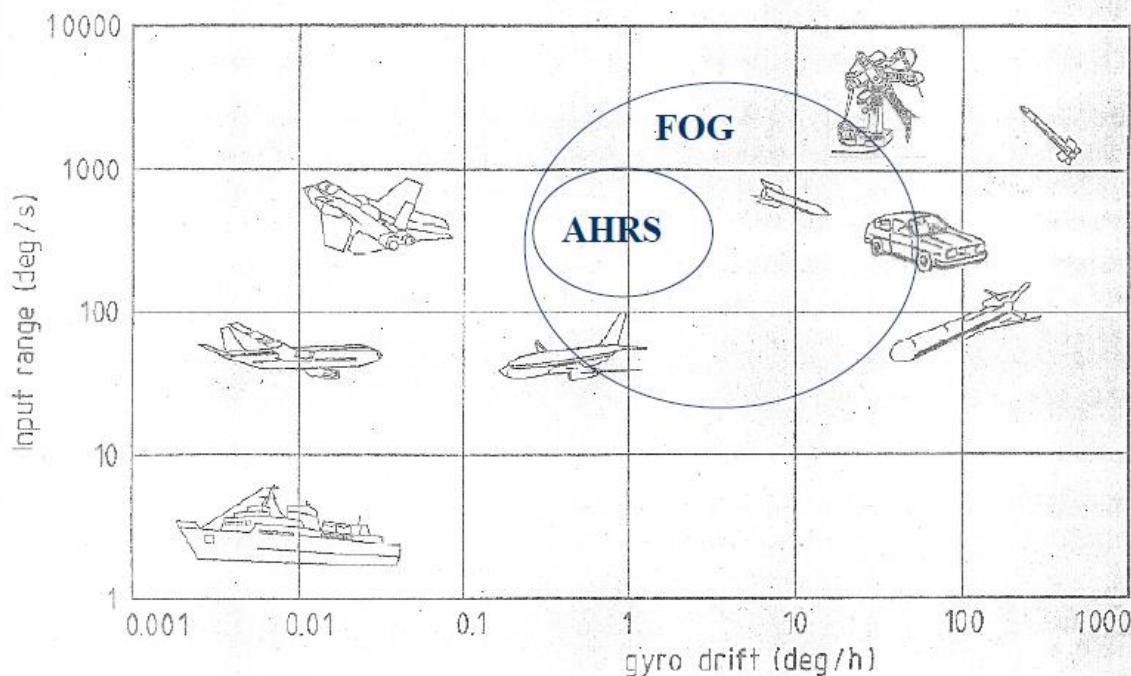
Este tipo de giróscopo opera basado en el efecto de Sagnac, el cual es un fenómeno interferométrico asociado al movimiento de rotación. El mismo se manifiesta en una configuración denominada interferometría de anillo, donde un haz de luz se divide en dos rayos que siguen trayectorias en direcciones opuestas dentro de un anillo, la trayectoria de la luz debe rodear un área y volver al punto de entrada, si se compara el patrón de interferencia de los dos rayos salir del aparato, se puede observar que el mismo es afectado por la velocidad de rotación del anillo en cuestión. En otras palabras, el movimiento de rotación afecta la frecuencia de los haces haciendo que uno aumente su frecuencia y el otro la disminuya.

En el caso del giróscopo de fibra óptica, un láser externo inyecta los dos rayos a un anillo de fibra óptica, y la rotación del sistema entonces causa un cambio de fase relativo entre los dos rayos (cuando se intercambian después de su paso a través del anillo de fibra) proporcional al índice de

rotación. El anillo por el cual viajan los haces de luz está formado por una bobina de fibra óptica que en algunos casos puede alcanzar una longitud de 5000 m (a mayor longitud, mayor sensibilidad, el efecto Sagnac se multiplica en función del número de vueltas).

El rango de operación es de 0,0001°/s a 800°/s, con una resolución angular de 0,1urad.

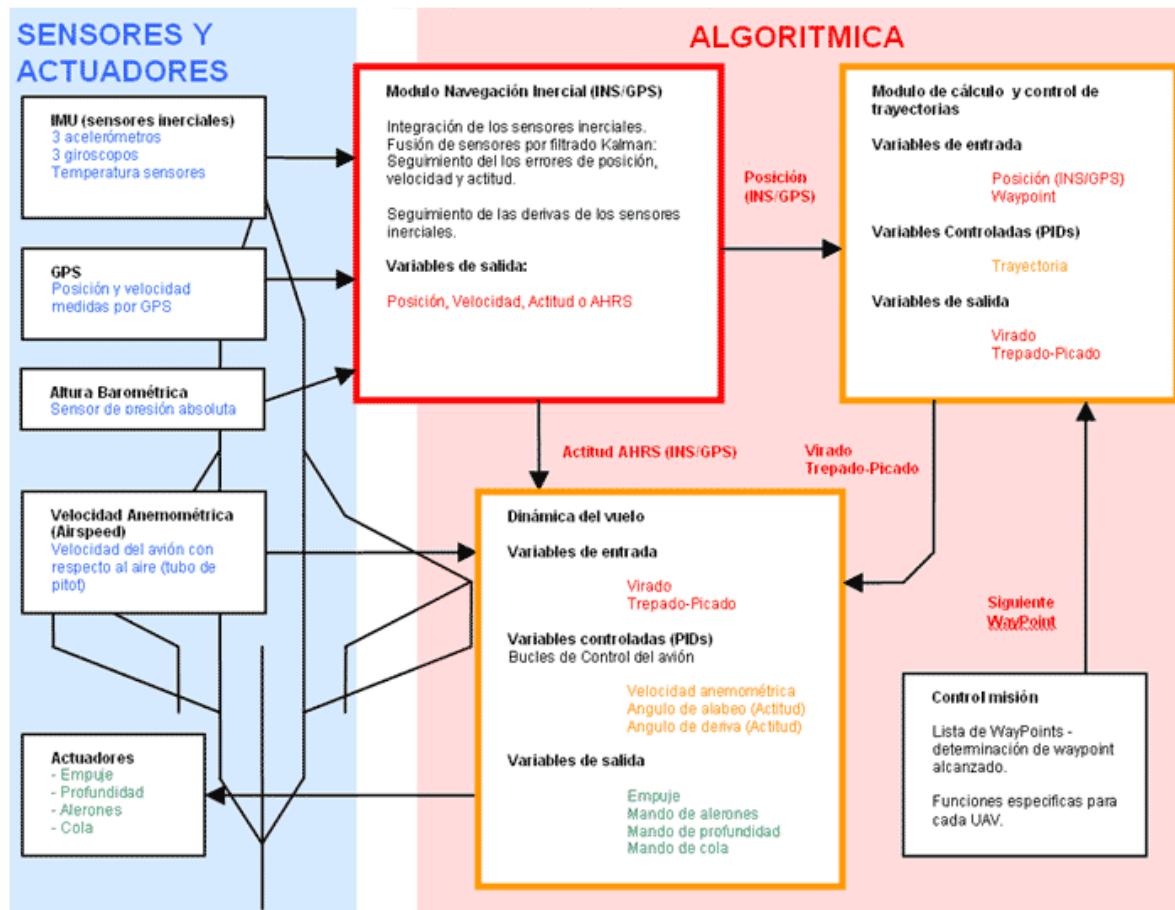




► **FMU-3N:**
Inertial
Measurement Unit



Integración INS/GPS



El GPS se usa para hacer un cálculo de la desviación de las medidas y por tanto sirve para corregir estas medidas. Este algoritmo inercial asistido por GPS se llama INS/GPS.

¿Porque no se usa directamente la señal del GPS?, la señal de GPS que vemos ya está muy procesada por un algoritmo basado en Kalman (la señal original es muy ruidosa), este algoritmo nos da una señal normalmente a 1Hz (hasta 10Hz para GPS militares pero no por ello más precisa que la de 1Hz), lo cual no es suficiente para establecer ningún bucle de control. Sin embargo la señal del GPS (1hz y 5m de error) es increíblemente buena para hacer un seguimiento del error de las medidas iniciales, de esta combinación sacamos una señal a 500Hz (si la velocidad de proceso nos diese) de aceleración lineal, velocidad lineal, posición global, aceleración angular, velocidad angular y posición angular del avión, que nos permiten hacer cualquier estrategia de control.

En cualquier caso tiene que quedar claro que los datos de GPS **SOLO** se usan para calcular los errores del modulo de navegación inercial. A la posición calculada por este algoritmo se le llama posición (INS/GPS), a las velocidades, Velocidad (INS/GPS) y a todos los referente ángulos y velocidades angulares se le llama ACTITUD o AHRS (AHRS Attitude and Heading Reference Systems, la traducción al español podría ser horizonte artificial).

Todos estos datos se envían a los módulos que establecen los bucles de control para pilotar el avión, por una parte el AHRS se envía al modulo de dinámica del vuelo que se encarga de mantener el avión nivelado, mantener las velocidades, etc. este modulo esta a los mandos del avión. Mientras que la posición (INS/GPS) se envía al modulo de trayectorias, rumbos; que mira donde está el avión, a donde tiene que llegar y decide si tiene que virar y posteriormente le dice al modulo de dinámica del vuelo cuanto tiene que virar, subir, bajar...

8.7. Navegadores GPS

Por el Prof. Ing. Pedro Giraudo

SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL

El Sistema de Posicionamiento Global (GPS) es un sistema de radionavegación basado en la emisión de señales desde una constelación de satélites en órbita terrestre. El sistema permite casi todas las posibilidades de navegación y posicionamiento en cualquier parte del mundo, a cualquier hora, sin importar las condiciones climatológicas. En la actualidad se encuentran operativos cuatro sistemas de posicionamiento, el NAVSTAR-G.P.S. perteneciente a los Estados Unidos, el sistema GLONASS perteneciente a Rusia, el sistema GALILEO desarrollado por la Unión Europea y el sistema BeiDou (Compass) de China.

Los satélites artificiales son utilizados por el G.P.S, como punto de referencia para el cálculo de posiciones de puntos sobre la superficie de la tierra con precisiones cada día mejores.

Desde sus inicios puramente militares en el año 1978, sus aplicaciones han ido incrementándose constantemente en diversas áreas y los equipos receptores de G.P.S han ido disminuyendo tanto en tamaño como en costo.

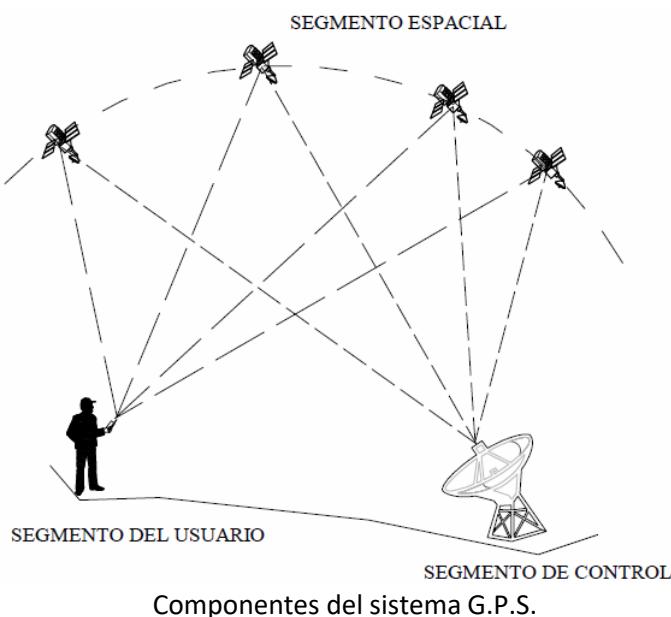
En el campo de la ingeniería civil, el G.P.S se ha convertido en una herramienta indispensable para profesionales y técnicos en la determinación de posiciones y realización de levantamientos topográficos con rapidez y precisión.

Actualmente la tecnología existente permite manejar los datos obtenidos por medio de G.P.S. con los programas de aplicación en las ramas de ingeniería y geodesia.

Partes que componen el sistema

En general este sistema está compuesto de tres partes:

- Segmento Espacial
- Segmento de Control
- Segmento Usuario



A continuación se hace una descripción del sistema NAVSTAR

Sistema Espacial:

El segmento espacial es una constelación de 24 satélites denominada que gira alrededor de la Tierra en seis planos orbitales a unos 60° entre sí, con cuatro satélites en cada plano. Hay 21 satélites activos y 3 de reserva. En caso de falla de un satélite, uno de los de reserva puede ocupar su lugar.

Los satélites Navstar no son geosincrónicos, giran en torno a la Tierra en órbitas circulares inclinadas. El ángulo de elevación en el nodo ascendente es 55° con respecto al plano ecuatorial. La elevación promedio de un satélite Navstar es de unos 20,200 Km sobre la Tierra. Estos satélites tardan aproximadamente 12 horas en una revolución.

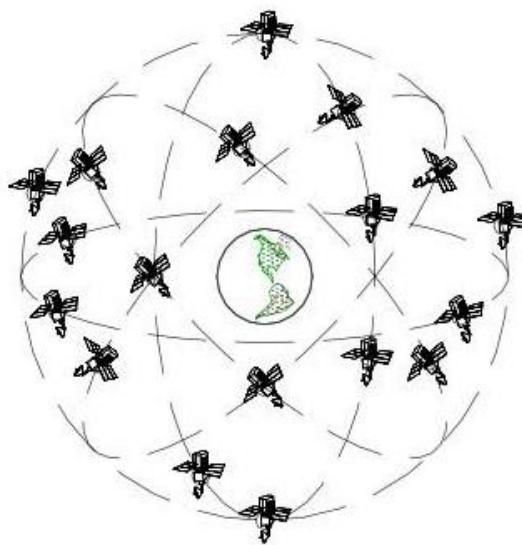


Figura 1. Representación gráfica del sistema de satélites artificiales NAVSTAR

Cada uno de los satélites de la constelación NAVSTAR transmite dos señales de radio, L1 con una frecuencia de 1.575,43 MHz y L2 1.227,6 MHz.

La señal L1 se modula con dos códigos de ruido pseudoaleatorios (Pseudo Random Noise, PRN), denominados Servicio de Posicionamiento Preciso (PPS) o código P o protegido, el cual puede ser encriptado para uso militar y el código de adquisición grueso (C/A Coarse/Adquisition) conocido como Servicio Estándar de Posicionamiento (SPS).

La señal L2 se modula solamente con el código P. La mayoría de los receptores de uso civil usan el código C/A para obtener la información del sistema G.P.S.

Además de los códigos, los satélites transmiten a los receptores información en un paquete de información repetitivo de cinco diferentes bloques con duración de 30 segundos.

- Bloque 1: Contiene los parámetros de corrección de tiempo y refracción ionosférica.
- Bloques 2 y 3: Contienen información orbital y precisa para el cálculo de efemérides.
- Bloques 4 y 5: Con información orbital aproximada de todos los satélites del sistema en operación, tiempo universal coordinado, información ionosférica e información especial.

Segmento de Control

El segmento de control terrestre, llamado Sistema de Control de Operación, incluye todas las estaciones monitores terrestres fijas que se encuentran ubicadas en todo el mundo. Las estaciones monitores no son más que receptores GPS que rastrean los satélites cuando pasan sobre ellas y acumulan datos de telemetría y efemérides de los mismos. Esta información se transmite a una Estación de Control Maestro donde se procesa y determina si la posición real del satélite es igual a la calculada por el GPS. La Estación de Control Maestro recibe datos de las estaciones monitores en tiempo real, con esa información determina si los satélites sufren cambios de reloj o de efemérides y detecta el mal funcionamiento del equipo. Se calcula la nueva información de navegación y efemérides a partir de las señales monitoreadas y se envía a los satélites junto con órdenes de mantenimiento rutinario.



Global Positioning System (GPS) Master Control and Monitor Station Network

Estaciones de monitoreo y control del Sistema Navstar-GPS

Segmento Usuario:

El sistema del usuario de GPS consiste en todos los receptores GPS y la comunidad de usuarios. Los receptores GPS convierten las señales recibidas de los vehículos espaciales en estimaciones de posición, velocidad y tiempo.

Diferentes fabricantes producen una gran variedad de equipos y productos para los usuarios de G.P.S. Debido al permanente desarrollo tecnológico, estos equipos son constantemente mejorados en calidad y precisión haciendo cada vez más común su aplicación en diferentes disciplinas.

El receptor, como su nombre lo indica es el instrumento que recibe y decodifica la señal del satélite calculando las coordenadas del punto deseado.

Los receptores varían en precisión, tamaño, peso, capacidad de almacenamiento de datos y número de satélites que utilizan para calcular posición. En la actualidad los receptores G.P.S. están diseñados con la tecnología de canales múltiples paralelos contenido entre 5 y 12 circuitos receptores sintonizados cada uno ellos a la señal de un satélite en particular.

Los componentes básicos de un receptor G.P.S. son:

- 1) Antena con preamplificador para recibir la señal
- 2) Sección de radio frecuencia o canal
- 3) Microprocesador para la reducción, almacenamiento y procesamiento de datos
- 4) Oscilador de precisión para la generación de los códigos pseudoaleatorios utilizados en la medición del tiempo de viaje de la señal
- 5) Fuente de energía eléctrica
- 6) Interfases del usuario constituidas por el panel de visualización y control o pantalla, teclado de comandos y manejo de datos
- 7) Dispositivo de almacenamiento de datos o memoria de almacenamiento

Fundamentos

El sistema de posicionamiento global por satélite o G.P.S., se basa en la medición de distancias a partir de señales de radio transmitidas por un grupo de satélites artificiales cuya órbita se conoce con precisión y captadas y decodificadas por receptores ubicados en los puntos cuya posición se desea determinar.

Si medimos las distancias de al menos tres diferentes satélites a un punto sobre la tierra, es posible determinar la posición de dicho punto por trilateración.

Recordaremos que la trilateración es un procedimiento similar a la triangulación pero basado en la medida de los lados de un triángulo.

En el presente capítulo se explicarán en forma resumida los siguientes fundamentos involucrados en las mediciones con G.P.S.

- Trilateración Satelital
- Medición de distancia desde los satélites
- Medición precisa del tiempo
- Conocimiento preciso de la órbita del satélite
- Corrección de errores en la propagación de la onda

Trilateración Satelital

Los satélites del sistema de posicionamiento global se encuentran girando alrededor de la Tierra en órbitas predefinidas a una altura aproximada de 20.200 kilómetros, siendo posible conocer con exactitud la ubicación de un satélite en un instante de tiempo dado, convirtiéndose por lo tanto los satélites en puntos de referencia en el espacio.

Supongamos que un receptor en la Tierra capta la señal de un primer satélite determinando la distancia entre ambos. Esto solamente nos indica que el receptor puede estar ubicado en un punto cualquiera dentro de la superficie de una esfera de radio R_1 tal y como se muestra en la figura 2.

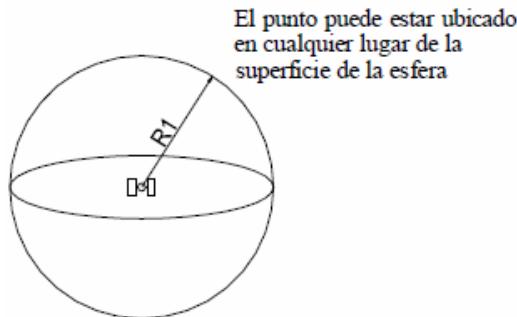


Figura 2

Si medimos la distancia de un segundo satélite al mismo receptor se generará una superficie esférica de radio R_2 , que al intersecarse con la primera esfera se formará un círculo en cuyo perímetro pudiera estar ubicado el punto a medir (figura 3).

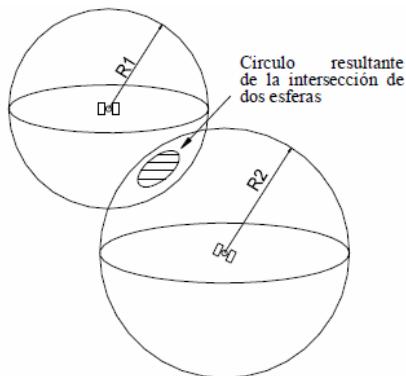


Figura 3

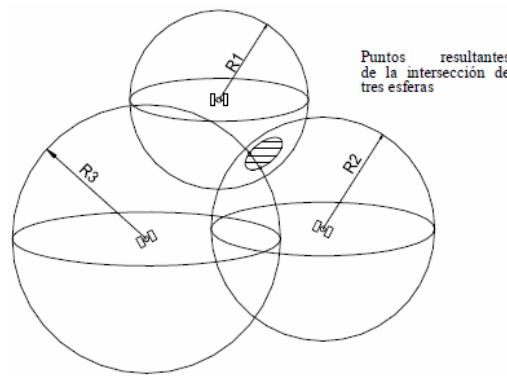


Figura 4

Si agregamos una tercera medición, la intersección de la nueva esfera con las dos anteriores se reduce a dos puntos sobre el perímetro del círculo descrito (figura 4).

Uno de estos dos puntos puede ser descartado por ser una respuesta incorrecta, bien sea por estar fuera de espacio o por moverse a una velocidad muy elevada.

Más adelante se verá que matemáticamente es necesario determinar una cuarta medición a un diferente satélite a fin de poder calcular las **cuatro incógnitas x, y, z y tiempo**.

Medición de distancia desde los satélites

La distancia de un satélite a un receptor se calcula midiendo el tiempo de viaje de la señal de radio desde el satélite al receptor. Conociendo la velocidad de la señal de radio, la distancia se determina por medio de la ecuación de movimiento con velocidad uniforme.

$$D = v \cdot t$$

$$(1)$$

Siendo:

D = distancia en kilómetros desde el satélite al punto considerado

v = velocidad de la señal de radio, aproximadamente la velocidad de la luz , $v \approx 300.000 \text{ km/s}$

t = tiempo de viaje de la señal en segundos

Para poder medir el tiempo de viaje de la señal, es necesario conocer el instante en que la señal parte del satélite. Esto se logra generando códigos sw sincronización pseudoaleatorios tanto en el satélite como en el receptor. Después de haber recibido un código de sincronización, un receptor sólo lo compara con su propio código, producido en forma local, para determinar el tiempo de propagación. La diferencia de tiempo multiplicada por la velocidad de la señal de radio determina la distancia al satélite.

Este proceso se esquematiza gráficamente en la figura 6.

- ◇ Se sincronizan el satélite y el receptor de manera que generen el mismo código al mismo tiempo.
- ◇ Se mide el desfase del tiempo de repetición del mismo patrón.

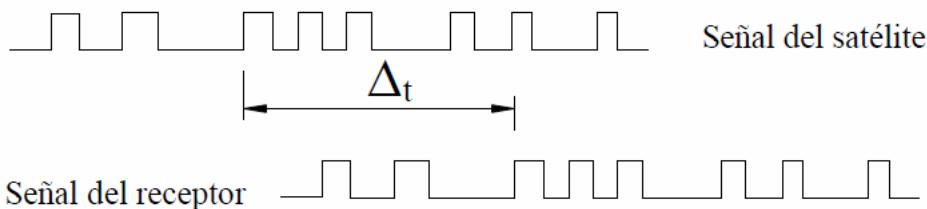
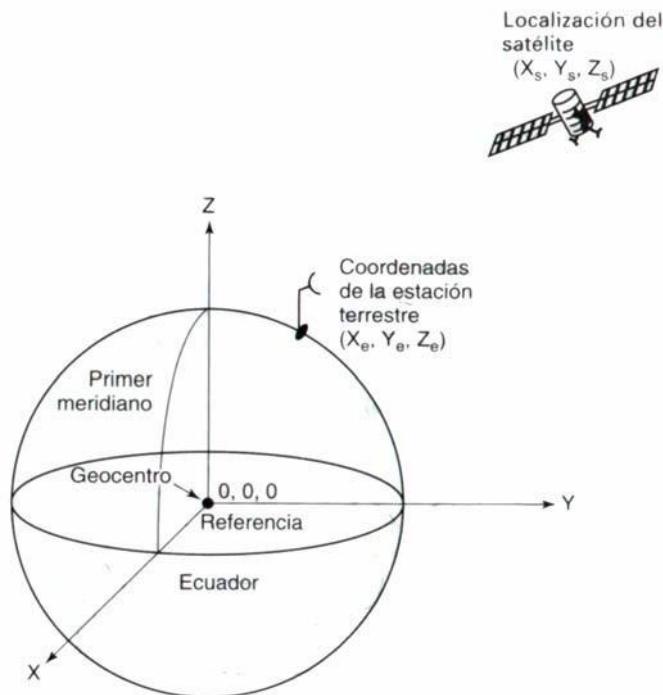


Figura 6. Esquema de medición del tiempo de viaje de la señal.

Sistema de Coordenadas

Cada satélite envía al receptor su propio código pseudoaleatorio de sincronización (PRN) y su localización. La ubicación de un satélite se describe con un sistema tridimensional de coordenadas. El sistema utilizado se denomina geocéntrico fijo en la tierra, se denomina fijo en la tierra porque gira con ella, tiene su origen de coordenadas en el centro de la tierra, el eje X pasa por el punto de intersección del ecuador con el meridiano de Greenwich, el eje Y corta el ecuador en el meridiano de 90º y el eje Z pasa por el polo norte geográfico, como se ve en la Figura a continuación.



Sistema de Coordenadas GPS para el satélite y la estación receptora

El modelo terrestre utilizado por el sistema es el WGS 84 (World Geodetic System 1984) que es un sistema geodésico de coordenadas geográficas usado mundialmente, que permite localizar cualquier punto de la Tierra (sin necesitar otro de referencia) por medio de tres unidades dadas (x, y, z). WGS 84 son las siglas en inglés de World Geodetic System 84 (que significa Sistema Geodésico Mundial 1984).

Parámetros del modelo WGS 84:

- Semieje Mayor $a: 6.378.137,0 \text{ m}$.
- Semieje Menor $b: 6.356.752,31424 \text{ m}$.
- Achatamiento $f: 1/298.257223563$.
- Producto de la Constante Gravitacional (G) y la Masa de la Tierra (M): $GM = 3,986004418 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$.
- Velocidad Angular de la Tierra $\omega: 7,292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$.

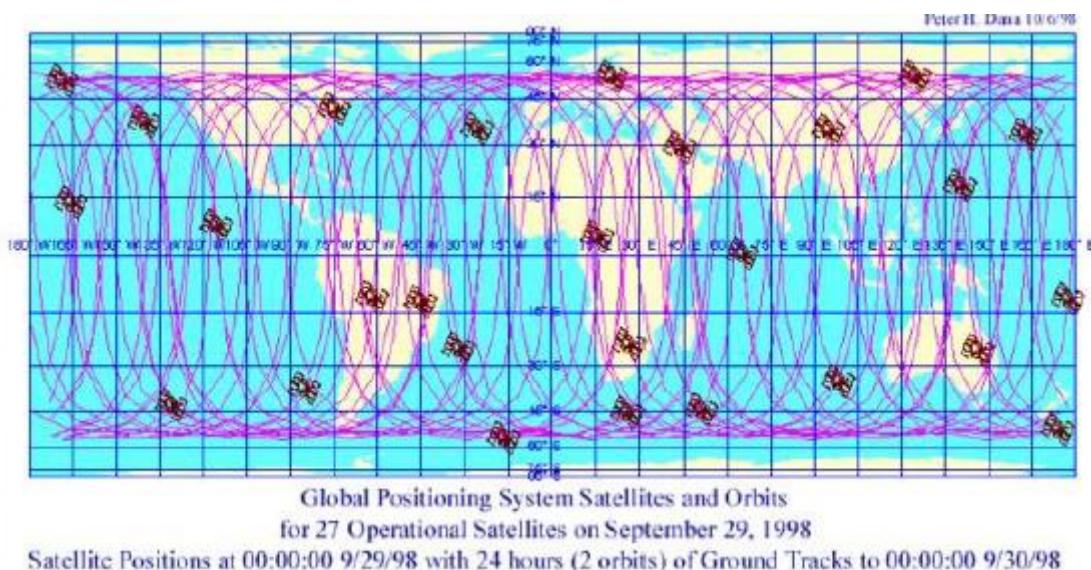
Precisión en la medida del tiempo

La medición del tiempo de viaje es una actividad difícil de realizar. Debido a la gran velocidad de las señales de radio y a las distancias, relativamente cortas, a la cual se encuentran los satélites de la Tierra, los tiempos de viaje son extremadamente cortos. El tiempo promedio que una señal tarda en viajar de un satélite orbitando a 20.200 kilómetros a la Tierra es de 0,067 segundos. Este hecho hace necesario la utilización de relojes muy precisos.

Los satélites portan relojes atómicos con precisiones de un nanosegundo, pero colocar este tipo de relojes en los receptores sería muy costoso. Para solucionar este problema los receptores corrigen los errores en la medición del tiempo mediante una medición a un cuarto satélite.

Posicionamiento del satélite

Como se ha mencionado previamente, existen 24 satélites operacionales en el sistema NAVSTAR (Navigation Satellite Timing and Ranging) orbitando la Tierra cada 12 horas a una altura de 20.200 kilómetros. Existen seis diferentes órbitas inclinadas aproximadamente 55º con respecto al Ecuador. Alrededor de cada uno de estos planos giran cuatro satélites que son monitoreados constantemente por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos. En Tierra existen cinco estaciones de seguimiento y control: tres estaciones para la alimentación de datos y una estación de control maestro. La estación de control maestro calcula, con los datos de las estaciones de seguimiento, la posición de los satélites en las órbitas (efemérides), los coeficientes para las correcciones de los tiempos y transmiten esta información a los satélites.



Corrección de errores

Los errores que afectan las mediciones con G.P.S. se pueden agrupar en tres tipos diferentes:

- Errores propios del satélite
- Errores originados por el medio de propagación
- Errores en la recepción

-Errores propios del satélite

Errores orbitales o de efemérides, que afectan la determinación de la posición del satélite en un instante determinado con respecto a un sistema de referencia dado. Estos errores se originan debido a que no se conocen con la exactitud necesaria las órbitas de los satélites.

Errores del reloj. Aunque sumamente precisos, los relojes atómicos pueden presentar variaciones debido a la deriva propia del instrumento y a la acción de los efectos relativísticos que originan un diferencial del tiempo entre el sistema del satélite y del sistema del G.P.S. Este diferencial de tiempo no es constante para todos los satélites, sin embargo, estos errores, de muy poca magnitud, son ajustados por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos.

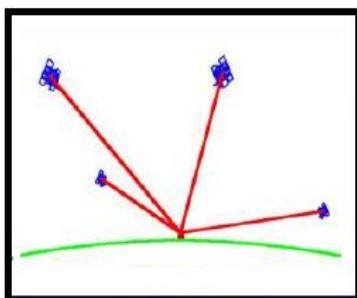
Errores de configuración geométrica. El efecto de la geometría en la ubicación de los satélites utilizados en la determinación de un posicionamiento queda expresado por los parámetros de la dilución de precisión geométrica (DPG).

Los parámetros de la DPG resultan en una medida compuesta que refleja la influencia de la geometría de los satélites sobre la precisión combinada de las estimaciones del tiempo y posición de la estación.

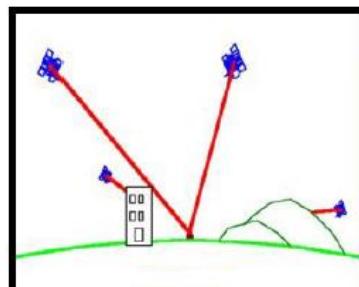
Los cuatro parámetros de la dilución de precisión geométrica son:

- PDOP: dilución de precisión para la posición
- HDOP: dilución de precisión horizontal
- VDOP: dilución de precisión vertical
- TDOP: dilución de precisión del tiempo

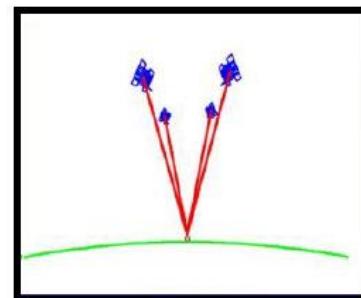
La configuración geométrica ideal se da cuando la posición relativa entre satélites forma ángulos agudos. Por el contrario, una configuración geométrica pobre se da cuando los satélites están alineados o su posición relativa forma ángulos llanos.



Buena configuracion GDOP



Buena config. mala visibilidad



Mala configuración

-Errores originados por el medio de propagación

Error por refracciones ionosféricas y troposféricas Como se mencionó anteriormente, los cálculos en el posicionamiento por satélite asumen que la señal viaja a una velocidad constante igual a la de la luz. Sin embargo, la velocidad de la luz se mantiene constante solamente en el vacío. Cuando la señal penetra la ionosfera y la troposfera, debido a los cambios en densidades de las

diferentes capas, se producen las refracciones ionosféricas y troposféricas, reduciendo la velocidad de la señal. Actualmente los receptores de G.P.S. toman en cuenta estas demoras haciendo las correcciones pertinentes.

El error por ruta múltiple (multipath) se origina debido a la posibilidad de que una señal reflejada por objetos ubicados en la superficie de la Tierra lleguen al receptor por dos o más trayectorias diferentes. Para minimizar los efectos del multipath se han desarrollado técnicas avanzadas de procesamiento de señales así como antenas para filtrar las señales que llegan de diferentes direcciones.



Errores en la recepción

Los errores en la recepción son el ruido, centro de fase de la antena, errores del reloj oscilador y el error de disponibilidad selectiva (S/A), el cual es una degradación de la señal del satélite causada en forma intencional por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos (el error de disponibilidad selectiva se corrige mediante la técnica de la corrección diferencial).

Cálculo de la posición y la necesidad de tener al menos cuatro satélites

Para poder determinar su posición, el receptor debe ser capaz de calcular las coordenadas X, Y & Z; y para ello debe resolver el siguiente sistema de ecuaciones:

$$\begin{aligned}
 \tilde{\rho}^{(1)} &= [(X^{(1)} - x)^2 + (Y^{(1)} - y)^2 + (Z^{(1)} - z)^2]^{0.5} \\
 &\quad + c \Delta t_r + c \Delta t_{sv}^{(1)} + c \Delta t_a^{(1)} + SA^{(1)} + E^{(1)} + MP^{(1)} + \eta^{(1)} \\
 \tilde{\rho}^{(2)} &= [(X^{(2)} - x)^2 + (Y^{(2)} - y)^2 + (Z^{(2)} - z)^2]^{0.5} \\
 &\quad + c \Delta t_r + c \Delta t_{sv}^{(2)} + c \Delta t_a^{(2)} + SA^{(2)} + E^{(2)} + MP^{(2)} + \eta^{(2)} \\
 \tilde{\rho}^{(3)} &= [(X^{(3)} - x)^2 + (Y^{(3)} - y)^2 + (Z^{(3)} - z)^2]^{0.5} \\
 &\quad + c \Delta t_r + c \Delta t_{sv}^{(3)} + c \Delta t_a^{(3)} + SA^{(3)} + E^{(3)} + MP^{(3)} + \eta^{(3)} \\
 \tilde{\rho}^{(4)} &= [(X^{(4)} - x)^2 + (Y^{(4)} - y)^2 + (Z^{(4)} - z)^2]^{0.5} \\
 &\quad + c \Delta t_r + c \Delta t_{sv}^{(4)} + c \Delta t_a^{(4)} + SA^{(4)} + E^{(4)} + MP^{(4)} + \eta^{(4)}
 \end{aligned}$$

Donde:

$\rho^{(1)}, \rho^{(2)}, \rho^{(3)}$ y $\rho^{(4)}$: son los pseudorangos medidos entre el receptor y los satélites.

$X^{(i)}, Y^{(i)}$ y $Z^{(i)}$: son las coordenadas del satélite (i) en el sistema de coordenadas centrado en la tierra, fijo en la tierra.

Δt_r : es el sesgo debido al error del receptor.

$\Delta t_{sv}^{(i)}$: es el sesgo del reloj del satélite (i).

$\Delta t_a^{(i)}$: es el retraso por efectos atmosféricos.

$SA^{(i)}$: es el error deliberado introducido por la disponibilidad selectiva.

$E^{(i)}$: es el error en los datos de efemérides del satélite (i).

$MP^{(i)}$: es el error por rutas múltiples.

$\eta^{(i)}$: representa los errores de ruido en el seguimiento del receptor.

c : es la velocidad de la luz en el vacío.

Como se puede ver, el sistema a resolver consta de cuatro ecuaciones, esto es así debido a que además de las incógnitas propias de la posición del receptor (X, Y y Z) se tiene una incógnita más que es el sesgo del reloj del receptor. Este sesgo (o error) del reloj del receptor se debe a que éste no posee un reloj atómico, ya que eso encarecería sobremanera el costo, sino que posee un reloj de cuarzo, que es mucho más económico. Esta degradación en la calidad de la medición del tiempo del receptor hace que aparezca una incógnita en el sistema la cual identificamos como Δt_r , y que multiplicada por la velocidad de la luz c nos permite corregir ese error. En conclusión; como ya sabemos, para resolver un problema con cuatro incógnitas son necesarias cuatro ecuaciones, lo

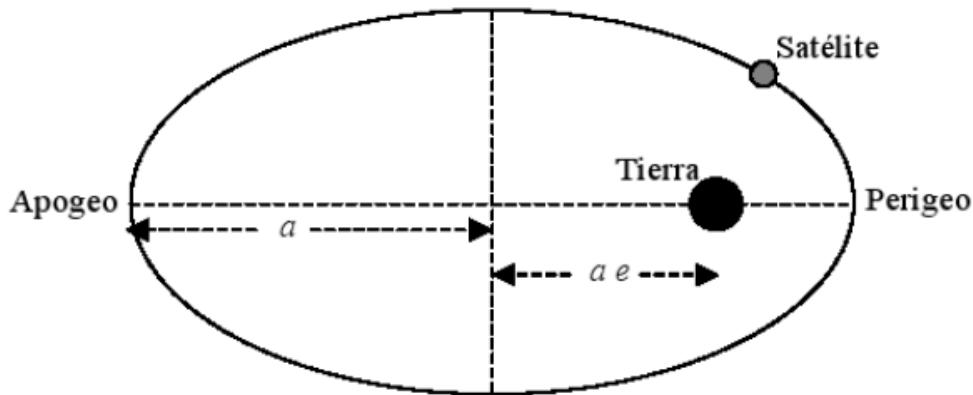
que implica que necesario conocer los pseudorangos entre el receptor y cuatro satélites además de sus respectivas posiciones (efemérides) y sus correcciones. Una vez el receptor recibe toda esta información procede a la solución del sistema de ecuaciones. Como se puede apreciar en la ecuaciones, los pseudorangos son dependientes de las coordenadas del receptor de forma no lineal. Un método muy común utilizado para resolver este tipo de sistemas consiste en linearizar el sistema de ecuaciones en un punto de referencia inicial y luego realizar iteraciones hasta lograr la precisión deseada; donde la solución de cada iteración sirve de punto inicial para la nueva iteración. Si no se posee ningún dato de posición para el cálculo inicial, se inicia utilizando el origen del sistema de coordenadas y asumiendo que el error del reloj del receptor es nulo ($x=0, y=0, z=0, c. \Delta t_r=0$). Si bien el método permite una convergencia rápida con precisión de milímetros, esto no quiere decir que la posición sea determinada con esa precisión (recordar error de disponibilidad selectiva), ya que la misma dependerá del paquete de datos que estemos recibiendo, de la cantidad de satélites y de su distribución respecto del receptor. Por lo general se pueden obtener precisiones del alrededor de los 15-20 m en la mayoría de los casos y si se cuenta con más de cuatro satélites, ésta puede mejor llegando a los 2 m.

Determinación de la posición de los satélites GPS. Elementos Keplerianos

Como se vio en la sección anterior, para poder calcular las coordenadas del receptor es necesario conocer no sólo los pseudorangos entre el receptor y los satélites sino también la posición de cada satélite en el sistema de coordenadas. Éstos satélites son los puntos de referencia que utiliza el sistema de posicionamiento por lo que sus coordenadas al momento de enviar la señal pseudo aleatoria deben ser conocidas con la mayor exactitud posible.

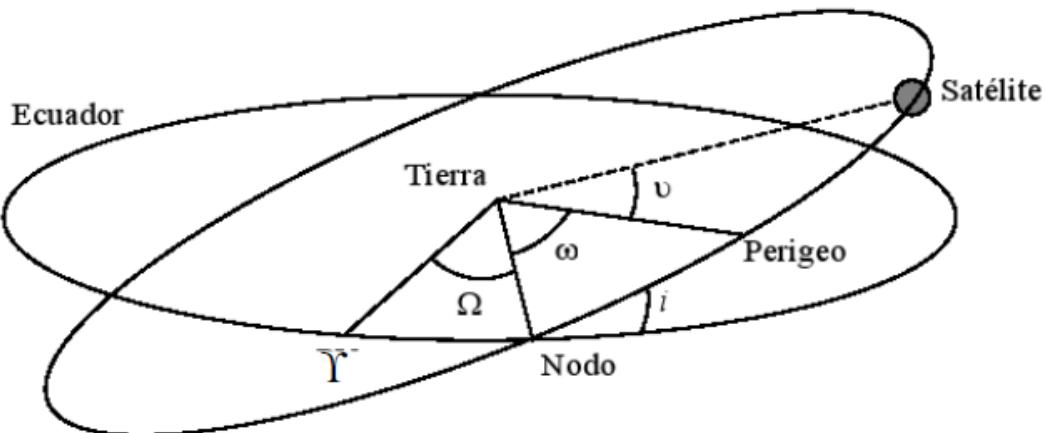
El movimiento que un satélite describe en el espacio puede ser traducido a través de su órbita. Todos los planetas y la mayoría de los vehículos espaciales se mueven en órbitas elípticas (no se debe olvidar que un círculo es un caso especial de elipse). Para observar el movimiento de estos cuerpos celestes se necesitan coordenadas que ubiquen completamente un satélite y su órbita. Estas coordenadas son medidas con relación a un sistema de referencia que, en este caso, tiene su origen en el centro de la Tierra. Existen varios conjuntos de coordenadas que pueden ser utilizados. Uno de los más corrientes son los Elementos Orbitales Keplerianos o Clásicos. A continuación presentamos los seis elementos keplerianos.

Para describir el tamaño y la forma de la órbita de un satélite definimos el semieje mayor a y la excentricidad e de la elipse, donde e tiene un valor adimensional. El semieje es una distancia media entre el satélite y la Tierra. La excentricidad define que tan elíptica es la órbita, o sea que es una medida de su grado de “aplastamiento” en relación a un círculo. Conociéndose estas dos coordenadas es posible definir cuál es el punto más próximo (perigeo) y el más alejado (apogeo) de la Tierra.



Semieje mayor a , excentricidad e , perigeo y apogeo de una elipse.

Para orientar esta órbita en el espacio, es preciso conocer su inclinación i en relación a un plano de referencia (en este caso el plano del Ecuador), la longitud del nodo ascendente Ω medida a partir del Punto Vernal Υ y el ángulo entre el nodo ascendente y el perigeo conocido como argumento del perigeo ω .



Inclinación i , longitud del nodo ascendente Ω , argumento del perigeo ω y anomalía verdadera v (Υ es el Punto Vernal).

Una vez conocida la órbita del satélite, se necesita saber en qué lugar de esta se encuentra el satélite. Para esto se utiliza un ángulo llamado de anomalía verdadera v , que es medido a partir del perigeo orbital. Los elementos keplerianos a , e , i , Ω , ω y v posicionan completamente un satélite en el espacio. Todos estos parámetros son calculados por el segmento de control utilizando las posiciones de los satélites medidas por las estaciones de seguimiento alrededor del mundo, luego son enviados a los satélites y actualizados en forma diaria.

Ecuaciones para calcular la posición del satélite en el sistema de coordenadas (Centrado en la Tierra y Fijo en la Tierra) basadas en los parámetros de efemérides y tiempo enviados por el satélite en el mensaje de navegación:

$\Delta t_r = Fe\sqrt{A} \sin(E_k)$	s	Relativistic correction term
$\Delta t_{sv} = a_0 + a_1(t_{sv} - t_{oc}) + a_2(t_{sv} - t_{oc})^2 + \Delta t_r$	s	Correction to satellite clock
$t = t_{sv} - \Delta t_{sv}$	s	Corrected message transmission time
$A = (\sqrt{A})^2$	m	Orbit semimajor axis
$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}$	rad/s	Computed mean motion
$t_k = t - t_{oe}$	s	Time from ephemeris reference epoch
$n = n_0 + \Delta n$	rad/s	Corrected mean motion
$M_k = M_0 + t_k n$	rad	Mean anomaly
$E_k = M_k + e \sin(E_k)$	rad	Kepler's equation for eccentric anomaly
$v_k = \arctan 2\left(\frac{\sqrt{1-e^2} \sin(E_k)}{1-e \cos(E_k)}, \frac{\cos(E_k)-e}{1-e \cos(E_k)}\right)$	rad	True anomaly
$\phi_k = v_k + \omega$	rad	Argument of latitude
$\delta u_k = C_{us} \sin(2\phi_k) + C_{uc} \cos(2\phi_k)$	rad	Arguemnt of latitude correction
$\delta r_k = C_{rs} \sin(2\phi_k) + C_{rc} \cos(2\phi_k)$	m	Radius correction
$\delta i_k = C_{is} \sin(2\phi_k) + C_{ic} \cos(2\phi_k)$	rad	Inclination correction
$u_k = \phi_k + \delta u_k$	rad	Corrected argument of latitude
$r_k = A[1 - e \cos(E_k)] + \delta r_k$	m	Corrected radius
$i_k = i_0 + \delta i_k + t_k \Delta i$	rad	Corrected inclination
$x'_k = r_k \cos(u_k)$	m	x position in orbital plane
$y'_k = r_k \sin(u_k)$	m	y position in orbital plane
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$	rad	Corrected longitude of ascending node
$x_k = x'_k \cos(\Omega_k) - y'_k \cos(i_k) \sin(\Omega_k)$	m	Satellite x ECEF coordinate
$y_k = x'_k \sin(\Omega_k) + y'_k \cos(i_k) \cos(\Omega_k)$	m	Satellite y ECEF coordinate
$z_k = y'_k \sin(i_k)$	m	Satellite z ECEF coordinate

Modelo Atmosférico. Corrección por efectos de la ionósfera

Para corregir los errores en el tiempo de viaje de la señal al atravesar a ionósfera se utiliza la Corrección Ionosférica Klobuchar (debe ser utilizado únicamente por usuarios que no están operando en modo diferencial). El modelo utiliza ocho coeficientes que se actualizan diariamente y provee una corrección mundial de aproximadamente el 50% del retardo debido a efectos

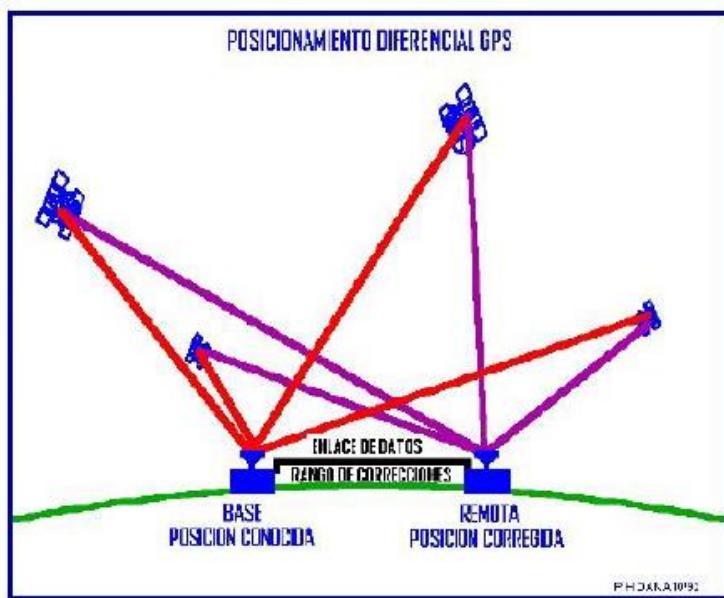
ionosféricos en latitudes media. Además de los ocho parámetros del modelo la corrección requiere de los datos de latitud y longitud del receptor, azimut y elevación del satélite y el tiempo GPS.

GPS Diferencial

El GPS diferencial hace todavía más exacto al GPS normal. El GPS diferencial funciona anulando la mayoría de los errores naturales y artificiales que se filtran en las mediciones normales GPS. La inexactitud de las señales del GPS se deben a una diversidad de fuentes, como los desplazamientos del reloj del satélite, órbitas imperfectas y variaciones en la atmósfera terrestre. Estas imperfecciones son variables y difíciles, sino es que imposibles, de predecir.

Algunas de las actividades como la Ingeniería Civil, Geología, Minería, Navegación aérea, etc., requieren de mayor precisión. Debido a estos requerimientos, se ha implementado la técnica de GPS Diferencial o dGPS, que reduce sustancialmente el error basado en la idea de que es posible reducir el error si se utilizan o correlacionan las distintas medidas de posición de dos o más receptores GPS a los mismos satélites.

En el GPS diferencial, se coloca un receptor en un lugar cuya posición exacta se conoce. Este receptor calcula su posición a partir de los datos de los satélites disponibles y a continuación la compara con su posición conocida. La diferencia entre las posiciones calculada y conocida es el error de la señal GPS, que es retransmitido por la estación para que cualquier receptor que se encuentre próximo pueda utilizar estos valores para corregir su posición. El GPS diferencial sólo es práctico en lugares donde se puede dejar en forma permanente un receptor, como por ejemplo, cerca de un aeropuerto. Para que el sistema opere de forma adecuada ambos receptores deben estar próximos y recibir información del mismo grupo de satélites.



Capítulo 9

Síntesis de comunicaciones a bordo

9.1. Introducción

Con el correr del tiempo se desarrollaron medios de comunicación utilizando las ondas electromagnéticas, con lo cual se logró la transmisión de gran cantidad de información a los pilotos, las cuales no consisten sólo en comunicación verbal sino también datos necesarios para la seguridad del vuelo.

Hoy en día resulta difícil imaginar una aeronave, independiente de su tamaño, sin un sistema de comunicaciones a bordo. Aún las más pequeñas pueden contar con un simple transmisor-receptor de radio para sus comunicaciones con tierra, ver Figura 9.1.

El gran desarrollo tecnológico de la época ha hecho posible disponer de equipos de radio aeronáuticas de diversos tipos, tamaños reducidos y gran variedad de posibilidades.

Los equipos de radios pueden transmitir desde la voz hasta datos y, también, modificar de forma aleatoria las frecuencias de emisión (Have Quick), codificando sus transmisiones con claves secretas de forma que sólo los equipos que disponen de las mismas puedan comunicarse.

Un equipo de radio a bordo de la aeronave tiene como función principal comunicarse con los controles de tráfico aéreo que se encuentran en tierra, Air Traffic Control (ATC), de forma de proveer un flujo de aeronaves controlado en las operaciones de despegue y aterrizaje en los aeródromos.

El esquema básico de un sistema de comunicaciones por voz se muestra en la Figura 9.2.

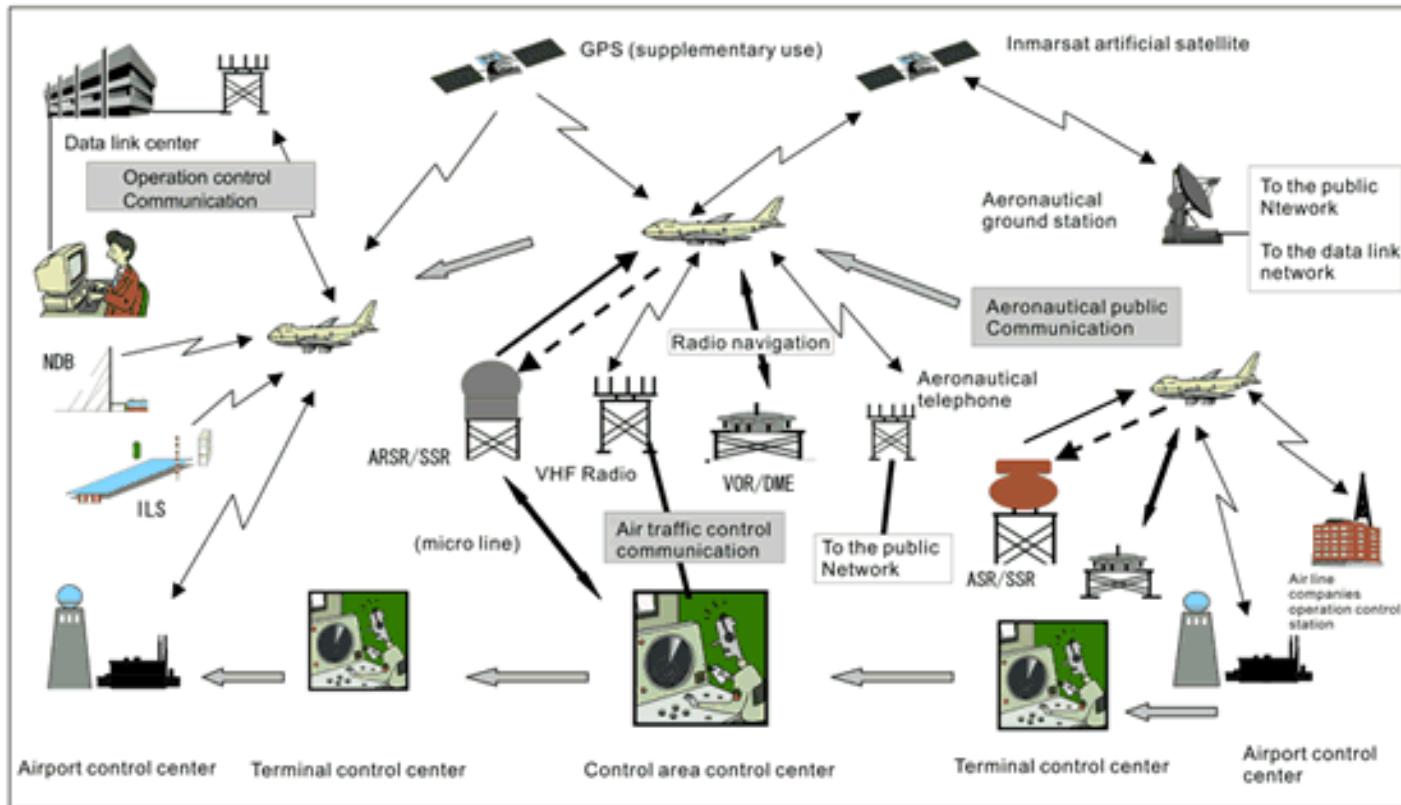


Figura 9.1: Esquema de comunicaciones actuales

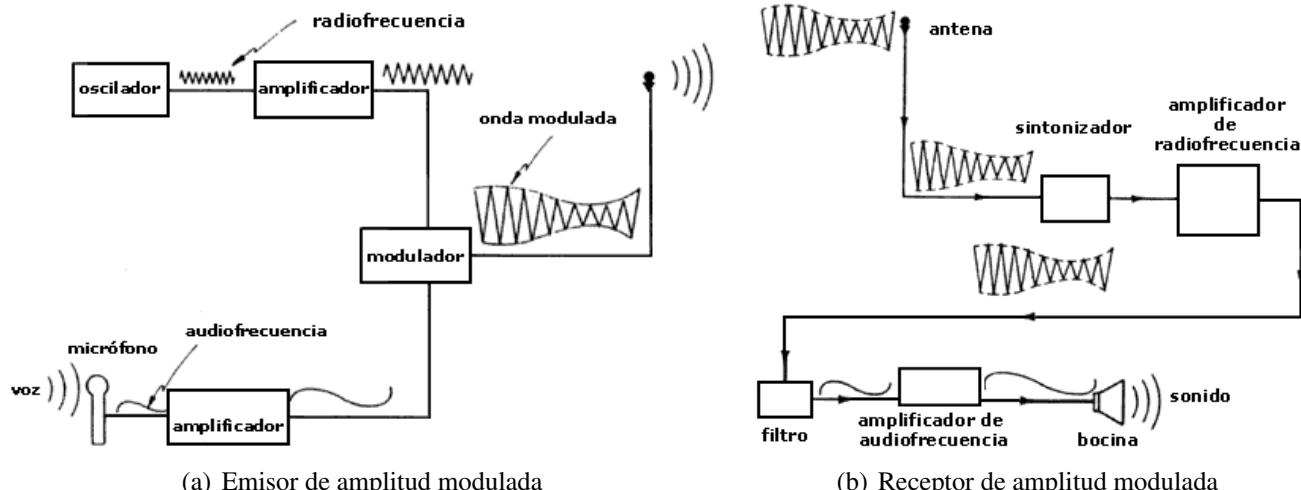


Figura 9.2: Sistema de radio por voz

9.2. Espectro de frecuencias

El espectro radioeléctrico es parte del espectro electromagnético, no se ve, no se siente, pero está presente en nuestra vida diaria, cuando escuchamos la radio, cuando vemos noticias o un partido de fútbol en la televisión, cuando usamos el Wi-Fi de nuestras casas para conectarnos a Internet, cuando hablamos por teléfono celular, usamos WhatsApp, cuando viajamos por avión o conectamos nuestros dispositivos inalámbricos en el vehículo. En este sentido, el medio o la autopista que hace posible toda esta comunicación se conoce como espectro radioeléctrico, es uno de los activos intangibles máspreciados de cada país, su correcta gestión impacta el PIB, el desarrollo de nuestros países y el despliegue de Internet para conectar a toda la población.

El espectro radioeléctrico entonces, es la autopista por la que viajan todas las señales que nos comunican a través del espacio libre. La luz es una onda electromagnética que podemos ver, por lo que los principios físicos que se aplican a la óptica son los mismos de las ondas electromagnéticas, la diferencia con la luz es que las ondas de radio no las puede ver ni sentir el ser humano. Para lograr usar el espectro radioeléctrico en las comunicaciones, hay que usar tecnología especial que permita identificarlas y con ello administrarlas.

La ciencia que se ocupa de estudiar el comportamiento de las ondas de radio se conoce como electromagnetismo. En 1873 el Inglés James Clark Maxwell presenta la teoría unificada de la electricidad y el magnetismo fundando la ciencia del Electromagnetismo, fue este trabajo el que preparó el escenario para todos los grandes logros en física, telecomunicaciones e ingeniería eléctrica que iban a seguir. En ella postula que la luz está compuesta por ondas electromagnéticas, pero que pueden existir ondas electromagnéticas en frecuencias distintas a las de la luz. 15 años después el científico alemán Rudolf Hertz comprueba la teoría planteada por Maxwell y publica su trabajo sobre ondas eléctricas en 1893, logrando fabricar el primer transmisor y receptor que se conoce, estos experimentos fueron conocidos por el empresario y científico Italiano Guillermo Marconi quien desarrolla antenas, transmisores y receptores básicos para lograr transmitir información a través del aire utilizando el código Morse, finalmente encuentra apoyo en el gobierno inglés para construir la primera estación de radio a gran escala y con ello logra comunicación a través del canal de la mancha y posteriormente, en los albores del siglo XIX, logra la primera comunicación transoceánica entre la estación de Poldhu y la estación de San Jhones en Newfoundland en Canadá, en el año 1901.

A partir de ese momento la humanidad entró en una nueva era, ya que la comunicación entre continentes se volvió inmediata y el transporte marítimo entre América y Europa, cuyos barcos se mantenían incomunicados varios meses en los que no se sabía de su destino, finalmente, podían comunicarse con las estaciones costeras utilizando radiocomunicaciones.

El Titanic y su hundimiento dieron pautas importantes en la forma de organizar a nivel mundial el uso de las radiocomunicaciones. Cuando el Titanic envío por radio señales de auxilio, estas fueron recibidas por varios receptores alrededor del mundo y todos ellos retransmiten información a la base de Nueva York donde se suponía que tenía que llegar el barco, pero era tanta la confusión por información tan variada que llegaba de diferentes sitios, que fue necesario ir hasta el sitio del hundimiento para saber exactamente qué había pasado.

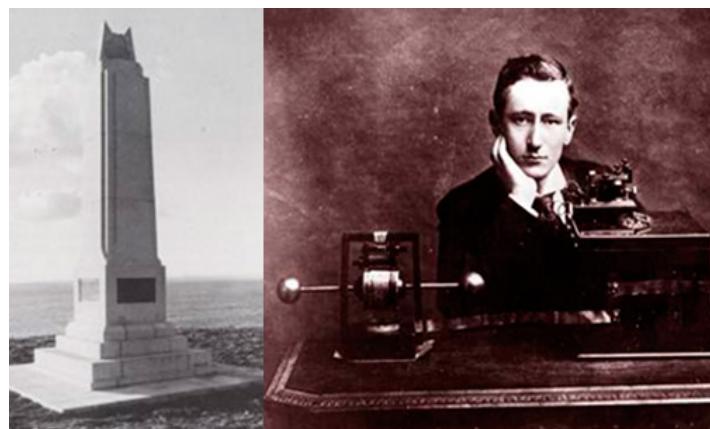
Para que esto no volviera a suceder los países del mundo se pusieron de acuerdo para coordinar el uso del espectro radioeléctrico, dando nacimiento a lo que hoy en día se conoce como la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT), el organismo especializado de las Naciones Unidas en telecomunicaciones y radiocomunicaciones, responsable de la coordinación del uso del espectro radioeléctrico así como de las órbitas satelitales.

El objetivo de la ingeniería de radiocomunicaciones es enviar la máxima cantidad de información utilizando el menor espectro posible, diseñando antenas, transmisores y receptores y lo que se conoce como esquemas de modulación, que han permitido lograr tal propósito. Uno de los últimos casos que vale la pena resaltar es la televisión digital, lo cual significó poder enviar varios canales digitales utilizando un solo canal analógico. Gracias a su novedoso esquema de modulación, con esta innovación, se liberó una porción importante del espectro para que pudiera ser utilizada por servicios que demandan intensivamente espectro como la telefonía móvil celular (servicios IMT), proceso que se conoció a nivel mundial como el dividendo digital. Las radiocomunicaciones no reconocen fronteras políticas, por consiguiente se propagan por grandes extensiones de territorio, principalmente en las zonas de frontera, por ello es importante llevar a cabo coordinaciones que permitan una utilización armoniosa del espectro.

Cada 4 años se reúnen en Ginebra Suiza por un mes, las máximas autoridades en radiocomunicaciones de más de 193 países de América, Europa, Asia, Rusia, China, la India, África y los Países árabes, en lo que se conoce como la Conferencia Mundial de Radiocomunicaciones (CMR), en dicha conferencia se analiza en consenso cómo se va a atribuir el espectro radioeléctrico, es decir cómo se van a redistribuir porciones del espectro a los diferentes servicios de radiocomunicaciones, y se aceptan nuevos estándares y tecnologías. Estos consensos son importantes porque permiten que exista la armonización en el uso del espectro, y con ello aprovechar las economías de escala. Para dar un ejemplo, observemos como nuestro teléfono celular funciona correctamente en América, Europa o el resto del mundo, esto obedece a que en las CMR todos los países se han puesto de acuerdo en las bandas que serán utilizadas por el servicio de telefonía móvil celular, así un fabricante puede producir los dispositivos móviles a escala mundial con un impacto en costos bajos debido a las economías de escala que se logran.



(a) La estación de Poldhu en Cornwall Inglaterra, torres de madera de 70 metros de altura y un transmisor con potencia de 25000 vatios.



(b) Monumento en Saint Jhones, Newfoundland Canada, donde se recibió la primer comunicación interoceánica desde la estación de Pholdu.

Figura 9.3: Imágenes históricas de radiocomunicación. Fuente ([América, 2021](#))

El espectro radioeléctrico es el subconjunto de las ondas electromagnéticas comprendidas entre las frecuencias de 9 kHz y 30 GHz.

Dichas frecuencias soportan una amplia gama de aplicación para negocios, usos personales, industriales, científicos

cos, médicos y culturales, tanto públicos como privados.

No ionizante						Ionizante			
hf < 12,4 eV						hf < 12,4 eV			
Subradiofrecuencias	Radiofrecuencias	Microondas	Infrarrojos	Luz visible	Ultravioletas no ionizantes	Ultravioletas ionizantes	Rayos X	Rayos γ	Rayos cósmicos
0	30 kHz	1 GHz	300 GHz	385 THz	750 THz	3 Phz	30 PHz	3 EHz	>3000 EHz
—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
30 kHz	1 GHz	300 GHz	385 THz	750 THz	3000 THz	30 PHz	300 EHz	3000 EHz	—
∞	100 km	300 mm	1 mm	780 nm	400 nm	100 nm	10 nm	100 pm	< 0,1 pm
—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
100 km	300 mm	1 mm	780 nm	400 nm	100 nm	10 nm	1 pm	0,1 pm	—

N	Banda	f	λ	Aplicaciones
11	EHF Extremely high frequencies	300 GHz 30 GHz	1 mm 10 mm	Comunicaciones diversas. Radar de navegación.
10	SHF Super high frequencies	30 GHz 3 GHz	10 mm 100 mm	Radar, radio, satélite. Usos industriales. Fisioterapia.
9	UHF Ultra high frequencies	3 GHz 300 MHz	100 mm 1 m	Horno microondas. Usos industriales y médicos. Fisioterapia. TV.
8	VHF Very high frequencies	300 MHz 30 MHz	1 m 10 m	Radio FM, TV.
7	HF High frequencies	30 MHz 3 MHz	10 m 100 m	Soldadura plásticos. Diatermia. Radio OC.
6	MF Medium frequencies	3 MHz 300 kHz	100 m 1 Km	Radio AM.
5	LF Low frequencies	300 kHz 30 KHz	1 Km 10 Km	Calentamiento por inducción.
—	ELF Extremely low frequencies	30 KHz 0 Hz	10 Km ∞	Ultrasonidos. Técnicas de audio. Transporte energía eléctrica.

N determina la anchura de cada banda entre $0,3 \cdot 10^N - 3 \cdot 10^N$ Hz
(Internacional Telecommunication Union - ITU)

Figura 9.4: Espectro de frecuencias, Referencia (Mestre Rovira, s.f.)

9.3. Transceptor

9.3.1. Un sistema simple de radio

La Figura 9.5 muestra un sistema de comunicación por radio de Onda Continua (en inglés Continuous Wave, CW) que comprende un transmisor y un receptor para usar con señales de onda continua (CW). La comunicación se logra simplemente activando o desactivando la señal de radiofrecuencia. La codificación se puede lograr interrumpiendo el suministro a la etapa del amplificador de potencia o incluso a la etapa del oscilador; sin embargo, normalmente se aplica dentro de la etapa del conductor que opera a un nivel de potencia más modesto. La codificación de la etapa del oscilador generalmente da como resultado una estabilidad de frecuencia deteriorada. Por otro lado, intentar interrumpir las corrientes y/o voltajes apreciables que aparecen en la etapa del amplificador de potencia también puede resultar algo problemático.

La forma más simple de receptor CW consiste en nada más que un amplificador de radiofrecuencia (que proporciona ganancia y selectividad) seguido de un detector y un amplificador de audio. La etapa del detector mezcla una señal de radiofrecuencia generada localmente producida por el oscilador de frecuencia de latido (BFO) con la señal entrante para producir una señal que se encuentra dentro del rango de frecuencia de audio (típicamente entre 300 Hz y 3.4 kHz).

Como ejemplo, suponga que la señal entrante está a una frecuencia de 100 kHz y que el BFO está produciendo una señal a 99 kHz. Aparecerá una señal en la diferencia entre estas dos frecuencias (1 kHz) en la salida de la etapa del detector. Esto se amplificará dentro de la etapa de audio antes de ser alimentado al altavoz.

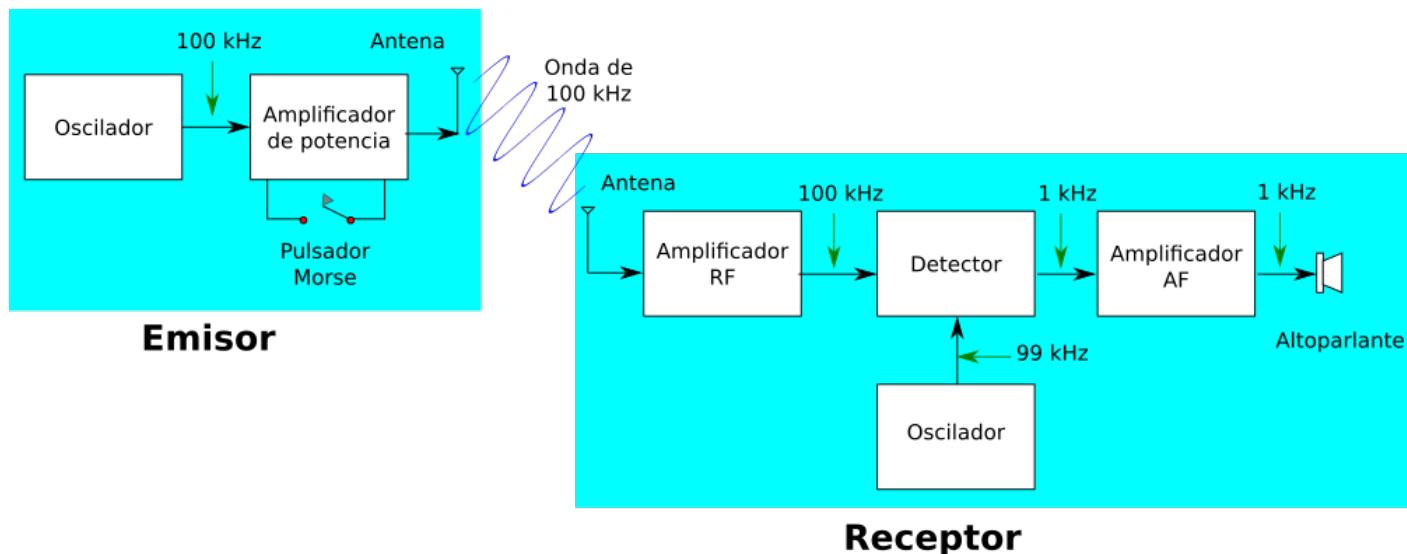


Figura 9.5: Sistema simple de radio para comunicación, adaptado de (Tooley y Wyatt, 2017a)

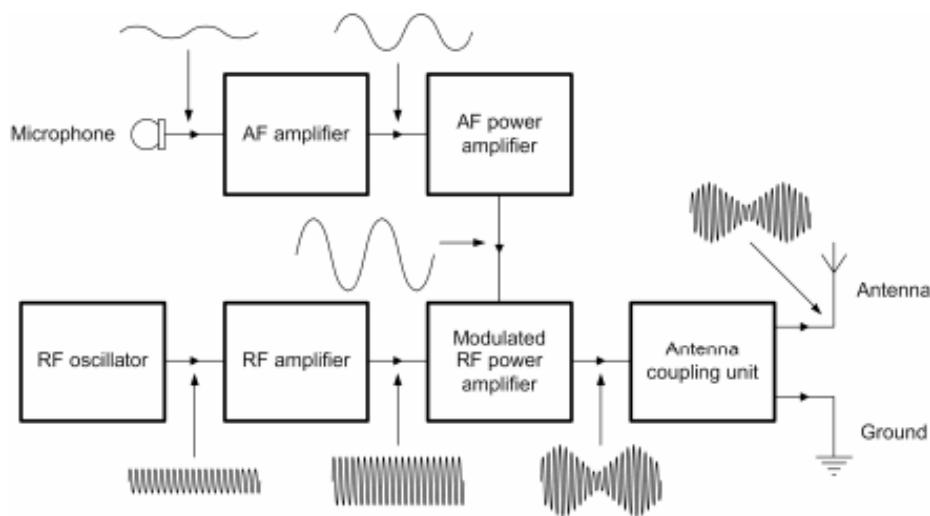


Figura 9.6: Transmisor AM con alta modulación, Fuente: (Tooley y Wyatt, 2017a).

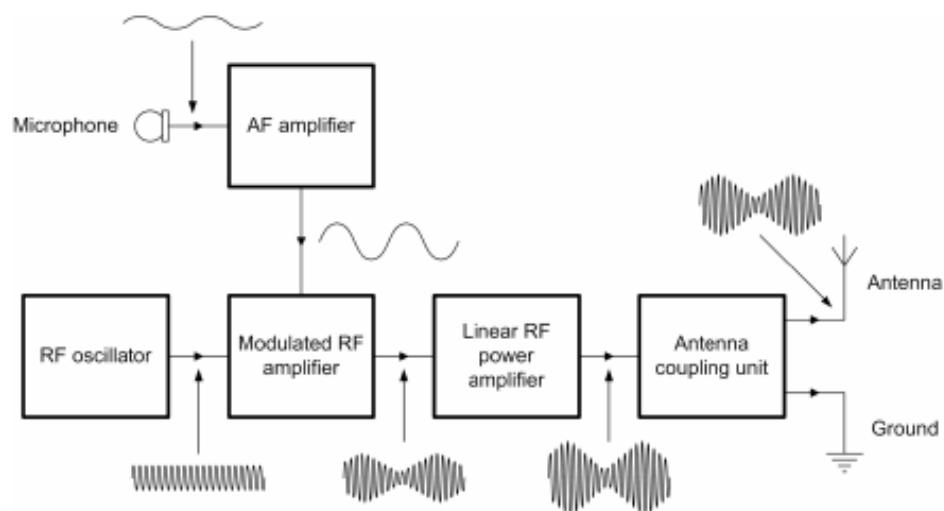


Figura 9.7: Transmisor AM con baja modulación, Fuente: (Tooley y Wyatt, 2017a).

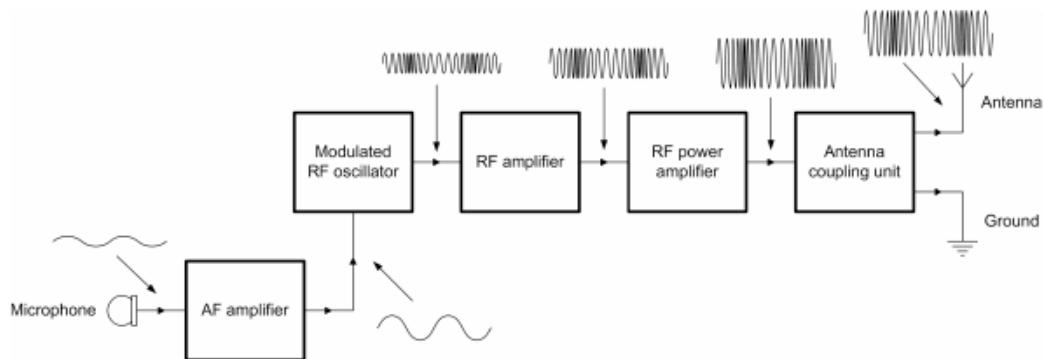


Figura 9.8: Transmisor FM, Fuente: ([Tooley y Wyatt, 2017a](#)).

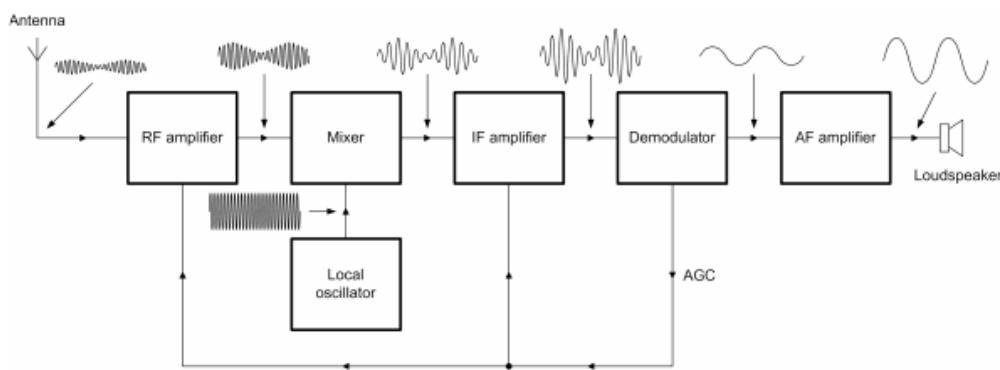


Figura 9.9: Receptor superheterodino: ([Tooley y Wyatt, 2017a](#)).

9.3.2. Transmisor

9.3.3. Receptor

9.3.4. Equipos integrados

Usualmente los equipos de comunicación por radio integran en uno solo a al transmisor y al receptor, lo cual se suele denominar transceptor.

Al principio se empleaban bandas de frecuencias LF y MF debido a que los equipos disponibles no podían operar en mayores frecuencias. Luego aparecieron los equipos HF con rango de frecuencias entre 2 y 30 MHz, potencias entre 80 a 200 W, y antenas largas empleándose usualmente cables que unían el estabilizador vertical con la parte delantera del fuselaje. Como permitían mantener comunicaciones de hasta 2000 millas náuticas se emplearon en aeronaves que recorrieran grandes distancias.

Actualmente las aeronaves de corto alcance emplean el rango de VHF o UHF, aunque con el inconveniente de que su alcance es reducido debido al tipo de onda de radio, ver página ???. Con VHF se alcanzan distancias

máximas de 250 nm y frecuencias de emisión entre 118 y 137 MHz, con potencias entre 5 y 25 W.

9.3.5. Otros sistemas de comunicaciones

En estos últimos tiempos han aparecido nuevos sistemas de comunicaciones, entre ellos se tienen a las comunicaciones por satélite (SATCOM), los sistemas SELCAL, etc.

9.4. Otros equipos del sistema de radio

Se emplean otros equipos adicionales como ser auriculares y micrófono para facilitar la comunicación entre la tripulación y el equipo de tierra, ya sea en control de tránsito como mecánicos.

Otros equipos necesarios son cajas de control de radio, antenas, cajas de audio, amplificador. Éste último se emplea para aumentar la potencia de transmisión.

9.4.1. Caja de control

Permite seleccionar diversas funciones del equipo, han evolucionado desde los controles manuales a los digitales que mediante software permiten al usuario modificar a su gusto diversas operaciones, permitiendo seleccionar canales, frecuencias fijas de emisión, comunicaciones en “Have Quick” (HQ), enlaces tipo “Data Link” (DL), comunicaciones seguras “Secure Voice” (SV), etc.

9.4.2. Antena

Se emplea usualmente la denominada Marconi o de lambda cuartos. Su longitud es un poco más corta que la cuarta parte de la longitud de onda.

Tabla 9.1: Dimensiones antena lambda cuartos, adaptado de ([Martínez Rueda, 2006](#))

Radio	Frecuencia [MHz]	Longitud onda [m]	Longitud antena [cm]
HF	2	150	3750
	30	10	250
VHF	118	2,5	63
	152	2	5
UHF	231	1,3	32
	399	0,75	19

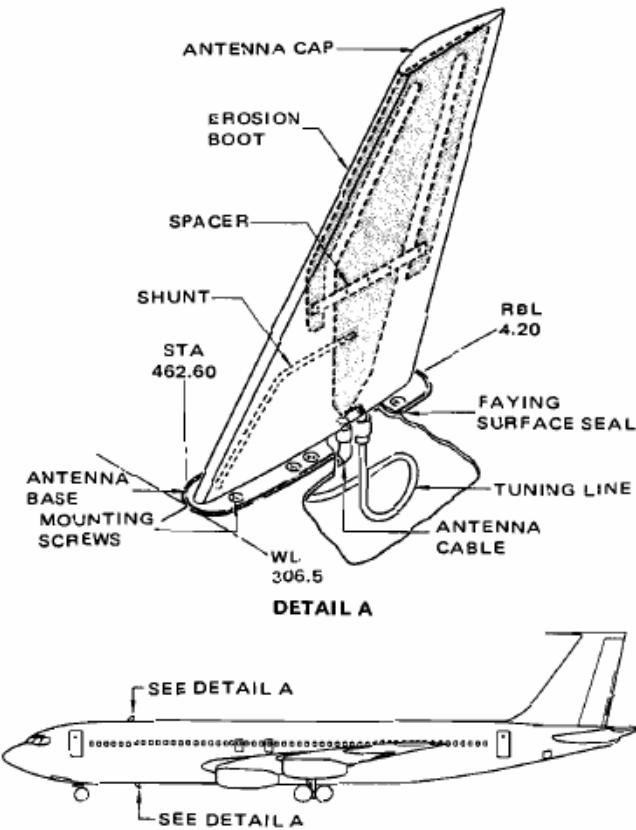


Figura 9.10: Antena de VHF en una aeronave, Fuente: ([Eismin, 1994](#)).



Figura 9.11: Antena de HF en una aeronave, Fuente: ([Tooley y Wyatt, 2017a](#)).

Para los casos de la Tabla 9.1 se observa que para cada tipo de señal se tiene un rango de longitudes de antena, por lo cual se termina eligiéndose una longitud intermedia para poder barrer todo el margen de frecuencias sin mayores pérdidas.

9.4.3. Caja de audio

Es un equipo electrónico embarcado cuya misión es controlar el volumen de sonido proporcionado a los tripulantes de los distintos sistemas de navegación y comunicaciones. Se encuentra integrado por una serie de circuitos amplificadores transistorizados que tratan las señales recibidas de los diferentes sistemas. La operación se realiza por medio de dos canales conmutables de amplificación normal y de emergencia.

En el frente del equipo se tienen varios botones pulsadores asociados con algunos potenciómetros, los cuales controlan de forma constante el volumen de audio de los receptores y del sistema de intercomunicación de a bordo. De la misma forma se controla la modulación de los transmisores asociados a los receptores y al intercomunicador de a bordo.

Es posible utilizar varios canales de transmisión simultáneamente.

Los dos sistemas, intercomunicadores e interfonos, se controlan con la caja de audio, que permite subir o bajar el volumen según las condiciones sonoras existentes.

9.5. Sistemas avanzados

9.5.1. Sistema CAMU

La Unidad de Gestión de Comunicaciones y Audio, en inglés Communications and Audio Management Unit (CAMU), consiste en una computadora que controla las comunicaciones de la aeronave.

Como corazón de las comunicaciones gestiona el camino de comandos de audio, enlaces entre cabina y los diferentes componentes del sistema, produce los mensajes de voz y los “warnings”, y proporciona alternativas a los fallos de los componentes del sistema. Una de sus funciones principales consiste en acondicionar las señales de audio, mezclar, comparar y amplificar con patrones. Se emplean tres técnicas para el acondicionamiento:

- **Noise Alleviation Measures (NAM)**, asegura la inteligibilidad del audio y minimiza la fatiga auditiva de los tripulantes.
- **Voice Operated Gain Adjustable Device (VOGAD)**, mantiene la señal del micrófono de forma automática y continua sobre el nivel de ruido.
- **Voice Operated Switch (VOS)**, asegura el cierre de la línea del micro cuando éste no está en uso.

El equipo está compuesto por varios módulos:

- Un procesador
- Dos módulos de comunicaciones y audio
- Dos módulos generadores de audio de alerta
- Un módulo de conmutación y filtrado de audio
- Un módulo de reconocimiento de voz
- Un módulo terminal para el bus de datos externo

El sistema de comunicaciones se compone de dos radios, una de ellas junto con el CAMU son alimentadas por CC de baterías, para poder establecer comunicaciones antes de conectar la APU o GPU.

9.5.2. Sistema DVI

El Sistema de Entrada Directa por Voz, en inglés Direct Voice Input (DVI), permite al piloto manejar con un procedimiento alternativo la cabina y los sistemas de la aeronave. El sistema forma parte del CAMU como un subconjunto funcional interior.

El sistema consiste en un módulo reconocedor de sonidos que enlaza algunos buses de datos con los controles y pantallas de cabina. Su principio se basa en el reconocimiento de sonidos en lugar de palabras, para mejorar la identificación y comprensión de la pronunciación de cada persona en particular, el sistema permite cargar unas plantillas personalizadas que se pueden descargar en la aeronave por medio del Módulo Portable de Datos, en inglés Portable Data Store (PDS).

No es empleado en controles que impliquen funciones que afecten a la seguridad, por ejemplo bajar el tren de aterrizaje.

Para habilitar el sistema el piloto presiona un control y da la orden verbal al sistema terminando con una orden ejecutiva, usualmente un GO!. Al dejar de presionar el control el sistema deja de recibir la información.

El sistema presenta en pantalla la orden dada por el piloto y genera una señal audible para que lo escuche el piloto. Al detectar la orden ejecutiva se muestra su ejecución parpadeando unos segundos en pantalla.

El vocabulario empleado se limita a una centena de palabras.

El DVI es capaz de responder por voz a la pregunta que haya efectuado el piloto.

9.5.3. Sistema MIDS

El Sistema Multifunción de Distribución de Información, en inglés Multifunctional Information Distribution System (MIDS), es un sistema de tipo digital de gran capacidad con flexibilidad y seguridad en el intercambio de información en tiempo real.

Se utiliza en aeronaves de combate y proporciona el enlace de datos a la red de información estandarizada Link 16 de la OTAN. Cada integrante de la red posee un número de identificación que permite diferenciarlo del resto, y puede intercambiar información con los demás respecto a su posición, estado, amenazas, zonas seguras, etc. También se permite ordenar movimientos dentro del escenario de combate y asignar misiones a sus integrantes.

El sistema de transmisión de datos digital MIDS (Multifunctional Information Distribution System) que sirve para intercambiar informaciones tácticas (como por ejemplo trayectorias de vuelo, objetivos, posición, estatus y órdenes) entre diferentes unidades o plataformas militares en misiones conjuntas o combinadas.

Folleto de MIDS

Viasat MIDS Link 16

Link 16

Está conformado por los siguientes equipos:

- MIDS LVT, en inglés Low Volume Terminal (LVT), interfaz de la red.
- MIDS MIU, en inglés Mids Interface Unit (MIU), recibe los mensajes y genera los datos de comando. Gestiona las transmisiones LVT a la red, enviando los datos del MIDS al sistema de aviónica y de cabina.
- Antena interior en banda D
- Antena combinada en la deriva

Las funciones del MIDS son:

- Participación en la red
- Gestión de trayectorias e intercambio de la información táctica
- Gestión de mando y control
- Suministro de métodos de transmisión segura de la voz
- Definición y envío de mensajes alfanuméricicos de texto
- Gestión de funciones Air to Air (A/A) y Air to Surface (A/S) del Tactical Air Navigation System (TACAN)

Acrónimos

3D Latitud Longitud y Altitud

A/A Air to Air

A/S Air to Surface

ADAHRS Air Data and Attitude Heading Reference System

ADC Air Data Computer

ADF Buscador Automático de Dirección, Automatic Direction Finder

ADI Attitude Director Indicator

ADPCM Modulación por codificación de impulsos diferencial adaptativa, Adaptive Differential Pulse Code Modulation

AFCS Automatic Flight Control System

AGL Above Ground Level

AHRS Attitude and Heading Reference Systems

AI Attitude Indicator

AIDS Aircraft Integrated Data System

AM Amplitud Modulada

ANAC Agencia Nacional de Aviación Civil

ARINC Aeronautical Radio INCorporated

ASI Air Speed Indicator

ASK Modulación Digital por cambio de Amplitud, Amplitud Shift Keying

ATC Air Traffic Control. El Control del Tráfico Aéreo, es un servicio proporcionado por controladores situados en tierra, que guían a las aeronaves en los espacios aéreos controlados y ofrecen información y apoyo a los pilotos en los Espacios Aéreos No Controlados. Tiene como objetivos proporcionar seguridad, orden y eficiencia al tráfico aéreo.

ATSU Air Traffic Services Unit

Bit BInary Digit. Es una expresión inglesa que significa “dígito binario”. El concepto se utiliza en la informática para nombrar a una unidad de medida de información que equivale a la selección entre dos alternativas que tienen el mismo grado de probabilidad. Un bit puede tener valor cero o uno.

CAMU Communications and Audio Management Unit

CDFA Continuous Descent Final Approach. OACI. Doc 8168. Procedures for air navigation services. Aircraft Operations. Volume I - Flight Procedures Sixth Edition, 2018. A technique, consistent with stabilized approach procedures, for flying the final approach segment of a non-precision instrument approach procedure as a continuous descent, without level-off, from an altitude/height at or above the final approach fix altitude/height to a point approximately 15 m (50 ft) above the landing runway threshold or the point where the flare manoeuvre should begin for the type of aircraft flown.

CDU Control Display Unit

CFDS Centralised Fault Display System

CFR Code of Federal Regulations

CRT Cathode Ray Tube

DMC Display Management Computers

DME Display Measuring Equipment

DPCM Modulación de Pulsos Codificados Diferenciales, Differential Pulse Code Modulation

DVI Direct Voice Input

ECAM Electronic Centralized Aircraft Monitor

EFIS Electronic Flight Instrument System

EFVS Enhanced Flight Vision Systems

EGT Exhaust Gas Temperature

EICAS Engine Indication Crew Alerting System

EIS Electronic Instrument System

EWD Engine Warning Display

FDS Flight Director System

FM Frecuencia Modulada

FMC Flight Management Computer

FMGS Flight Management Guidance System

FMS Flight Management System

FSK Modulación Digital por cambio de Frecuencia, Frequency Shift Keying

FWC Flight Warning Computer

GNSS Global Navigation Satellite System

GPS Global Positioning Satellite o Global Positioning System

GRI Group Repetition Interval.

HI Heading Indicator

HSI Horizontal Situation Indicator

HUD Head-Up Display

IFR Instrument Flight Rules

ILS Instrument Landing System

IMU Inertial Measurement Unit

INS Inertial Navigation System

LCD Liquid Crystal Display

LRU Line Replaceable Unit. Una LRU es una pieza de hardware que se puede cambiar por una pieza de repuesto en un tiempo relativamente corto abriendo y cerrando sujetadores y conectores. El término LRU se emplea en aviónica pero también en hardware ATC. Ejemplos de esto son FMC, transpondedor, etc. Cuando se tiene un sistema de aviónica complejo se suele terminar con una gran variedad de LRUs, las cuales tienen una función muy específica. Como desventaja, para poder reemplazar rápidamente las piezas defectuosas, el personal de mantenimiento necesita un gran stock de repuestos.

LVT Low Volume Terminal

MCDU Multi Control Display Unit

MEMS MicroElectroMechanical Systems

MF Frecuencias Medias, Medium Frequency

MFD Multi-Function Display**MIDS** Multifunctional Information Distribution System**MIU** Mids Interface Unit**NAM** Noise Alleviation Measures**ND** Navigation Display**NDB** Baliza No Direccional, Non-Directional Beacon**NPA** Non-precision approach**OLED** Organic Light-Emitting Diode**PAM** Modulación de Pulses en Amplitud, Pulse-Amplitude Modulation**PCM** Modulación de Pulses Codificados, Pulse Code Modulation**PDS** Portable Data Store**PFD** Primary Flight Display**PM** Fase Modulada, Phase Modulation**PPM** Modulación de Pulses de Posición, Pulse Position Modulation**PSK** Modulación Digital por cambio de Fase, Phase Shift Keying**PWM** Modulación por Ancho de Pulso, Pulse Wide Modulation**RAAC** Regulaciones Argentinas de Aviación Civil**RAF** Royal Air Force**RBI** Relative Bearing Indicator**RF** Radio Frequency**RMI** Radio Magnetic Indicator**SD** System Display**SDAC** System Data Acquisition Concentrator**SID** Standard Instrument Departure**STAR** Standard Terminal Arrival Route**STARS** Standard Terminal Automation Replacement System

TACAN Tactical Air Navigation System

TC Turn Coordinator

UTM Universal Transverse Mercator

VFR Visual Flight Rules

VNAV Vertical NAVigation

VOGAD Voice Operated Gain Adjustable Device

VOR VHF Omnidirectional Range and Ranging

VOS Voice Operated Switch

VSI Vertical Speed Indicator

Referencias

- SENASA, A. (s.f.). *Módulo 4: Circulación aérea unidad 1: Fundamentos y procedimientos.*
- Academics, F. (2018). *Aviation maintenance technician handbook: Airframe, volume 2: Faa-h-8083-31a, volume 2.* Aviation Supplies & Academics, Incorporated. Descargado de https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/media/amt_airframe_hb_vol_2.pdf
- América, T. (2021, Aug). *¿Qué es el Espectro Radioeléctrico?* Descargado de <https://www.tesamerica.com/que-es-el-espectro-radioelectrico> ([Online; accessed 4. Aug. 2021])
- Apostolyuk, V. (2007, 08). Theory and design of micromechanical vibratory gyroscopes. En (Vol. 1, p. 173-195). Descargado de https://www.researchgate.net/publication/226465352_Theory_and_Design_of_Micromechanical_Vibratory_Gyroscopes doi: 10.1007/0-387-25786-1_6
- Asociación internacional de ergonomía (iea). (s.f.). Descargado de <https://www.iea.cc/whats/>
- Boeing. (s.f.). *Gentileza boeing.* Descargado de <https://certificacionaeronauticasite.wordpress.com/2017/06/16/certificacion-aeronautica/>
- Bonelli, S., y Napoletano, L. (2011). Flying with complexity ; bringing touch screens into the cockpit.. Descargado de <https://pdfs.semanticscholar.org/3a76/d77fa2e8346e53935ed05df6cb1946fb9619.pdf>
- Collinson, R. (2011). *Introduction to avionics systems* (Third ed.). Springer Dordrecht Heidelberg London New York.
- Divisions, A. R. C. J. . B., y Guard, U. S. C. (1962). *The loran-c system of navigation.* prepared for U.S. Coast Guard by Jansky & Bailey [a division of Atlantic Research Corporation].
- Eismin, T. (1994). *Aircraft electricity and electronics.* Glencoe.
- Ergonomía física. (s.f.). Wikipedia. Descargado de https://es.wikipedia.org/wiki/Ergonom%C3%ADA#Ergonom%C3%ADA_f%C3%ADsica
- Frodyma, P., y Waldmann, B. (2010, November). *Arinc 429 specification tutorial.* AIM GmbH, Germany. (v2.1)
- IMA. (2020). IMA. Descargado de <https://www.imamagnets.com/blog/que-son-ondas-electromagneticas/>
- Indicador de dirección (df direction finder y adf automatic direction finder). (s.f.). El vuelo de la Gran

Avutarda. Descargado de <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2019/09/indicador-de-direccion-df-direction.html>

Itier, J. (2007). *A380 integrated modular avionics*. Descargado de http://www.artist-embedded.org/docs/Events/2007/IMA/Slides/ARTIST2_IMA_Itier.pdf

José, S. H. D. (s.f.). *Automatic direction finder - adf (esquema)* (U. P. de Catalunya, Ed.). (<http://nacc.upc.es/adf/index.html>)

Lim, Y., Gardi, A., Sabatini, R., Ramasamy, S., Kistan, T., Ezer, N., ... Bolia, R. S. (2018). Avionics human-machine interfaces and interactions for manned and unmanned aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 102, 1-46.

Long, J. (2000, 07). Cognitive ergonomics - past, present, future: 10 lessons learned (10 lessons remaining). *Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting*, 44, 557-560.

Loran-c user handbook. (1992). US Department of Transportation, United States Coast Guard. Descargado de <https://www.loran.org/otherarchives/1992%20Loran-C%20User%20Handbook%20-%20USCG.pdf>

Loran-history.info website. (s.f.). (<http://www.loran-history.info/>)

Magnetic North, Geomagnetic and Magnetic Poles. (2020, Jan). Descargado de <http://wdc.kugi.kyoto-u.ac.jp/poles/polesexp.html#Fig1>

Martínez Rueda, J. (2006). *Sistemas eléctricos y electrónicos de las aeronaves*. Thomson-Paraninfo.

McKay, G. (2010, March). *Six pack – the primary flight instruments*. Descargado de <https://learntofly.ca/six-pack-primary-flight-instruments/>

Mestre Rovira, J. (s.f.). *Ntp 234: Exposición a radiofrecuencias y microondas (i). evaluación*. Instituto Nacional de Seguridad e Higiene en el Trabajo. Descargado de https://www.insst.es/documents/94886/327166/ntp_234.pdf/528209f8-f019-4027-8005-3162e4b17100?version=1.0&t=1528464318725

Miller, K., y Erdos, D. (2021, Jan). The Dawn of MEMS Sensors for Directional Drilling. *JPT*. Descargado de <https://jpt.spe.org/dawn-mems-sensors-directional-drilling>

Moir, I., Seabridge, A., y Jukes, M. (2013). *Civil avionics systems* (2.^a ed.). Wiley.

Mumaw, R., Feary, M., Fucke, L., Stewart, M., Ritprasert, R., Popovici, A., y Deshmukh, R. (2018, 03). *Managing complex airplane system failures through a structured assessment of airplane capabilities*.

NASA/TM—2018-219775.

- OACI. (2018). *Anexo 14 al Convenio sobre aviación civil internacional: aeródromos. Volumen 1, Diseño y operaciones de aeródromos*. Organización de Aviación Civil Internacional.
- Pallett, E. (1992). *Aircraft instruments and integrated systems*. Longman.
- PilotFLs review*. (2011). Team-BHP. Boeing 777 - PilotFLs Review. Descargado de <https://www.team-bhp.com/forum/commercial-vehicles/175938-boeing-777-pilots-review.html>
- Prevot, S., y Goodwin, I. (s.f.). *Radar altimeter systems, correct maintenance practices*. Descargado de https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKEwiprPe6zPHqAhVDILkGHUsdDyMQFjAAegQIBB&url=https%3A%2Fwww.airbus.com%2Fcontent%2Fdam%2Fcorporate-topics%2Fpublications%2Ffast%2FFast_49.pdf&usg=A0vVaw0_0-suku2CUYlwhd2al17W
- Royal air force historical society, journal 37. (2006). Descargado de <https://www.rafmuseum.org.uk/documents/research/RAF-Historical-Society-Journals/Journal-37-Seminar-Flight%20Safety.pdf>
- Salazar Hernández Dagoberto, J. (2008). *Navegación aérea, cartografía y cosmografía* (6ta ed.; U. P. de Catalunya, Ed.). (<http://atenea.upc.edu>)
- Sanders, M., y McCormick, E. (1993). *Human factors in engineering and design*. McGraw-Hill.
- Shubham, S., y Devendra, J. (2017, February). Design review of aircraft cockpit for aesthetic and ergonomic considerations. *International Journal of Science and Research (IJSR)*, 6, 39-45. Descargado de https://www.ijsr.net/search_index_results_paperid.php?id=ART2017582
- Tooley, M. (2013). *Aircraft digital electronic and computer systems*, 2nd ed. Taylor & Francis.
- Tooley, M., y Wyatt, D. (2017a). *Aircraft communications and navigation systems* (2nd edition ed.). CRC Press.
- Tooley, M., y Wyatt, D. (2017b). *Aircraft communications and navigation systems*, 2nd ed. CRC Press.
- van der Veer, G. C. (2008). Cognitive ergonomics in interface design - discussion of a moving science. *Journal of Universal Computer Science*, 14(16), 2614-2629. Descargado de <https://pdfs.semanticscholar.org/ea75/ca4d902bc5089c8542751e7ed03c97c13197.pdf>
- Waldmann, B. (2019, July). *MIL-STD-1553. Specification Tutorial*. AIM GmbH. Descargado de <https://www.aim-online.com/products-overview/tutorials/mil-std-1553-tutorial/> (V2.4)

Wikipedia. (s.f.). *Wikipedia. la enciclopedia libre (español)*. (<http://es.wikipedia.org>)

Wilkins, D. (2006, July). *Flight deck of a boeing 747-400*. Information —Description=Flight deck of a Boeing 747-400 —Source=[<http://www.flickr.com/photos/8234210@N07/493581445/> Cockpit] * Uploaded by Altair78 —Date=2006-07-15 03:33 —Author=[<http://www.flickr.com/people/8234210@N07> Darryl Wilki. Descargado de https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Boeing_747-400_cockpit.jpg

Yavuz, M. (2014, septiembre). Linear, Circular and Elliptical Polarization Animation in a Single Shot. *Pinterest*. Descargado de <https://ar.pinterest.com/pin/354940014355760560>

Apéndices

