

Conocimientos aeronáuticos para el Piloto Militar.

Instructivo de aeronavegación de la Escuela Militar de Aviación
"Marco Fidel Suárez"

Volumen II



EMAVI
SELLO EDITORIAL

Catalogación en la publicación - Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez”

Conocimientos aeronáuticos para el Piloto Militar: Volumen II - Instructivo de aeronavegación de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez”

Conocimientos aeronáuticos para el piloto militar: Volumen II - Instructivo de aeronavegación de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” / Falla Rubiano, Andrea... [y otros 4]; -Santiago de Cali: Sello Editorial Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez”, EMAVI, 2024.

218 páginas.; ilustraciones col, cuadros, gráficos; 17x24 cm.

Incluye bibliografía al final del cada capítulo

ISBN: 978-628-96090-6-6

ISBN (digital): 978-628-96090-8-0

Volumen II

1. Sistema de combustible – Colombia 2. Sistema de Inducción – Colombia – 3. Planta motriz

I. Escobar Nieto, Luis Fernando (autor), II. Falla Rubiano, Andrea (autor), III. Fonseca Pacheco, Cesar Augusto (autor), IV. Mesa Herrera, Miguel Ángel (autor), V. Peraza Salazar, Juan Sebastián (autor), VI. Colombia. Fuerza Aeroespacial Colombiana. Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” (EMAVI).

358.41509861-dc 21.

UG 639.F35 2024 LC

Catálogo SIBFA 991329314907231

©Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” (EMAVI)

©EMAVI Sello Editorial

©Varios autores

Dirección

CR. Oscar Mauricio Gómez Muñoz

Subdirección

CR. Fabián Andrés Salazar Ospina
Escuela de Formación y Jefe de Estado Mayor

Comando Grupo Académico

TC. Kenny Leonardo Moreno Delgado

Jefe Sección Investigación y Jefe Sello Editorial

MY. Héctor Fabio Calvo Valencia

1ra. Edición: 100 ejemplares
Santiago de Cali, Valle del Cauca, 2024

Sección Investigación EMAVI

Carrera 8 # 58-67 (La Base) Cali-Colombia
Teléfono: +57 (2) 488 1000, Ext. 68841

Contenido relacionado

[https://www.emavi.edu.co/es/investigacion/
editorial-emavi](https://www.emavi.edu.co/es/investigacion/editorial-emavi)

Apoyo Gestión de Publicaciones Científicas

PS. Diana María Mosquera Taramuel
diana.mosquerat@emavi.edu.co

Corrección de Estilo:

Raúl Eduardo Chacón Hernández

Diseño y Diagramación Editorial:

Chako Hdnz

Publicado en Colombia–Published in Colombia

Contenido relacionado

<https://www.emavi.edu.co/es/investigacion/editorial-emavi>

Las instituciones editoras de esta obra no se hacen responsable de las ideas expuestas bajo su nombre, las ideas publicadas, los modelos teóricos expuestos o los nombres aludidos por los autores. El contenido publicado es responsabilidad exclusiva de los autores, no refleja la opinión de las directivas, el pensamiento institucional de las Universidades editoras, ni genera responsabilidad frente a terceros en caso de omisiones o errores.

El Sello Editorial de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” se adhiere a la filosofía de acceso abierto. Este libro está licenciado bajo los términos de la Atribución 4.0 de Creative Commons, que permite el uso, el intercambio, adaptación, distribución y reproducción en cualquier medio o formato, siempre y cuando se dé crédito al autor o autores originales y a la fuente.

Conocimientos aeronáuticos para el Piloto Militar.

**Instructivo de aeronavegación de la
Escuela Militar de Aviación
"Marco Fidel Suárez"**

Volumen II.

Autores:

Luis Fernando Escobar Nieto
Andrea Falla Rubiano
Cesar Augusto Fonseca Pacheco
Miguel Ángel Mesa Herrera
Juan Sebastián Peraza Salazar



**FUERZA AEROSPAZIAL
COLOMBIANA**



EMAVI
SELLO EDITORIAL

Tabla de contenido

1. Sistemas del Avión

Introducción.....	12
Planta Motriz.....	13
Motores Recíprocos.....	14
Tipos de motor recíproco.....	14
Actuaciones del motor recíproco de cuatro tiempos.....	16
Actuaciones del motor recíproco de dos tiempos.....	19
Actuaciones del motor recíproco rotativo.....	19
Actuaciones del motor de compresión Diesel.....	20
Motores de turbina.....	20
Sistema de Inducción.....	21
Sistema de inducción de carburador.....	21
Congelamiento del carburador.....	24
Sistemas de inyección de combustible.....	25
Bomba de combustible.....	26
Unidad de control.....	26
Múltiple de combustible.....	27
Inyectores de combustible.....	27
Sistema de inducción forzada.....	27
Supercargados o sobrealimentados.....	28
Turbocargados.....	28
Full Authority Digital Engine Control – FADEC.....	30
Sistema de Combustible.....	31
Tanques de almacenamiento.....	32
Bombas de transferencia.....	33
Bombas de presión mecánicas.....	33
Válvulas de combustible.....	34
Filtros.....	36
Medidores de cantidad de combustible.....	36
Sensores de nivel de Combustible.....	36
Cebado de combustible (Primer).....	37

Sistema de Ignición.....	38
Sistema de magnetos de alta tensión.....	38
Circuito magnético.....	39
Circuito eléctrico primario.....	39
Circuito eléctrico secundario.....	40
Sistema de Lubricación.....	42
Sistemas de lubricación de cárter seco.....	43
Tanques.....	44
Bombas de presión y succión.....	44
Filtro.....	45
Válvula reguladora de presión.....	45
Indicador de presión de aceite.....	46
Indicador de temperatura de aceite.....	46
Radiador o enfriador.....	46
Sistema de Refrigeración.....	48
Sistema de Escape.....	50
Sistema de Encendido.....	52
Sistema Eléctrico.....	54
Fuentes generadoras de energía.....	54
Corriente directa – DC.....	54
Distribución primaria.....	57
Unidad transformadora y rectificadora (TRU).....	59
Controladores de Estado Sólido.....	61
Indicadores de voltaje y amperaje.....	61
Sistema Hidráulico.....	61
Componentes básicos de un sistema hidráulico.....	62
Reservorios.....	63
Filtros.....	63
Bombas de presión.....	63
Válvulas.....	64
Sistema Impulsor – Hélices.....	68
Principios de operación.....	69
Fuerza centrífuga.....	71
Torsión Centrífuga.....	71
Torsión Aerodinámica	71
Flexión por torque.....	71

Flexión por empuje.....	71
Producción de empuje.....	71
Tipos de hélices.....	72
Hélice de paso fijo.....	73
Hélices de paso variable en tierra.....	74
Hélice de paso controlable.....	74
Hélice de velocidad constante.....	74
Hélices embanderables.....	75
Hélices reversibles.....	76
Gobernador de la hélice.....	76
Operación del gobernador.....	77
Operación del embanderamiento.....	78
Sistemas Miceláneos.....	80
Sistema de protección contra hielo y lluvia.....	80
Clases de hielo y sus efectos.....	81
Sistema de detección de hielo.....	82
Sistema antihielo.....	83
Sistema de deshielo.....	85
Sistema antihielo en el parabrisas.....	86
Sistema de presurización de cabina.....	90
Sistema de protección contra fuego.....	92
Sección de entrada de aire.....	95
Sección de accesorios.....	96
Sección de compresión.....	96
Sección de combustión.....	100
Sección de turbina.....	102
Sección de escape.....	102
Motores turbohélice.....	104
Motores turboeje.....	105
Motor turborreactor (Turbojet).....	105
Motor turbofán.....	106
Instrumentos de indicación en los motores de turbina.....	108
Motores cohete.....	108
Propulsión térmica y eléctrica.....	109
Referencias.....	111

2. Navegación Básica

Introducción.....	118
La Tierra.....	119
Forma de la tierra.....	119
Sistemas de coordenadas geográficas.....	124
Campo magnético de la tierra.....	126
Cartografía.....	130
Proyecciones cartográficas.....	133
Desarrollo cónico simple.....	138
Desarrollo cónico secante.....	139
Desarrollo cilíndrico.....	139
Cartografía aeronáutica.....	142
Información básica.....	145
Información de relieve.....	147
Figura de elevación máxima - MEF.....	149
Información hidrográfica.....	151
Información aeronáutica.....	152
Introducción a la navegación.....	153
Concepto e historia de la navegación.....	153
Tipos de navegación.....	154
Método de navegación.....	154
Navegación autónoma.....	156
Navegación de área – RNAV.....	156
Horas Operacionales.....	156
Hora legal y hora oficial.....	158
Navegación Visual y A la estima.....	158
Ubicación de Coordenadas en la Carta.....	159
Navegación visual – <i>Pilotage</i>	161
Planeamiento de la navegación.....	163
Información necesaria para el planeamiento de la ruta.....	166
Información del aeródromo.....	166
Información meteorológica.....	168
<i>Notice to air man – NOTAM</i>	169
Planificación de rendimiento y peso y balance.....	170
Dirección.....	171

Ejercicio.....	172
Línea rumbo o Loxodrómica.....	173
Línea Ortodrómica.....	173
Dirección real – <i>True course</i>	174
Rumbo verdadero - <i>True Heading</i>	175
Rumbo magnético – <i>Magnetic Heading</i>	177
Rumbo de brújula – <i>Compass Heading</i>	177
Ejercicio 1.....	178
Ejercicio 2.....	185
Combustible.....	185
Selección de puntos de chequeo.....	187
Computador de vuelo E6B.....	189
Ejercicio.....	193
Galones a libras de combustible.....	196
True Air Speed – TAS.....	199
Sumario.....	209
Referencias.....	210

PRESENTACIÓN

Es un orgullo para la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez”, y en especial para el Programa de Ciencias Militares Aeronáuticas, presentar este segundo volumen de los *Conocimientos Aeronáuticos para el Piloto Militar*.

Este compendio es fruto de varios proyectos de investigación en los que participó un grupo multidisciplinar de estudiantes, docentes y asesores especializados, logrando así un excelente producto académico.

Siguiendo la línea presentada en el Volumen I, nuestro objetivo es proporcionar a los estudiantes y tripulaciones conocimientos actualizados, adaptados a nuestra realidad geográfica, social y cultural. Buscamos facilitar el aprendizaje en algunos casos y promover el entrenamiento continuo en otros, siempre con el fin último de colaborar con la seguridad en las operaciones de vuelo, que es la misión principal de la Fuerza Aeroespacial Colombiana.

En este volumen, encontrará dos apartados cruciales para la formación de nuestros pilotos militares. Primero, los sistemas del avión, donde el estudiante hallará material guía para cursar estas asignaturas, así como material sugerido para profundizar en los temas.

De igual manera, se aborda la navegación básica, un tema que ha generado controversia debido al auge de las tecnologías satelitales. Sin embargo, en el seno del Programa de Ciencias Militares Aeronáuticas, seguimos considerándola de suma importancia para la formación de nuestros oficiales, ya que representa la esencia de la profesión.

Finalmente, también tenemos como objetivo incentivar a las futuras generaciones a la investigación como fuente de desarrollo del país. La colaboración entre el Estado, la Universidad, la Empresa y la Sociedad es fundamental, y la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez”, a través de sus programas de formación, tiene una oportunidad significativa de influencia que debe explorar.

Aprovechamos esta oportunidad para agradecer a todas las personas que, de una u otra manera, fueron soporte y guía, permitiendo la realización de este producto académico: la Sección de Investigación, el Grupo de Investigación en Ciencias Militares Aeronáuticas, el Semillero de Investigación, la Sección de Publicaciones, el personal de la Biblioteca, la Dirección del Programa y el Comando del Grupo Académico, entre muchos otros.



1.

Sistemas del Avión

ST. Cesar Augusto Fonseca Pacheco
<https://orcid.org/0000-0003-1349-134X>

ST. Miguel Ángel Mesa Herrera
<https://orcid.org/0000-0001-7716-7544>

OD18. Andrea Falla Rubiano
<https://orcid.org/0000-0002-4277-2143>

OD18. Luis Fernando Escobar Nieto
<https://orcid.org/0000-0001-9213-1793>

Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez”
Fuerza Aeroespacial Colombiana



INTRODUCCIÓN

El conocimiento del funcionamiento de los sistemas de la aeronave le permitirá al piloto no solo identificar posibles fallas de manera más ágil y oportuna, sino también comprender su origen y posibles consecuencias. Esto influirá en la toma de decisiones y en la seguridad de toda la operación, ya que, al detectar un funcionamiento inadecuado de un sistema, el piloto podrá anticiparse a una emergencia y evitarla. Adicionalmente, este conocimiento prolongará la vida de los componentes, ya que, al entender su funcionamiento y limitaciones, se operará la aeronave de manera técnica y profesional. También facilitará el trabajo de mantenimiento, dado que las anotaciones en el libro de vuelo serán más precisas y mejor direccionadas, lo que impactará positivamente en la eficiencia del personal técnico de mantenimiento.

En un reporte de seguridad anual de la European Union Aviation Safety Agency (EASA) del año 2020, se identificaron más de 60 eventos de seguridad relacionados con la identificación y gestión de fallas en vuelo en la aviación general y ejecutiva. Además, se registraron más de 30 eventos relacionados con el monitoreo de sistemas y cerca de 20 con la preparación de las tripulaciones y el planeamiento de vuelo (European Union Safety Agency – EASA, 2020, p. 53). Esto evidencia que la preparación de las tripulaciones y el conocimiento profundo del funcionamiento de los sistemas tienen una incidencia directa en la ocurrencia de eventos de seguridad operacional, los cuales, de no gestionarse adecuadamente, pueden derivar en un accidente.

Desde luego, los sistemas en diferentes aeronaves presentan variaciones y no todas tienen los mismos sistemas ni la misma tecnología. En este apartado se ofrece una descripción detallada de los principales sistemas que la mayoría de las aeronaves poseen. Sin embargo, es imposible cubrir la totalidad de estos y de los avances tecnológicos, por lo que se pretende brindar un conocimiento profundo que sirva como base para la comprensión de los sistemas propios de cada aeronave. Se recomienda que se realice una familiarización adicional a través del manual del operador.



PLANTA MOTRIZ

La planta motriz, o simplemente el motor, es la encargada de producir el empuje necesario para generar la sustentación en los planos, o, en el caso de los helicópteros, producir el movimiento giratorio del rotor mediante una transmisión.

Este empuje se produce en combinación con una hélice en las aeronaves de motor recíproco o turbohélice. En las aeronaves jet o turbofán, el empuje se genera al incrementar la velocidad del aire que fluye por el motor.

Los motores generalmente se dividen en tres tipos según: el fluido usado en el ciclo del motor, el método de transformación de la energía química en una fuerza de propulsión y el método de compresión del fluido utilizado en el motor (De Remer, 2018).

Tabla 1. *Tipo de motores de aviación*

MOTOR	MÉTODO DE COMPRESIÓN	FLUIDO USADO EN EL CICLO DEL MOTOR	FLUIDO USADO EN LA PROPULSIÓN
Recíproco.	Movimiento de pistones.	Mezcla de aire combustible	Aire ambiente.
Turbohélice.	Compresor mecánico.	Mezcla de aire combustible	Aire ambiente.
Turbofán.	Compresor mecánico.	Mezcla de aire combustible	Aire ambiente.
Estatorreactor.	Compresor mecánico.	Mezcla de aire combustible.	Fluido usado en el motor.
Pulsorreactor.	Compresión por combustión.	Mezcla de aire combustible.	Fluido usado en el motor.
Cohetes.	Compresión por combustión.	Mezcla de aire combustible – oxidador.	Fluido usado en el motor.

Fuente: De Remer (2018), adaptado por Escobar (2024).



Motores Recíprocos

Un motor recíproco, también conocido como motor a pistón, es un motor de combustión interna que utiliza uno o más pistones alternativos para convertir la energía química de la combustión en energía mecánica mediante un movimiento de rotación. Este motor funciona con los mismos principios que los motores que se encuentran en la mayoría de los automóviles.

La mayoría de los aviones pequeños están diseñados con motores alternativos. Los dos diseños principales de motores de pistón son los de encendido por chispa, que es el más utilizado, y los motores de encendido por compresión, los cuales se han convertido en una alternativa viable para reducir costos operativos, simplificar el diseño y mejorar la fiabilidad.

Desde luego, con el avance de la tecnología, el uso de nuevos materiales y diseños de motores ha mejorado drásticamente. La integración de sistemas computarizados de gestión del motor ha mejorado la eficiencia del combustible, reducido las emisiones y disminuido la carga de trabajo del piloto.

Por su tipo de operación, los motores se pueden dividir en motores de dos tiempos o de cuatro tiempos. Esto se refiere a los movimientos que realiza el pistón durante el proceso de combustión. En los motores de dos tiempos, las etapas de admisión, compresión, ignición y escape se completan en solo dos movimientos del pistón dentro del cilindro. En cambio, en los motores de cuatro tiempos, estas mismas etapas se cumplen con dos movimientos adicionales. Como en los motores de dos tiempos la generación de potencia ocurre con cada movimiento del cigüeñal, tienen una relación potencia/peso mayor que los de cuatro tiempos. Sin embargo, también presentan mayores emisiones.

Tipos de motor recíproco

Los avances tecnológicos que se han suscitado desde la época de los inicios de la aviación con los hermanos Wright han traído consigo cambios en el diseño de los motores en busca de una mejor eficiencia, reducción de peso y economía, tanto en consumo de combustible como en mantenimiento.

Motores en línea Los primeros motores aeronáuticos eran en línea, es decir, los cilindros se ubicaban en esta dirección, algo similar a los motores de la mayoría de los automóviles. La principal ventaja de este tipo de motores es que su volumen es estrecho, permitiendo que la aeronave tenga, de la misma manera, un fuselaje delantero estrecho. Sin embargo, el flujo de aire alrededor de estos motores es inadecuado para permitir la refrigeración por impacto de aire, por lo que es necesaria una refrigeración líquida, lo cual reduce la relación potencia/peso.

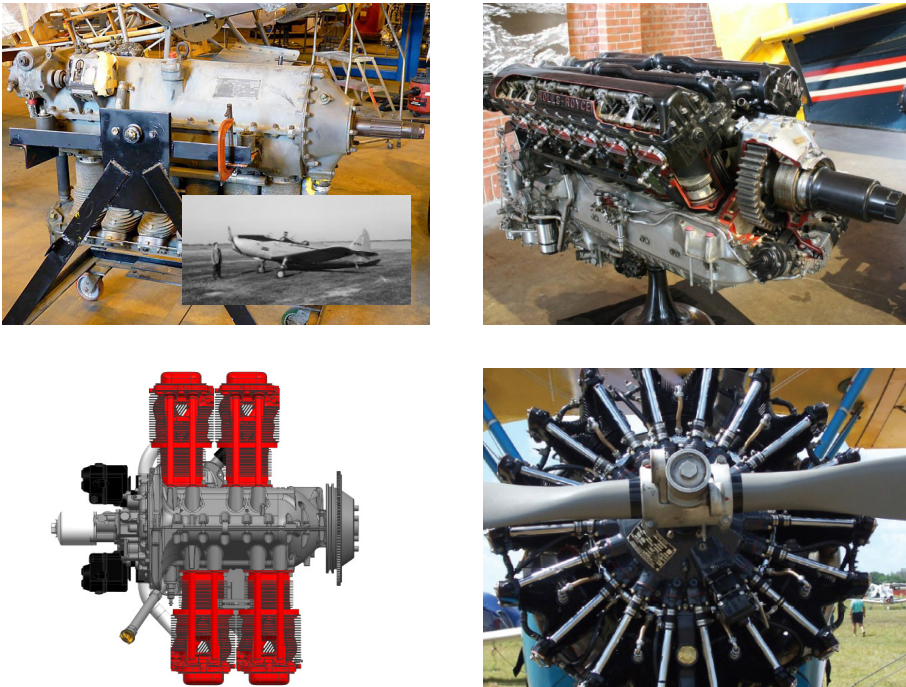


Motores rotativos Estos motores de pistón rotativo fueron utilizados en aviones militares durante la Primera Guerra Mundial. Este tipo de motor gira con la hélice, de manera que el cigüeñal permanece fijo y los pistones giran a su alrededor, creando un flujo de aire adicional para mantener las zonas en una temperatura adecuada.

Motores tipo V Este tipo de motor es básicamente el equivalente a dos motores en línea unidos en una configuración “V” por un cigüeñal común. Uno de los motores más famosos de este tipo es el *Rolls Royce Merlin*, que se utilizó en diferentes aviones como el *AVRO Lancaster* y el *Supermarine Spitfire*.

Motores radiales Consta de una o más filas de cilindros impares dispuestos en círculo alrededor de un cigüeñal central, de manera muy similar al motor rotativo. Sin embargo, en este caso, el bloque del motor con los cilindros permanece inmóvil mientras el cigüeñal gira, produciendo el movimiento de los pistones. La disposición de los cilindros puede ser en una o dos filas; los motores con dos filas son más pesados y de difícil construcción, razón por la cual su producción fue cancelada y prácticamente han desaparecido.

Figura 1. Tipos de motores recíprocos



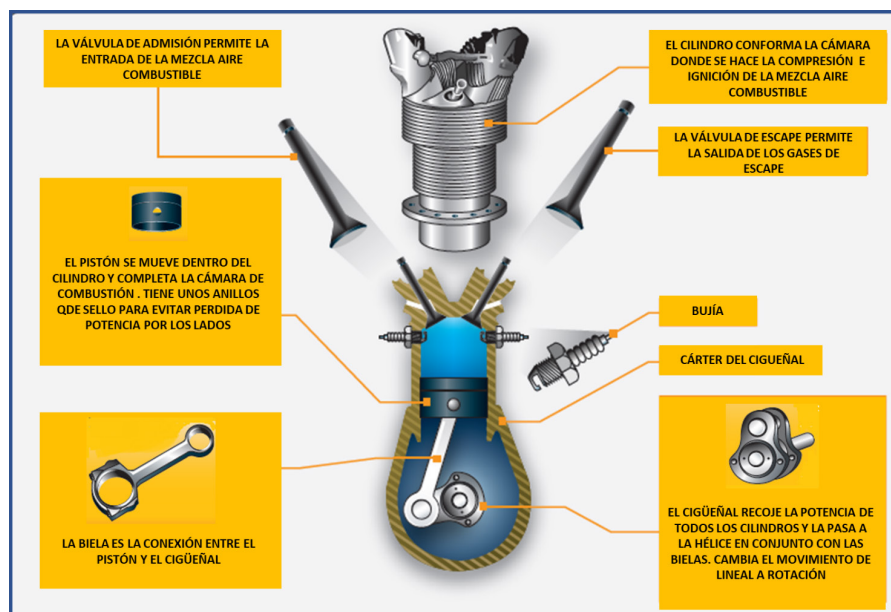
Nota. Imagen superior izquierda: motor en línea invertido, es decir, los cilindros se encuentran debajo del cigüeñal. Este motor era usado por la aeronave Fairchild PT-19 Cornell, que sirvió como entrenador en la Fuerza Aérea Colombiana a mediados del siglo XX. Imagen superior derecha: motor en V, Rolls Royce Merlin. Imagen inferior izquierda: motor Lycoming de cuatro cilindros opuestos horizontales. Un Lycoming IO-390 es el usado en el T-90 Calima. Imagen inferior derecha: motor radial. Fuente: williammaloney.com (2011) y ksc.nasa.gov (s.f.), adaptado por Escobar (2024). – Reddit.com (s.f.). – Lycoming.com (s.f.). – FAA (2018, a).



Motores opuestos horizontales Estos son los más populares en aeronaves pequeñas y, como su nombre lo indica, disponen los cilindros de manera horizontal y opuesta entre sí, por lo que siempre tienen un número par de cilindros, unidos a un cigüeñal en el medio. Su relación peso-potencia es alta gracias a la reducción del peso en el cigüeñal (FAA, 2016, p. 7-2). Otra característica que los hace ideales para el uso en aviación es su baja vibración y su forma, producto de la disposición de los cilindros, que facilita reducir la resistencia.

Los motores recíprocos de cuatro tiempos son los más usados en aeronaves de aviación general. Sus componentes principales incluyen: los cilindros, que albergan las válvulas de admisión y escape, las bujías y los pistones; el cárter del cigüeñal, que contiene el cigüeñal y las bielas de conexión; y la sección de accesorios, donde normalmente se encuentran los magnetos.

Figura 2. Componentes básicos de un motor recíproco de cuatro tiempos



Nota. Adaptado por Escobar (2024) de FAA-H-8083-32A Aviation Maintenance Technician Handbook – Power Plant Vol.1, (p. 7-2), por la Federal Aviation Administration, 2018, Airman Testing Standards Branch.

Actuaciones del motor recíproco de cuatro tiempos

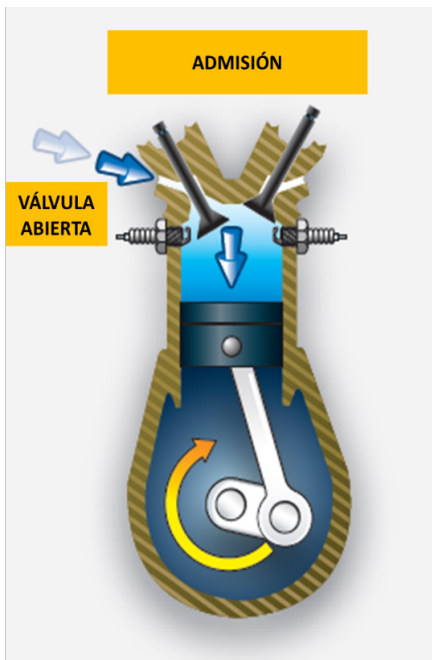
Como ya se mencionó, el motor recíproco de cuatro tiempos convierte la energía química de la combustión de combustible mediante el ciclo de



admisión, compresión, combustión y escape, también llamado el ciclo de Otto, en honor al físico e inventor alemán Nicolaus Otto, en energía mecánica para ser utilizada por la hélice y generar el empuje, que a su vez generará la sustentación.

En este tipo de motores, la generación de potencia se presenta cada dos revoluciones del cigüeñal y tienen varias ventajas frente a los motores de dos tiempos. Una de ellas es que se prestan para aumentar el rendimiento con turbocargadores (tema que se abordará más adelante).

Figura 3. *Admisión*



Admisión En esta fase, el cigüeñal da un giro de 180° , generando el descenso del pistón que aspira la mezcla de aire y combustible dentro del cilindro mediante una reducción de presión y a través de la válvula de admisión que se abre con un giro de 90° del árbol de levas, mientras que la válvula de escape permanece cerrada. La cantidad de mezcla que entra al cilindro dependerá de la posición del acelerador.

La válvula de admisión se abre un poco antes y la de escape se cierra un poco después de que el pistón alcance el nivel máximo de ascenso. Esto ayuda con la refrigeración del interior del cilindro, permite una mayor entrada de mezcla aire/combustible y facilita la eliminación de residuos de la combustión.

Fuente: Adaptado por Escobar (2024) de
FAA (2018, a).



Figura 4. *Compresión*



Fuente: Adaptado por Escobar
(2024) de FAA (2018, a).

Compresión Al llegar al final de la carrera de compresión, la válvula de admisión se cierra, comprimiendo el gas contenido en la cámara debido al ascenso del pistón. En el segundo tiempo, el cigüeñal gira 360° y el árbol de levas rota 180° , con ambas válvulas cerradas.

El recorrido ascendente del pistón tiene una posición específica para la ignición, que generalmente varía entre 20° y 35° antes de alcanzar el punto máximo de ascenso. Esta sincronización, conocida como "Timing", depende del diseño del fabricante.

El radio de compresión se refiere a la comparación entre el volumen cuando el pistón está en el punto más bajo y el punto más alto de su recorrido. Por ejemplo, si el volumen en el punto más bajo es de 140 pulgadas cúbicas y en el punto más alto es de 20 pulgadas cúbicas, la relación de compresión es $140/20$, es decir, 7:1.

Combustión El pistón alcanza el punto máximo de ascenso durante la fase de compresión cuando se produce la ignición de la mezcla por la chispa de la bujía. Esto impulsa al pistón hacia abajo con una fuerza generada por la expansión de los gases resultantes de la combustión, que puede alcanzar hasta 15 toneladas y generar temperaturas alrededor de 1700°C .

El pistón se desplaza hasta el punto más bajo de su recorrido y, a través de la biela, transmite el movimiento al cigüeñal, que a su vez lo transmite a la hélice.

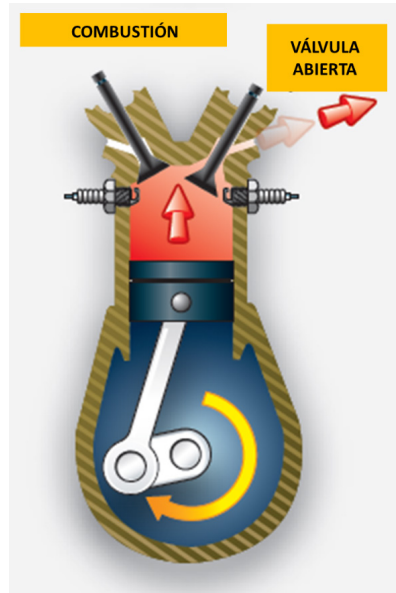
Antes de que el pistón alcance el punto más bajo de su recorrido, se abre la válvula de escape. Esto permite utilizar parte de la presión generada en el cilindro para ayudar a forzar la expulsión de los gases y residuos de la combustión, además de prevenir el sobrecalentamiento del pistón y el cilindro.

Este es el único momento en el que se obtiene trabajo. Durante este tiempo, el cigüeñal gira 180° y el árbol de levas gira 90° .

Figura 5. Combustión



Figura 6. Escape



Fuente: Adaptado por Escobar (2024) de FAA (2018, a).

Escape en esta fase, el pistón empuja, durante su movimiento ascendente, los gases de combustión que salen a través de la válvula de escape, la cual permanece abierta. Los gases de escape experimentan el efecto Venturi al salir por la válvula, lo que genera una disminución de presión dentro del cilindro.

Esta baja presión facilita la entrada de la mezcla aire-combustible, que se usará nuevamente en el ciclo. La válvula de admisión se abre antes de que el pistón alcance el punto máximo de ascenso, reiniciando así el ciclo. Durante este tiempo, el cigüeñal gira 180° y el árbol de levas gira 90° , completando el ciclo de dos revoluciones por cada generación de potencia.

Actuaciones del motor recíproco de dos tiempos

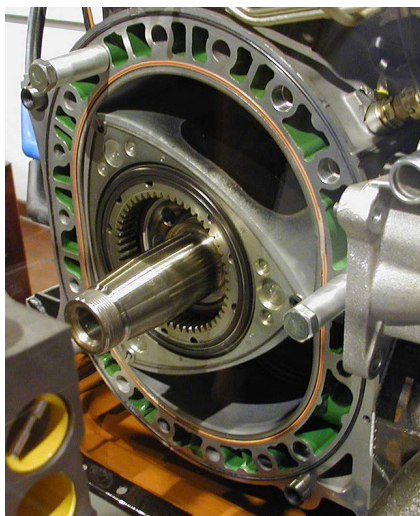
En este tipo de motores, la generación de potencia se realiza en una sola revolución del cigüeñal. La admisión, la compresión y el escape se llevan a cabo en una sola fase, mientras que la combustión ocurre en una fase separada.

Actuaciones del motor recíproco rotativo

Estos motores tienen un rotor en forma de triángulo que gira dentro de un cárter elíptico, completando tres de los cuatro tiempos en cada revolución.



Figura 7. Motor rotativo



Actuaciones del motor de compresión Diesel

La diferencia de estos motores radica en que no utilizan una chispa para lograr la ignición de la mezcla aire-combustible, sino que se basan en altas presiones en el cilindro para provocar la autoignición.

El ciclo es muy similar, excepto que el aire entra al cilindro y es comprimido por el pistón a alta presión. En ese momento, se inyecta el combustible y, debido a la presión y la temperatura presentes, se produce la ignición para la generación de potencia.

Fuente: wikiwand.com (s.f.).

Motores de turbina

En los motores de turbina se presenta el mismo ciclo de admisión, compresión, combustión y escape que en los motores recíprocos; sin embargo, la gran diferencia es que en los motores de turbina cada una de estas funciones se realiza en una sección separada del motor, y todas se desarrollan simultáneamente e ininterrumpidamente.

Los componentes básicos de un motor de turbina incluyen una toma de aire, una sección de compresión, una sección de combustión, una sección de turbina, una sección de escape, una sección de accesorios y los sistemas necesarios para el soporte de la operación del motor, como arranque, lubricación, entre otros (FAA, 2018, p. 1-37).

Normalmente, para aeronaves diseñadas para una velocidad de crucero inferior a 250 nudos se utiliza un motor recíproco. Los motores turbohélice se eligen cuando la velocidad de crucero es menor a 350 nudos. Para aeronaves con velocidades inferiores a MACH 1, el turbofán es una elección popular, y para velocidades superiores a MACH 1, los motores a reacción son los más adecuados, como los pulsorreactores, estatorreactores y cohetes. Todos estos se incluyen en una categoría especial de motores de turbina.



Figura 8. Toma de aire del sistema de inducción



Nota. Avión T-90 Calima de la FAC.
Fuente: americaenvuelo.blogspot.com (s.f.).

SISTEMA DE INDUCCIÓN

El suministro de aire para la mezcla con el combustible es garantizado por el sistema de inducción, el cual se encarga de tomar el aire ambiente, generalmente a través de una entrada ubicada en la parte frontal de la aeronave. Este sistema también se encarga de mezclar el aire con el combustible y de entregarlo a los cilindros para su uso.

Normalmente, el sistema de inducción cuenta con un filtro para impedir la entrada de suciedad, polvo, etc., en el aire, y también suele tener una entrada alternativa para prevenir el bloqueo del filtro.

En los motores recíprocos, existen dos tipos principales de sistemas de inducción para la mezcla de aire y combustible: el carburador y la inyección. Los carburadores son relativamente más económicos y todavía son populares en aeronaves de aviación general. Sin embargo, han sido cada vez más desplazados por los sistemas de inyección debido a las múltiples ventajas que ofrecen, las cuales se detallarán posteriormente.

Sistema de inducción de carburador

Los carburadores funcionan bajo el principio de Venturi para medir el flujo de aire del sistema de inducción y regular la cantidad de combustible mezclado. Los carburadores más comunes en aviación son los de tipo flotante y de presión. El primero presenta varias desventajas frente al segundo, como un rendimiento deficiente en maniobras abruptas, una descarga de combustible a baja presión que impide una buena vaporización y dificultad en la entrega de combustible en sistemas con supercargador. Además, los carburadores flotantes tienen una tendencia a congelarse. La principal diferencia entre ambos es la forma en que se entrega el combustible: en el carburador de presión, este se suministra a través de una línea directa de la bomba de combustible del motor. No obstante, existen muchos otros tipos de carburadores y desarrollos tecnológicos según el fabricante, como el carburador PS de Stromberg o el control automático de mezcla (AMC). Se recomienda familiarizarse con los sistemas específicos de cada aeronave.



Todo carburador consta de partes o sistemas principales: medidor principal, marcha mínima, aceleración, control de mezcla, válvula de corte y control de potencia-mezcla. En el carburador de tipo flotante, el aire del ambiente es captado por la toma de inducción, filtrado y dirigido a través del carburador. Un segmento estrecho dentro del carburador acelera el aire, lo que reduce la presión y provoca que el combustible fluya a través de un inyector para formar la mezcla.

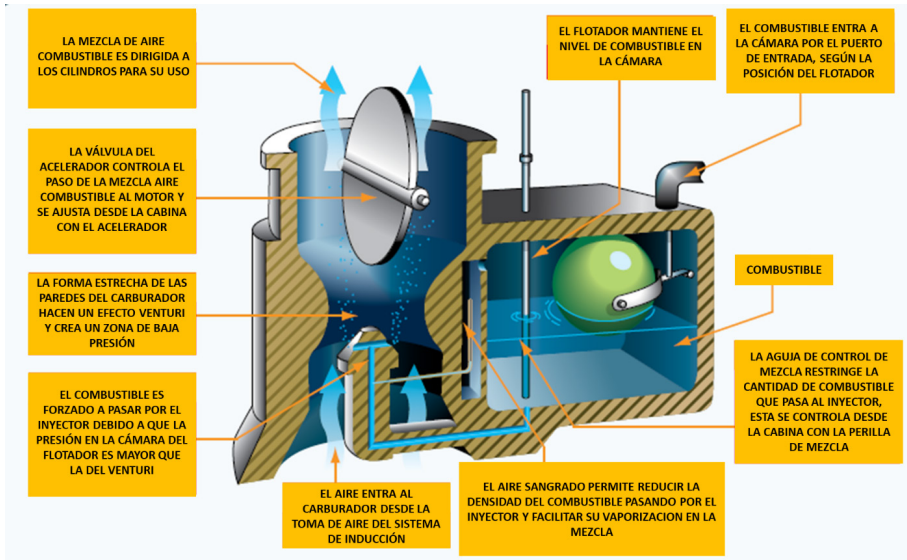
Este carburador tiene una cámara de entrada por la que llega el combustible a través de un conducto y un filtro. En esta cámara hay un flotador, que da nombre al carburador, unido a una válvula de aguja. Cuando el flotador sube o baja, la válvula se abre o cierra, permitiendo una mayor o menor entrada de combustible.

El control de la mezcla se realiza desde la cabina al ajustar una perilla que permite o restringe el paso de combustible hacia el inyector. Este ajuste es crucial porque los carburadores están regulados a nivel del mar. A medida que la altitud aumenta y la densidad del aire disminuye, el motor puede experimentar baja potencia si el combustible no varía su densidad. Las bujías pueden no quemar todo el combustible, ya que, al haber más combustible que aire, la temperatura del cilindro disminuye, lo que puede provocar residuos de carbón en las bujías. Los valores de mezcla enriquecida o empobrecida varían según las condiciones y la aeronave, por lo que es necesario verificar el manual del operador y familiarizarse con estas condiciones. Una mezcla muy pobre puede causar detonaciones en los cilindros, resultando en sobrecalentamiento y pérdida de potencia.

De igual manera, desde la cabina se controla el acelerador, que abre o cierra el paso de la mezcla de aire y combustible hacia los cilindros.



Figura 9. Carburador de tipo flotante – medidor principal



Nota. En el carburador de presión el combustible no es forzado por el efecto Venturi a fluir por el inyector sino es impulsado por una bomba de presión. Fuente: FAA (2018, a), adaptado por Escobar (2024).

Por otra parte, el sistema de marcha mínima se encarga de suministrar combustible cuando el acelerador está en una posición casi cerrada, ya que de lo contrario puede ocurrir un funcionamiento errático debido a la baja presión generada por la posición de la válvula del acelerador.

El sistema de aceleración tiene el propósito de proporcionar más combustible durante cambios rápidos o abruptos del acelerador. Estos cambios pueden provocar un aumento repentino en la cantidad de aire requerida, pero pueden presentar una demora en el suministro de combustible, lo que podría resultar en un empobrecimiento de la mezcla.

El control de la mezcla garantiza la correcta proporción de combustible que se combina con el aire, ya sea de manera manual mediante una palanca en la cabina o de manera automática en algunos modelos.

La válvula de corte, generalmente incorporada en el control manual de la mezcla, detiene por completo el flujo de combustible hacia el carburador, apagando así el motor. Si se apaga el sistema de ignición pero se mantiene el flujo de combustible, el motor puede encenderse inesperadamente debido al calor residual en los cilindros, lo que podría causar un accidente en la rampa.

El control de potencia-mezcla es, básicamente, una válvula que permanece cerrada durante las velocidades de crucero y se abre para permitir el paso de



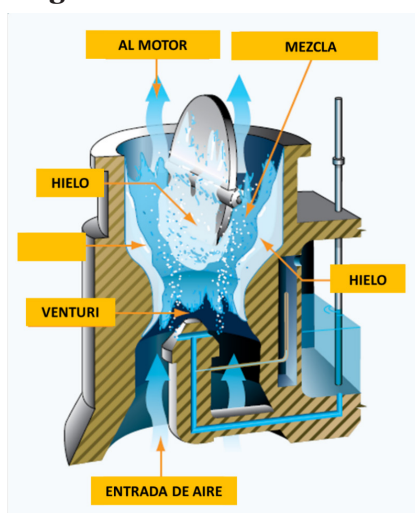
más combustible en situaciones de alta demanda de potencia, enriqueciendo automáticamente la mezcla. También se le conoce como compensador de potencia. Es importante entender que, aunque se ha explicado cada sistema por separado, estos funcionan en conjunto como un sistema integrado.

Congelamiento del carburador

La formación de hielo en el carburador se puede clasificar en tres tipos: formación de hielo en el carburador, formación de hielo por el combustible y formación de hielo por impacto. El más común y peligroso es la formación de hielo en el carburador. Esto ocurre debido a un descenso en la temperatura provocado por la evaporación del combustible después de ser introducido en la mezcla. La reducción de la presión en el Venturi, junto con el descenso de la temperatura en el inyector de combustible, causa una caída abrupta de la temperatura dentro del carburador. Si hay humedad en las paredes del carburador y la temperatura está por debajo del punto de congelación, se formará hielo en las superficies internas y en la válvula del acelerador. Esto reduce el flujo de combustible y, por lo tanto, causa una pérdida de potencia (*European General Aviation Safety Team – EGAST*, 2017, p. 5). Este efecto no solo se presenta en condiciones meteorológicas con temperaturas bajo cero; también puede ocurrir a temperaturas de hasta 38°C y alta humedad, como las que se encuentran en Colombia durante todo el año.

La formación de hielo por el combustible se refiere al agua en suspensión en el combustible que puede congelarse en las líneas, especialmente en los codos. Cuando la válvula del acelerador está en posiciones cercanas a la marcha mínima, se genera una diferencia de presiones debido a un efecto Venturi, y en la zona de baja presión puede formarse hielo.

Figura 10. Hielo en el carburador



Cuando se opera en condiciones meteorológicas de baja temperatura, como en nieve o hielo, el hielo por impacto puede formarse en las superficies de las tomas de aire, en los filtros o en las válvulas, entre otros. Aunque la formación de hielo en el carburador no afecta a los sistemas de inyección y los turbocargadores, el hielo por impacto sí supone un riesgo para estos sistemas. El efecto sería una rápida disminución en el flujo de aire utilizado para la mezcla, reduciendo así la potencia del motor.

Fuente: Adaptado por Escobar (2024)
de FAA (2016).



El uso de una toma de aire alternativa, que generalmente se encuentra dentro de la cabina, permitirá que el motor funcione con normalidad, aunque con una ligera reducción en la potencia.

Calentador del carburador

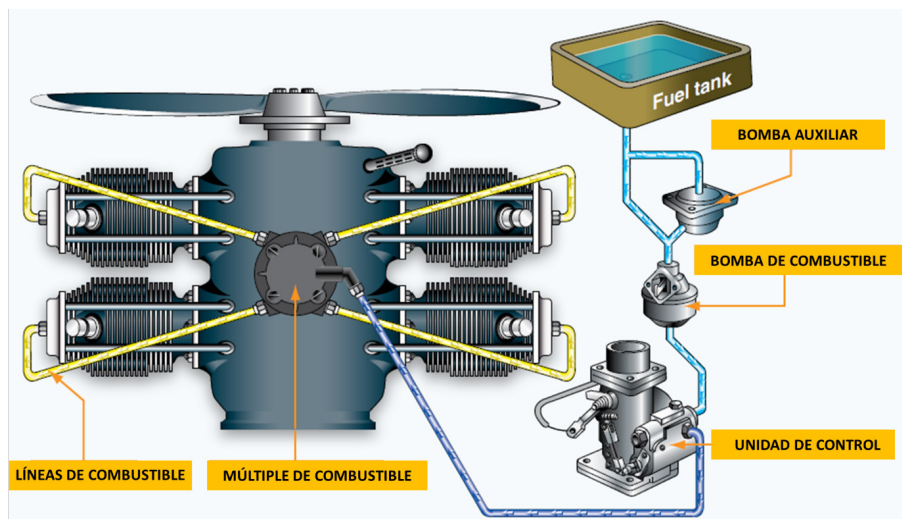
Este sistema precalienta el aire antes de que se use en la mezcla dentro del carburador para prevenir la formación de hielo, manteniendo la temperatura de la mezcla por encima del punto de congelación. Mediante un control en la cabina, se desvía aire caliente de la sección de escape para este propósito. Sin embargo, dado que el aire caliente es menos denso que el aire ambiente, se produce una pérdida de potencia cercana al 15%. En algunos modelos de aeronaves, se dispone de un indicador en la cabina que facilita el monitoreo de la temperatura del carburador.

Sistemas de inyección de combustible

El sistema de inyección de combustible ofrece múltiples ventajas frente al sistema de carburador. Por ejemplo, al producirse la vaporización del combustible directamente en los cilindros, la disminución drástica de la temperatura se compensa con el calor del motor, reduciendo el riesgo de formación de hielo. Además, favorece una mejor distribución del combustible, lo que mejora la operación del motor al reducir las sobretemperaturas internas de los cilindros y permite un ahorro de combustible. La principal diferencia entre estos sistemas es que, en la inyección, la mezcla se realiza directamente en la válvula de admisión de cada cilindro.

Un sistema típico de inyección de combustible incluye una bomba de combustible, una unidad de control, un múltiple o distribuidor de combustible (manifold), inyectores, una bomba auxiliar y los indicadores de presión y flujo de combustible asociados.

Figura 11. Sistema de inyección de combustible



Nota. Un sistema típico de inyección de combustible, tomado del modelo del sistema Continental. Fuente: FAA (2016) adaptado por Escobar (2024).

Bomba de combustible

La bomba de combustible se encarga de extraer el combustible de los tanques y presurizarlo para su uso en la mezcla. Se encuentra engranada en la caja de accesorios del motor, asegurando que su funcionamiento esté garantizado mientras el motor esté encendido y sea proporcional a la velocidad del motor.

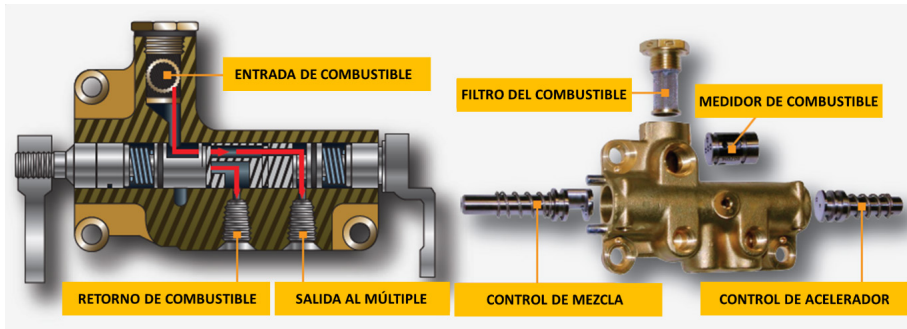
Unidad de control

La unidad de control regula la admisión de aire y ajusta la presión de combustible para mantener la proporción adecuada entre aire y combustible. La entrada de aire se controla con el acelerador desde la cabina, el cual opera una válvula ubicada en la entrada del múltiple. Esta válvula se abre o cierra para regular el flujo de aire que entra al motor.

El combustible, por su parte, es gestionado por un dispositivo que incluye una cámara formada por la válvula medidora y el control de mezcla. Antes de ingresar a la cámara, el combustible es filtrado. Luego entra a través de la válvula medidora, que está conectada al acelerador, asegurando que el flujo de combustible sea proporcional al flujo de aire. El combustible llena la cámara, que cuenta con puertos de retorno y de distribución. La posición del control de mezcla determina la cantidad de combustible que regresa a la bomba y la cantidad que se envía al múltiple.



Figura 12. *Unidad de control de combustible*



Fuente: FAA (2018), adaptado por Escobar (2024).

Múltiple de combustible

El múltiple de combustible proporciona un punto central para dividir el combustible entre los inyectores. Actúa como un diafragma que se abre por la presión del combustible enviado desde la unidad de control, permitiendo la alimentación simultánea a cada cilindro.

Inyectores de combustible

Los inyectores de combustible están ubicados en la cabeza del cilindro, dentro del puerto de admisión. Tienen una pequeña cámara donde se mezcla el combustible antes de introducirlo en el cilindro para la combustión. Aunque el sistema de inyección tiene muchas ventajas, también presenta algunas desventajas, como la dificultad para el arranque con el motor caliente.

Sistema de inducción forzada

A medida que la aeronave asciende y la densidad y presión del aire disminuyen, la potencia disponible se ve afectada. Por esta razón, se desarrollaron sistemas de inducción forzada que comprimen el aire del sistema de inducción para incrementar su densidad. Estos se pueden clasificar en dos grupos: los supercargadores o sistemas de funcionamiento interno, que elevan la presión de la mezcla aire-combustible antes de que salga del carburador; y los turbocargadores o sistemas de funcionamiento externo, que presurizan el aire del sistema de inducción antes de que entre al carburador para la mezcla. Cabe destacar que no todas las aeronaves con motores recíprocos cuentan con esta característica.

Supongamos que una aeronave asciende hasta una altitud donde la presión del aire no es suficiente para garantizar que el motor produzca potencia; esto se conoce como el techo operacional de la aeronave. El objetivo de la inducción forzada es incrementar la potencia y el techo operacional.



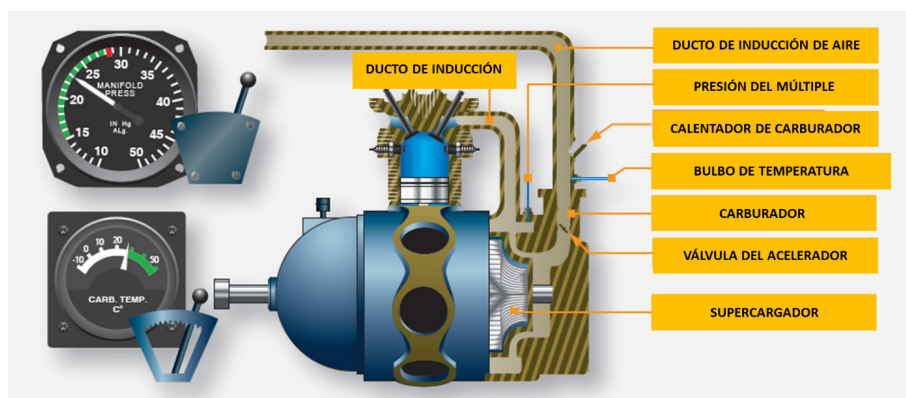
Supercargados o sobrealimentados

Estos sistemas, denominados de funcionamiento interno, están engranados al motor y son accionados mediante un engranaje. Un compresor o bomba aumenta la capacidad de producción de potencia del motor al incrementar la presión en el múltiple de combustible y, por ende, su densidad, además de forzar la mezcla de aire-combustible dentro de los cilindros.

Como el aire de inducción no puede estar demasiado caliente, ya que afecta la combustión en el cilindro, los motores sobrealimentados a veces deben incluir sistemas de refrigeración antes de enviar el aire a los cilindros, debido a que el aire se calienta durante la presurización. También se requieren indicadores de temperatura y presión para su monitoreo.

Generalmente, después de que el combustible y el aire se mezclan en el carburador, un impulsor engranado al motor distribuye esta combinación de manera uniforme a todos los cilindros. Además, en el difusor, otro impulsor también engranado al cigüeñal, eleva la presión de la mezcla antes de introducirla en cada cilindro para su uso.

Figura 13. Sistema de inducción con Supercargador



Fuente: FAA (2018) adaptado por Escobar (2024).

Una desventaja de los sistemas de supercarga es que, al estar engranados al cigüeñal, se debe utilizar parte de la potencia del motor para operar el supercargador. Esto resulta en una reducción del porcentaje de potencia neta disponible para el empuje.

Turbocargados

Los turbocargadores tienen el mismo propósito que los supercargadores: elevar la presión del aire de inducción, pero lo hacen a la entrada del carburador. Una

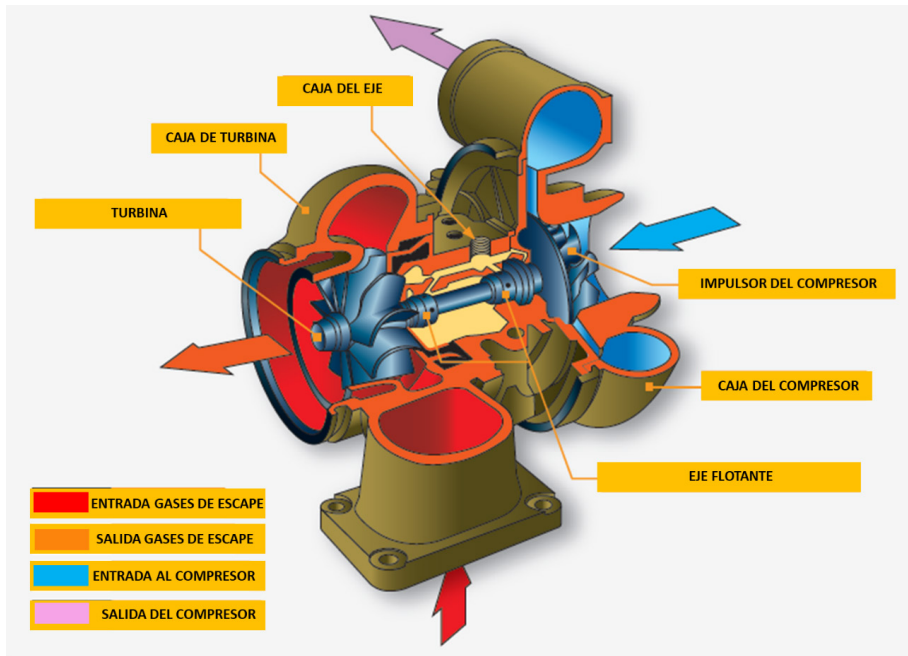


diferencia clave es que el compresor del turbocargador es impulsado por los gases de escape del motor. De este modo, se elimina la reducción de potencia derivada del engranaje en el cigüeñal y se utilizan los gases que de otro modo se desearían.

Un turbocargador típico se compone de tres elementos: un compresor, una turbina y un eje flotante que los conecta (ver figura 15). El compresor incluye un impulsor, un difusor y una carcasa. Este componente toma el aire de inducción, lo presuriza y, al pasar por el difusor, aumenta su densidad antes de ser dirigido al carburador para su mezcla.

La turbina está conectada al impulsor mediante un eje flotante. Este conjunto se conoce comúnmente como el rotor. Los gases de escape del motor son dirigidos por una válvula hacia la turbina. La apertura de la válvula regula el flujo de los gases: si está completamente cerrada, todos los gases se desvían hacia la turbina, haciéndola girar más rápido y produciendo más potencia. Si la válvula está completamente abierta, la mayoría de los gases se expulsa por los ductos de escape y solo una pequeña cantidad se dirige al turbocargador. Los gases utilizados o expulsados cuando la válvula está abierta se liberan a la atmósfera a través de los ductos de escape (ver Figura 16).

Figura 14. Partes de un turbocargador



Fuente: FAA (2018, a), adaptado por Escobar (2024).

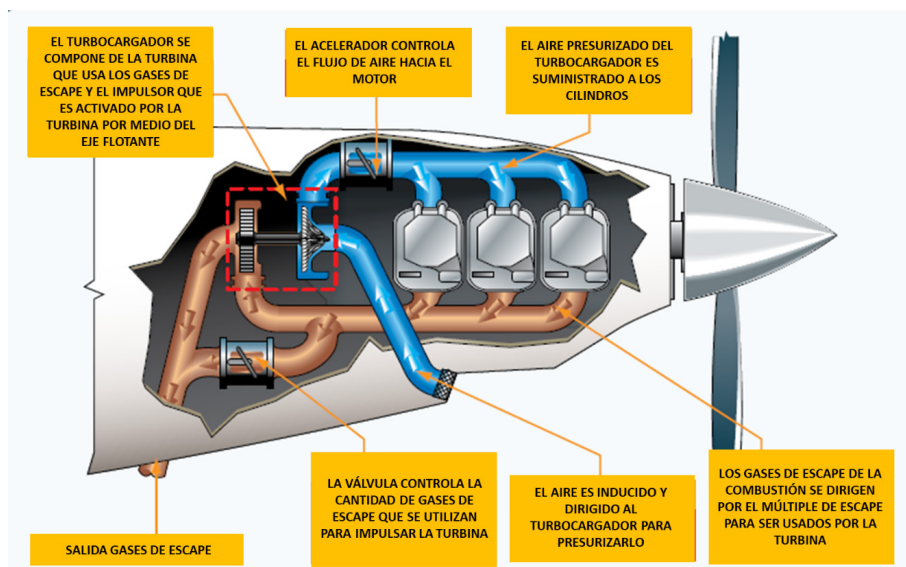
En la mayoría de las aeronaves, la válvula de turbocargador funciona automáticamente mediante un controlador y un actuador que la abren o



cierran según la posición del acelerador en la cabina. Sin embargo, en algunas aeronaves, el piloto tiene control manual sobre esta válvula. Además, se suele instalar una pared de aislamiento para evitar que el calor de los gases de escape afecte la temperatura del aire en el compresor. Dado que el aire ya está caliente debido al proceso de presurización, a menudo es necesario instalar un enfriador para mantener el aire a una temperatura adecuada para la combustión y evitar detonaciones prematuras.

El piloto debe estar muy atento a las limitaciones del sistema de turbocargador, ya que el eje que une los componentes del rotor puede alcanzar más de 80.000 RPM y temperaturas elevadas. El aceite del motor se utiliza para la lubricación del turbocargador, por lo que la temperatura del aceite debe mantenerse dentro del rango de operación normal. Si el aceite se calienta excesivamente, puede hervir y deteriorar el turbocargador, reduciendo su vida útil y afectando su rendimiento.

Figura 15. Componentes del sistema turbocargado



Fuente: FAA (2018, a), adaptado por Escobar (2024).

Full Authority Digital Engine Control – FADEC

El sistema FADEC (Full Authority Digital Engine Control) es un sistema computarizado automático que controla tanto el motor como la hélice. Monitorea cada cilindro utilizando datos de velocidad y sensores de presión y temperatura. A través de una computadora, el FADEC calcula el pulso ideal de cada inyector y ajusta el tiempo de ignición, si es necesario, para lograr un rendimiento óptimo.



El control del sistema está a cargo de la Unidad Electrónica de Control (ECU), que recibe señales de sensores de presión y temperatura del múltiple de admisión, así como de un Sensor de Velocidad del Cigüeñal (SSA). Cada ECU controla dos cilindros y cuenta con dos procesadores internos: uno principal y uno de respaldo. Esta unidad monitorea la velocidad del cigüeñal y la sincronía de los pistones mediante la información proporcionada por el SSA. También supervisa la presión y temperatura del múltiple de admisión para calcular la densidad del aire y ajustar la cantidad de combustible necesaria para la combustión.

El FADEC elimina la necesidad de magnetos, control de mezcla, calentador de carburador y cebado del cilindro. El único control manual en la cabina es el acelerador. El piloto lo coloca en la posición deseada, por ejemplo, velocidad de crucero, y el sistema ajusta automáticamente el motor y la hélice para mantener el rendimiento adecuado.

En el proceso de encendido, el FADEC gestiona el cebado, el control de mezcla y el ajuste del acelerador en función de la presión atmosférica y la temperatura. Durante el vuelo en crucero, el sistema monitorea continuamente cada cilindro y ajusta el flujo de combustible para asegurar que el momento de la combustión sea preciso. Esto resulta en un menor consumo de combustible, un mayor rendimiento de la aeronave y una mayor durabilidad de los componentes del motor.

La energía eléctrica necesaria para el FADEC se genera en el sistema eléctrico de la aeronave, generalmente mediante un generador conectado al motor. Además, es crucial contar con una fuente de respaldo, ya que una falla en el FADEC podría resultar en una pérdida total de empuje del motor.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE

El sistema de combustible debe garantizar el suministro ininterrumpido al sistema de inducción durante la operación, tanto en vuelo como en tierra, para asegurar su uso en la combustión. Es una parte esencial para la operación y la seguridad aérea. Desde las primeras aeronaves hasta los modelos modernos, se han realizado numerosos avances en el diseño de los sistemas de combustible. Estos han evolucionado desde sistemas simples que alimentaban los motores por gravedad hasta los complejos sistemas actuales, que incluyen una variedad de válvulas, interruptores, sensores y controladores microprocesados, mejorando notablemente su capacidad y confiabilidad (Moir & Seabridge, 2008, p. 88).

El combustible más común en aeronaves con motores recíprocos es el AVGAS 100/130. Sin embargo, también se están desarrollando combustibles alternativos, como el JET-A utilizado en motores de turbina. La complejidad del sistema de combustible varía según el fabricante, el número de motores de la aeronave, el nivel de automatización, entre otros factores. Por lo tanto, es recomendable estudiar a fondo el manual específico de cada aeronave. Un



sistema básico de combustible incluye tanques de almacenamiento, bombas de transferencia eléctricas, filtros, válvulas, líneas, bombas de presión mecánicas y medidores de presión y cantidad de combustible.

Tanques de almacenamiento

El propósito de los tanques de almacenamiento es guardar el combustible. La forma y tamaño de los tanques son difíciles de determinar en las etapas iniciales del diseño de una aeronave, así como su ubicación, lo que hace que cada diseño tenga características particulares. En aeronaves de ala fija, los tanques suelen estar en los planos y se llenan a través de una boca de llenado ubicada directamente en el tanque.

Los tanques deben cumplir con ciertas características de seguridad, como ser resistentes a golpes y fisuras. Los avances tecnológicos en el diseño de tanques incluyen materiales autosellantes que resisten impactos de distintos calibres y sistemas avanzados como el *OnBoard Inert Gas Generation System (OBIGGS)*, que genera nitrógeno enriquecido a bordo para reemplazar el oxígeno en los tanques y prevenir explosiones (*National Air and Space Agency - NASA*, 2001, p. 3).

Los componentes eléctricos de los tanques también deben cumplir con normas de seguridad, como limitar la corriente a un máximo de 25 miliamperios para mecanismos que introduzcan electricidad en los tanques (FAA, 2018(c), p. 9).

Dependiendo del diseño y propósito de cada aeronave, los tanques pueden incluir sistemas para prevenir el oleaje del combustible, que podría afectar el centro de gravedad de la aeronave. Estos sistemas suelen consistir en divisiones internas que interconectan las secciones del tanque para evitar que el combustible quede atrapado en una de ellas.

En algunas aeronaves, especialmente militares, el combustible se puede almacenar en tanques auxiliares externos, los cuales deben cumplir con requisitos aerodinámicos para reducir la resistencia (ver Figura 16).



Figura 16. *Tanques auxiliares Kfir*



Fuente: defensa.com (2020).

Bombas de transferencia

El propósito de las bombas de transferencia es extraer el combustible de los tanques de la aeronave para ser utilizado por el motor. En algunos diseños, es necesario trasladar el combustible a un tanque colector que garantice un suministro continuo. Además, estas bombas ayudan a mantener el centro de gravedad de la aeronave al permitir el movimiento del combustible entre tanques, asegurando que el peso se mantenga distribuido de manera uniforme y no afecte la controlabilidad de la aeronave.

Bombas de presión mecánicas

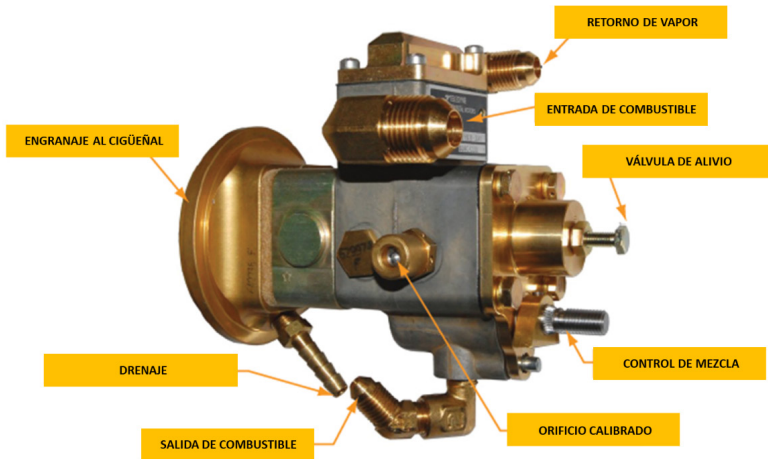
Las bombas de presión mecánicas, mencionadas brevemente en el apartado sobre sistemas de inyección, se encuentran engranadas al cigüeñal y son responsables de transferir el combustible del sistema de la aeronave al sistema de combustible del motor, ya sea carburador o inyección. Aunque existen diversos tipos de bombas usadas en aviación, el funcionamiento de una bomba de combustible típica implica que el combustible entra en la bomba, se separa el vapor mediante un movimiento giratorio, y el combustible líquido se retorna a la línea de combustible.

La sección de presión de la bomba, engranada al cigüeñal, aumenta la presión del combustible a niveles superiores a los requeridos por el motor. Para regular esta presión, se incluye una línea de alivio que consta de una válvula y un orificio calibrado, asegurando que el suministro de combustible al motor sea adecuado para todas las velocidades de operación.



El sistema debe estar equipado con una válvula de retención que permita al combustible fluir más allá de la bomba de presión mecánica, facilitando el encendido del motor. También debe contar con válvulas que permitan drenar el combustible atrapado en las bombas antes del vuelo, para evitar la contaminación por humedad o suciedad.

Figura 17. Bomba de combustible mecánica



Fuente: FAA (2018, a), adaptado por Escobar (2024).

Válvulas de combustible

En los sistemas de combustible se pueden encontrar una gran variedad de válvulas, cada una con propósitos específicos. Por ejemplo:

- **Válvulas de Corte (Shut-off):** Se utilizan para interrumpir el flujo de combustible, apagando el motor cuando es necesario.
- **Válvulas de Retención (Check):** Permiten el paso del combustible en un solo sentido y evitan el retorno, asegurando que el flujo sea unidireccional hacia el motor.

Estas válvulas facilitan el flujo de combustible hacia el motor o su transferencia dentro del sistema. Su funcionamiento varía según el diseño y el propósito:

- **Válvulas de Operación Manual:** Se regulan mediante una perilla o control manual en el dispositivo. Un ejemplo son las válvulas de drenaje de las bombas de presión mecánicas en el Bell-212, ubicadas en el compartimiento del motor. Estas válvulas deben operarse diariamente antes de iniciar las actividades aéreas para prevenir la acumulación de agua.



Figura 18. Válvula selectora de combustible



Nota. La válvula selectora de combustible por lo general tiene tres posiciones, left, right y both. Fuente: askix.com (s.f.).

- **Válvulas Solenoides:** Utilizan pequeños motores eléctricos para abrir o cerrar el paso del combustible, permitiendo un control más automatizado.
- **Válvulas Mecánicas:** Controladas por resortes calibrados que se abren con la presión del combustible. Un ejemplo de esto es el difusor en muchos motores recíprocos.

Una válvula de vital importancia en los sistemas de combustible es la **selectora de combustible**, la cual permite al piloto decidir manualmente de qué tanque se obtiene el combustible. Esta válvula debe ser revisada y cambiada de lugar constantemente para evitar el consumo total de combustible de un solo tanque. Si se utiliza un solo tanque, se puede afectar el funcionamiento del motor, así como el peso y el balance de la aeronave, lo que puede llevar a una pérdida de control.

Generalmente, se recomienda cambiar de tanque cada 15 minutos para mantener el equilibrio adecuado y el rendimiento óptimo.

Un ejemplo ilustrativo de la importancia de esta válvula ocurrió con un avión Jodel D 113 en Francia en 1998. El avión sufrió una falla de motor y tuvo que aterrizar de emergencia en un campo. La investigación reveló que la válvula selectora de combustible estaba en el tanque trasero, que estaba completamente vacío, mientras que el tanque delantero tenía 40 litros de combustible disponibles. El piloto estaba convencido de que la válvula estaba en el tanque delantero, y se descubrió que los tres aviones Jodel en el club tenían válvulas de selección diferentes (*Ministère de l'Équipement des Transports et du Logement*, 2000, p. 12). Este incidente destaca la importancia de familiarizarse con los procedimientos específicos de la aeronave y mantener una alta conciencia situacional en la gestión del combustible.



Filtros

Al igual que las válvulas, los filtros de combustible también presentan una variedad de modelos y materiales, todos con el propósito de eliminar las impurezas del combustible. La función de estos filtros es garantizar que el combustible que llega al motor esté libre de contaminantes que puedan afectar su funcionamiento.

Es crucial revisar y reemplazar los filtros periódicamente. Las impurezas en el combustible pueden causar un funcionamiento errático del motor o incluso provocar su apagado, lo que podría inducir una emergencia durante el vuelo. Mantener los filtros en buen estado es esencial para asegurar la operación segura y eficiente del sistema de combustible y del motor en general.

Medidores de cantidad de combustible

Muchos procedimientos en las aeronaves están estrechamente relacionados con la cantidad de combustible disponible. Dependiendo de la situación, es necesario abrir válvulas, operar bombas, entre otras acciones. La medición precisa del combustible es crucial para la gestión efectiva del consumo y para la seguridad de la operación.

Los métodos para medir la cantidad de combustible varían según el diseño y la aeronave. El objetivo es proporcionar una información veraz y confiable sobre la cantidad de combustible almacenada en los tanques a bordo. A continuación, se describen algunos de los métodos más populares para medir la cantidad de combustible:

Figura 19. Indicador de cantidad de combustible



Fuente: pilotworkshop.com (s.f.).

Sensores de nivel de Combustible

Los sensores de nivel de combustible son esenciales para garantizar que los tanques de combustible no se sobrellenan ni se vacían demasiado, lo cual podría poner en riesgo la operación de vuelo. Estos sensores pueden ser de varios tipos, cada uno con características específicas.

Sensores de tipo flotante Funcionan de manera similar a los flotadores en una cisterna de sanitario. El flotador se mueve con el nivel del combustible, y cuando el nivel baja o sube, el flotador actúa sobre un mecanismo que activa una luz de advertencia para niveles bajos o desconecta el sistema en caso de sobrellenado.



Sensores de diodo Zener Estos sensores están fabricados en silicio y operan midiendo la diferencia de temperatura entre el aire y el combustible. Debido a su precisión de 2 milímetros y la ausencia de partes móviles, son bastante exactos y confiables para medir el nivel de combustible.

Sensores ultrasónicos Utilizan tecnología similar a la del radar para medir el nivel del combustible. El sensor emite una señal ultrasónica que se refleja en la superficie del combustible, y el tiempo que tarda en recibir la señal reflejada se usa para calcular el nivel de combustible.

Sensores de capacitancia Miden la variación en la capacitancia entre un electrodo aislado y el combustible, ya que el aire y el combustible tienen diferentes valores dieléctricos. Estos sensores, como los usados en el Airbus A380, son muy precisos y permiten una medición continua y confiable del nivel de combustible.

Además de los sensores mencionados, se utilizan **probetas** en muchos sistemas de medición de combustible. Estos sensores están ubicados en los tanques, generalmente en pares, y miden la densidad del combustible para calcular su cantidad.

La cantidad de combustible puede ser medida en **galones** en aeronaves pequeñas (como las de aviación general) y en **libras o kilogramos** en aeronaves de mayor tamaño. Cada método de medición tiene sus ventajas y desventajas, y la elección del sistema adecuado depende de las especificaciones y necesidades de cada aeronave.

Cebado de combustible (Primer)

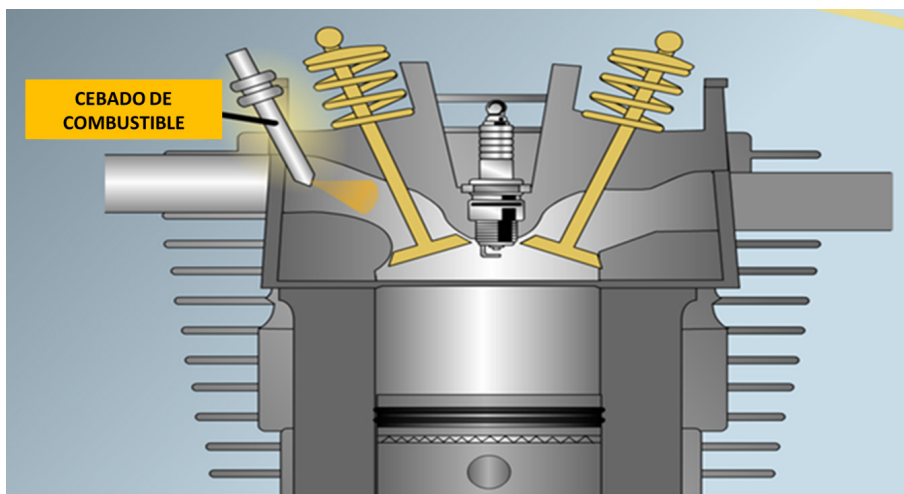
Es común que los sistemas de combustible incluyan un método de cebado para facilitar el encendido del motor, especialmente en condiciones de bajas temperaturas donde el calor no es suficiente para vaporizar el combustible adecuadamente. Este método suele emplear una bomba eléctrica que drena el combustible del tanque y lo vaporiza dentro del cilindro, facilitando así el arranque del motor.

En motores con carburador, se utiliza un sistema similar para lograr la misma finalidad. La bomba de cebado asegura que el combustible esté en la forma adecuada para encender el motor, incluso en situaciones en las que el combustible no se vaporiza fácilmente debido a bajas temperaturas.

Es importante tener en cuenta que el cebado debe realizarse con precaución. Cuando el motor no está frío, se debe evitar el cebado para prevenir un arranque caliente. Un arranque caliente puede causar problemas de encendido y potencialmente dañar el motor (ver Figura 20).



Figura 20. Cebado de combustible – Primer



Fuente: Air Safety Institute – ASI (2018), adaptado por Escobar (2024).

SISTEMA DE IGNICIÓN

El sistema de ignición o encendido en un motor recíproco es crucial para generar la chispa de alta tensión en las bujías de cada cilindro en el orden correcto. Esta chispa facilita la combustión de la mezcla de aire y combustible, lo que a su vez genera el movimiento de los pistones y produce potencia en el motor.

En contraste, en los motores de turbina, el sistema de ignición tiene el propósito de encender la mezcla de aire y combustible al inicio del funcionamiento del motor. Una vez que el motor está encendido y funcionando de manera continua, el sistema de ignición se retira del circuito, ya que el proceso de combustión se mantiene constante y no requiere más intervención.

En los motores recíprocos, el sistema de ignición comúnmente utiliza magnetos de alta tensión. Sin embargo, existen otros métodos de ignición, como el sistema de batería empleado en aeronaves más antiguas o el sistema de magnetos de baja tensión.

Sistema de magnetos de alta tensión

Este sistema utiliza un imán permanente que, a través de bobinas y el movimiento del campo magnético, genera electricidad de alto voltaje para ser utilizada por las bujías. Su principio de operación se basa en la Ley de Lenz, que establece que “la corriente inducida en una bobina está en la dirección que crea un campo magnético que se opone al cambio en el flujo magnético en el área encerrada por la bobina”. En otras palabras, la Ley de Lenz relaciona



la corriente inducida en una bobina con un campo magnético, afirmando que se produce un campo eléctrico en un conductor como resultado del flujo magnético (Serway & Jewet, 2009, p. 237).

Circuito magnético

El imán o magneto está engranado al motor, generalmente en la caja de accesorios, y gira dentro de un núcleo de hierro que tiene dos polos. Cuando el magneto se alinea con los polos, permite que las líneas de flujo magnético fluyan a través del sistema. Cuando los polos opuestos del imán y del núcleo están perfectamente alineados, el campo magnético alcanza su valor máximo, generando una corriente eléctrica. Al girar el magneto 45°, el flujo se interrumpe en el núcleo y toma una vía más corta entre los dos polos del imán. Al girar el magneto otros 45°, el flujo se restablece, pero en sentido contrario, ya que los polos del imán han invertido su posición (ver figura 22). Este proceso afecta a una bobina que rodea el núcleo, conocida como el circuito eléctrico primario.

El magneto funciona como una emisora que irradia ondas de alta frecuencia durante su operación, lo que puede interferir tanto con los equipos de comunicaciones y navegación como con el sistema de ignición. Por esta razón, es necesario aislar el sistema con una malla metálica que cubra todo el arnés de ignición, para evitar que actúe como una antena.

El control de los magnetos se realiza desde la cabina mediante una perilla con cinco posiciones: OFF, R (Right), L (Left), BOTH, START. Antes de iniciar la operación, se debe realizar una prueba de los magnetos para verificar su correcto funcionamiento. Al cambiar la perilla de BOTH a R o L, solo funcionará el magneto seleccionado, lo que puede causar una ligera caída en las revoluciones del motor (RPM); el límite permisible debe consultarse en el manual de la aeronave. Es importante colocar el interruptor en OFF al apagar la aeronave; de lo contrario, el motor podría encenderse inadvertidamente, incluso con la batería apagada, debido a posibles residuos de combustible en el cilindro.

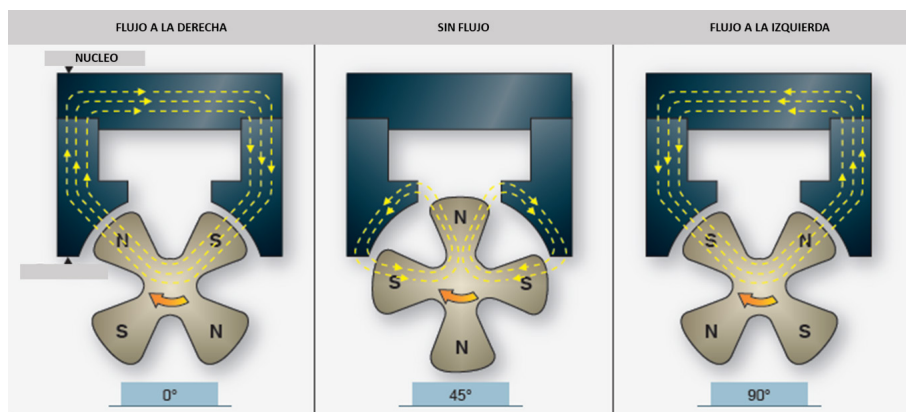
Circuito eléctrico primario

El sistema consta de una bobina que rodea el núcleo del magneto, dos puntos de contacto con interruptores y un condensador. La bobina captura la energía eléctrica generada a partir del campo magnético, ya que un punto de contacto está unido al núcleo, mientras que el otro punto de contacto tiene un interruptor incorporado. La función del condensador es prevenir la formación de un arco eléctrico cuando el interruptor está abierto y acelerar el colapso del campo magnético.

Cuando el magneto está en la posición neutral, es decir, cuando sus polos no están alineados con el núcleo, la bobina mantiene la dirección del flujo magnético. Al abrir el interruptor, se detiene la corriente eléctrica y se produce una rápida y fuerte reversión del flujo magnético. Esto induce un pulso de alto voltaje en una segunda bobina, que se utiliza para la operación de las bujías.



Figura 21. Flujo magnético en tres posiciones del magneto



Nota. En la figura izquierda el flujo se encuentra en dirección con las manecillas del reloj. En el centro, al no haber alineamiento de los polos, el flujo se interrumpe en el núcleo. En la derecha, al invertir los polos del magneto, la dirección del flujo magnético en el núcleo también se invierte. Fuente: FAA (2018, a), adaptado por Escobar (2024).

Circuito eléctrico secundario

El sistema de encendido se compone de una segunda bobina, un rotor distribuidor, cables de ignición y las bujías. Su función es transportar el alto voltaje producido en el magneto hasta las bujías en el orden correcto.

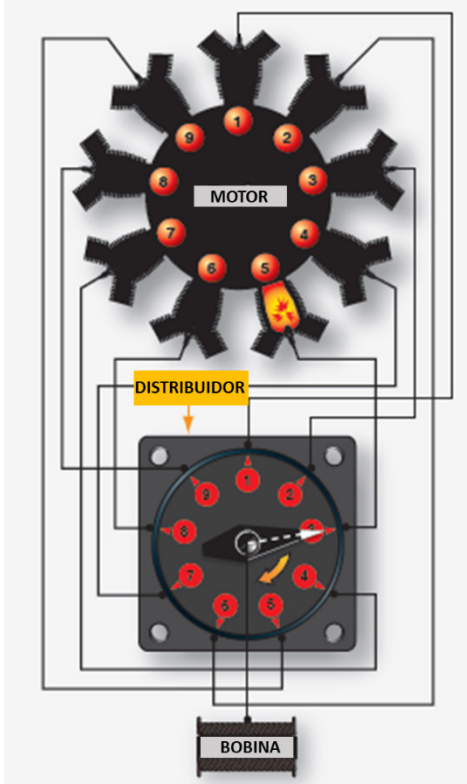
Bobina secundaria: Esta bobina está aislada de la primaria por un material aislante, aunque ambas están conectadas a los polos del núcleo. Cuando el circuito de la bobina primaria está cerrado, se generan líneas de fuerza magnética que inducen una fuerza eléctrica en la bobina secundaria. Al interrumpirse el circuito, el campo magnético colapsa, provocando que la bobina secundaria genere un pulso magnético de más de 20,000 voltios, que es dirigido al distribuidor.

Rotor distribuidor: El rotor distribuidor se compone de dos partes: una giratoria, fabricada con un material no conductor y equipada con un conductor, y una fija, o bloque del distribuidor, que también está hecha de un material no conductor y tiene terminales donde se conectan los cables de ignición que se unen a las bujías correspondientes.

El rotor distribuidor gira engranado con el cigüeñal a una cuarta parte de su velocidad. El bloque distribuidor tiene un número de terminales igual al número de cilindros del motor. Cuando el magneto alcanza el punto de máxima excitación para el cilindro 1 y el interruptor se abre, el rotor se alinea con el terminal correspondiente al cilindro 1 en el bloque distribuidor. Esto permite que el alto voltaje producido en la bobina secundaria sea dirigido a la bujía correspondiente. El rotor se alinea con los electrodos del bloque distribuidor



Figura 22. Relación entre números del distribuidor y cilindros



Fuente: FAA (2016), adaptado por Escobar (2024).

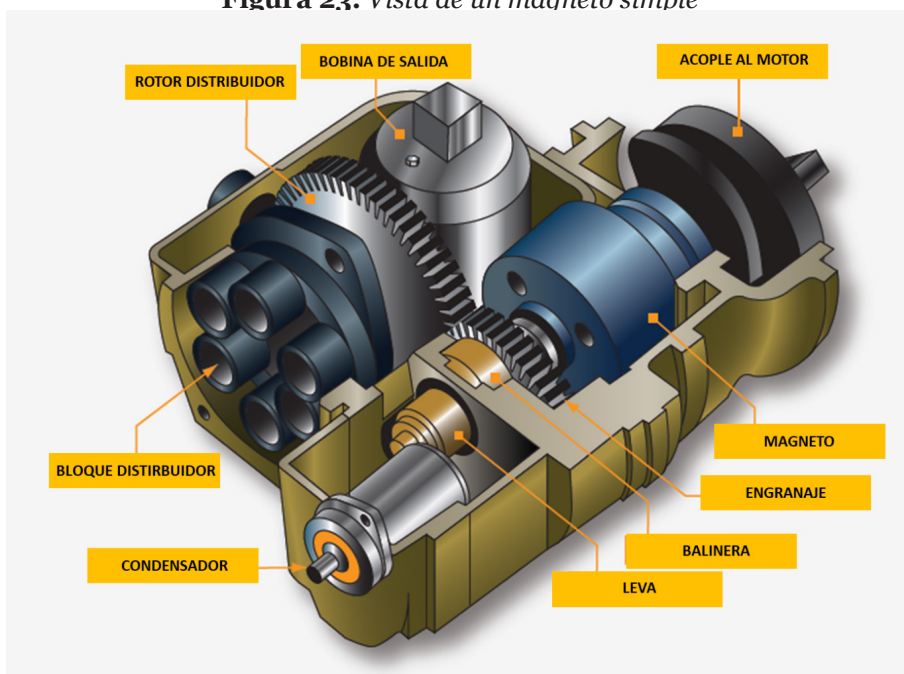
de tal manera que el orden de encendido no sigue el orden numérico de los cilindros, sino el orden de las bujías. Por ejemplo, en un motor de 9 cilindros, el orden de encendido sería 1-3-5-7-9-2-4-6-8. En la Figura 23 se muestra que cuando el distribuidor está conectado con el terminal 3, el cilindro que recibe la electricidad para la ignición es el cilindro 5, siguiendo el orden mencionado.

Arnés de ignición Los cables con aislamiento unen los terminales del bloque distribuidor con cada bujía en el cilindro y aíslan los campos magnéticos que podrían interferir con la corriente de alto voltaje necesaria para la ignición.

Bujías Generalmente, se encuentran dos bujías en cada cilindro. Su función es generar una chispa en el momento exacto cuando la mezcla de aire y combustible está comprimida y lista para la ignición. Las bujías reciben la alimentación del bloque distribuidor a través del arnés de ignición.



Figura 23. Vista de un magneto simple



Nota. Algunos modelos tienen un magneto simple que tiene el rotor y el bloque incorporados. Por lo general el sistema se compone de un magneto que comparte dos núcleos, bobinas y distribuidores independientes. Fuente: FAA (2018, a), adaptado por Escobar (2024).

SISTEMA DE LUBRICACIÓN

El propósito principal del sistema de lubricación es reducir la fricción entre las partes móviles, basándose en el principio de separación de las superficies en contacto. Tradicionalmente, se ha utilizado aceite para este propósito, reemplazando la fricción directa de metal contra metal por la fricción interna del fluido. De esta manera, no solo se prolonga la vida útil de los componentes, sino que también se incrementa la potencia generada por el motor.

El aceite es esencial para el motor, determinando su durabilidad. Su función de lubricación consiste en crear una película protectora entre las superficies metálicas, evitando el desgaste por fricción. Esta película debe ser capaz de amortiguar cargas, como ocurre en el cigüeñal. Cuando se produce la combustión en el cilindro, el pistón es empujado, transmitiendo una carga al cigüeñal a través de la biela. El aceite actúa como amortiguador, reduciendo el desgaste del metal contra metal. Además, el aceite cumple una función crucial en la refrigeración: más del 50% del enfriamiento del motor se realiza a través del aceite, que transfiere el calor interno del motor a un radiador.

Otra función importante del aceite es formar un sello que previene la salida de gases entre el cilindro y el pistón. Al ser un fluido, el aceite también mantiene



en suspensión partículas y contaminantes, limpiando el motor al recoger y eliminar residuos como el carbón mediante filtros. Además, el aceite previene la corrosión interna del motor, por lo que es recomendable evitar dejar los motores apagados por períodos prolongados.

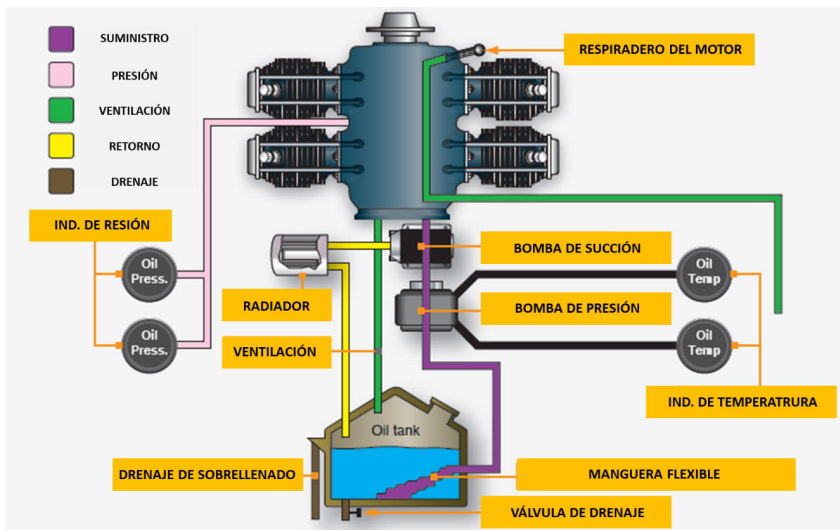
Es crucial seguir las especificaciones del fabricante respecto al tipo de aceite para cada motor, ya que los diferentes motores tienen requisitos específicos de viscosidad, soporte de temperatura y otras características. Utilizar un aceite diferente al recomendado puede causar daños al motor o incluso provocar un incendio.

Existen varios métodos para la lubricación de las partes del motor, y cada fabricante busca desarrollar sistemas más eficientes. Los métodos más comunes en aviación incluyen la lubricación por presión, el salpicado, o una combinación de ambos. Los sistemas de lubricación se diferencian también por el método de almacenamiento del aceite: el cárter húmedo, en el que el aceite se almacena dentro del motor (la caja del cigüeñal, en el caso de los motores recíprocos, actúa como tanque de almacenamiento), y el cárter seco, donde el aceite se almacena en tanques externos y es inyectado en el motor por bombas.

Sistemas de lubricación de cárter seco

Estos sistemas incluyen un tanque de almacenamiento de aceite, bombas de presión generalmente engranadas al motor, bombas de succión, un radiador o enfriador de aceite, filtros, válvulas, líneas o tuberías, e indicadores de presión y temperatura.

Figura 24. Esquema de un sistema de combustible de cárter seco



Fuente: FAA (2018, b), adaptado por Escobar (2024).



Tanques

En los sistemas de cárter seco, el aceite se almacena en tanques, generalmente fabricados en aluminio, ubicados cerca del motor. La ubicación y el diseño de estos tanques dependen en gran medida de la aeronave específica (ver figura 25). Los tanques deben contar con una válvula de drenaje para extraer agua o suciedad acumulada en el fondo. Además, suelen incluir un drenaje que también actúa como ventilación y prevención de sobrellenado.

El aceite de retorno entra en el tanque generalmente a través de una línea pegada a la pared, dirigiendo el fluido en forma circular. Esto ayuda a prevenir la formación de espuma. Las paredes en el fondo del tanque detienen el movimiento rotacional del aceite para evitar que el aire se introduzca en la bomba durante el proceso de recirculación.

Figura 25. *Tanque de un sistema de cárter seco*



Nota. Tanque de aceite de un UH-1H en mantenimiento.
Fuente: aircoach.nl (s.f.).

Bombas de presión y succión

Las bombas de presión suelen estar formadas por dos engranajes que giran dentro de una caja conectada a la caja de accesorios del motor. El aceite entra en la caja, donde se presuriza debido a la alta velocidad de los engranajes. El otro extremo de la bomba está conectado a la línea de presión, que primero filtra el aceite y luego lo introduce en el motor a través de inyectores. El diseñador del motor determina la cantidad de inyectores y los puntos de lubricación, como balineras. En los motores recíprocos, por ejemplo, es crucial lubricar el cigüeñal y las bielas.

El sistema de presión incluye una válvula de sobrepresión (bypass), que previene la detención del flujo de aceite en caso de obstrucción del filtro. Esta válvula permite que el aceite pase sin filtrar al motor si se presenta una obstrucción en el filtro.

Después de lubricar las partes del motor, el aceite cae por gravedad en sumideros ubicados en la caja del cigüeñal en motores recíprocos. Desde allí, una bomba de succión, engranada a la caja de accesorios del motor, extrae el aceite y lo dirige nuevamente al tanque de almacenamiento para reiniciar el ciclo.

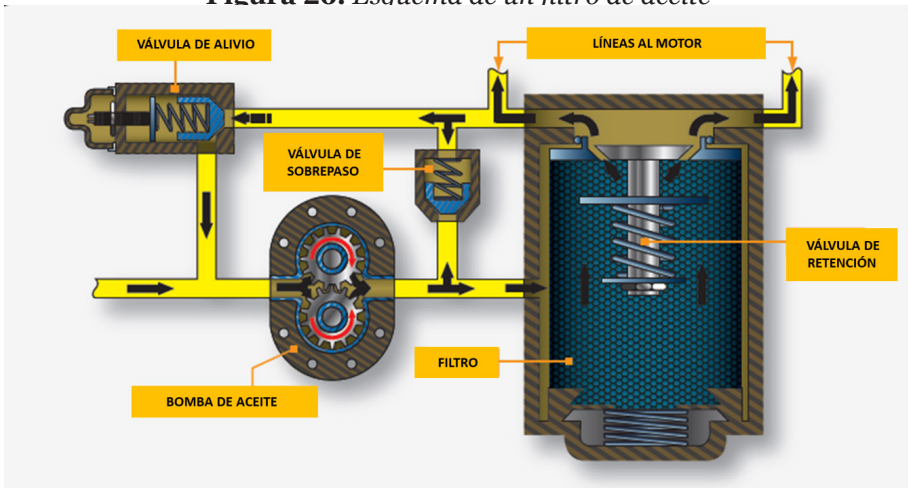


Filtro

El diseño y la efectividad del filtro varían según el fabricante. Algunos filtros son simples mallas metálicas o de otros materiales, mientras que otros son dispositivos complejos que hacen girar el aceite en su interior y extraen las impurezas mediante discos. En todos los casos, el objetivo es eliminar los residuos e impurezas del aceite que puedan causar daño a las partes del motor.

El filtro incluye una válvula de retención con resorte en la parte superior, operada por la presión del aceite entrante. Esta válvula previene la acumulación de aceite en los cilindros cuando el motor está apagado, especialmente en motores radiales recíprocos. La válvula permanece cerrada hasta que la presión del aceite supera los 3 psi, momento en el cual el resorte se comprime para abrirla (ver Figura 26). Los filtros deben ser inspeccionados y reemplazados periódicamente, de acuerdo con las indicaciones del fabricante.

Figura 26. Esquema de un filtro de aceite



Fuente: FAA (2018, b), adaptado por Escobar (2024).

Válvula reguladora de presión

En muchos casos, esta válvula se conoce como válvula de alivio, pero su función real es regular la presión del sistema a un valor predeterminado por el fabricante para evitar daños en el sistema de lubricación debido a una presión excesiva. Una presión elevada podría causar fallos en el motor. La válvula se ajusta mediante un tornillo que tensa o afloja un resorte en su interior. Si la presión supera el ajuste, el resorte cede y permite que el aceite fluya a través de una línea de regreso al tanque, reduciendo la presión para su reutilización.



Indicador de presión de aceite

El indicador de presión de aceite generalmente muestra la presión con la que el aceite entra al motor. En motores recíprocos, es común encontrar indicadores eléctricos, que constan de un diafragma conectado a un engranaje y una leva. Este diafragma es desplazado por la presión del aceite que ingresa al medidor. La expansión o contracción del diafragma mueve la leva, amplificando la señal eléctrica del circuito y reflejándola en la cabina (ver Figura 27).

Indicador de temperatura de aceite

Un bulbo se encuentra ubicado entre la salida del radiador o enfriador y la entrada del aceite al motor, conectado al indicador en la cabina. Este bulbo eléctrico mide la temperatura del aceite y muestra los límites de operación. Durante una falla en el sistema de lubricación, una lectura de baja presión generalmente se acompaña de una alta temperatura, y viceversa. Es normal que, durante operaciones en temperaturas ambiente cercanas al cero o inferiores, la temperatura del aceite tarde un poco en alcanzar los valores operativos normales.

Figura 27. Indicador de presión y temperatura de aceite



Nota. Usualmente la indicación de presión y temperatura de aceite la brinda un instrumento doble.

Fuente: generalaviationnews.com (2020).

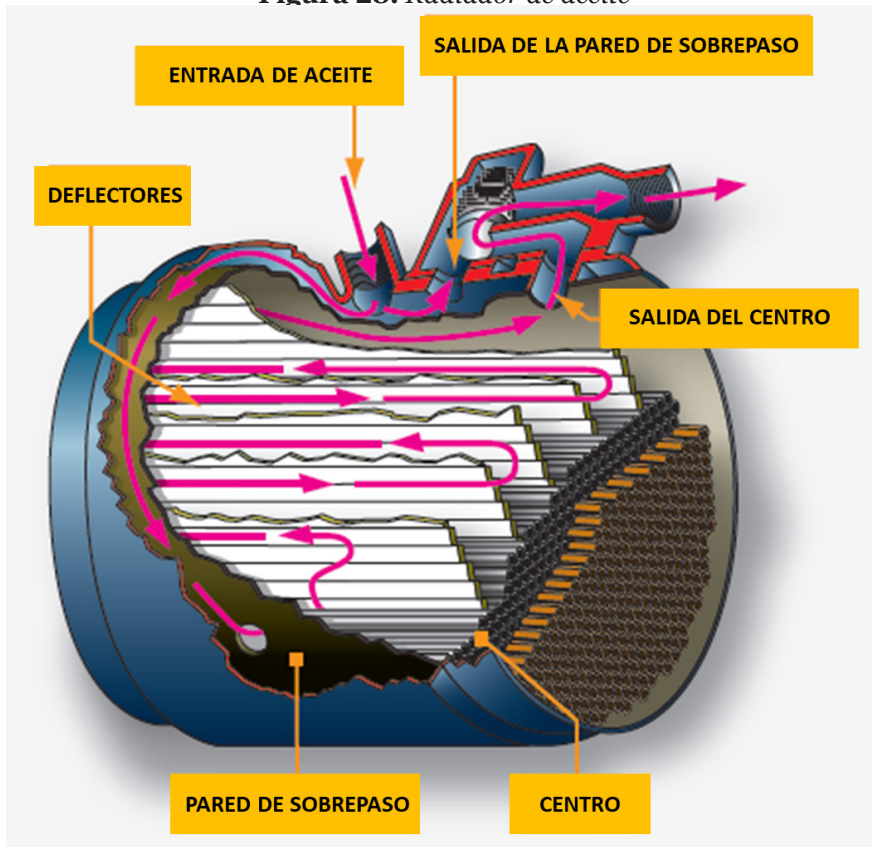
Radiador o enfriador

El radiador está compuesto por una serie de tubos metálicos dispuestos dentro de una estructura de doble pared. Estos tubos atraviesan la estructura de lado a lado y solo se tocan en las puntas, permitiendo que el aire fluya por los espacios entre ellos y transfiera calor del aceite caliente que circula por la tubería.

El aceite puede seguir dos rutas dentro del radiador, dependiendo de su temperatura. Una válvula termostática controla esta ruta. Si el aceite está por debajo del rango operativo, la válvula se contrae y permite que el aceite pase por la pared exterior del radiador. Si el aceite está por encima del rango, la válvula se expande y permite que el aceite pase por el centro de la tubería para enfriarlo (ver Figura 28).



Figura 28. Radiador de aceite



Nota. El aceite que no está lo suficientemente caliente sobrepasa el radiador por la pared exterior, pero, al alcanzar la temperatura indicada, la válvula se abre permitiendo el ingreso al centro del radiador donde la tubería es enfriada por aire. Fuente: FAA (2018, b), adaptado por Escobar (2024).

La fuente de aire que intercambia calor con la tubería dentro del radiador puede variar según el diseño de la aeronave. Puede tratarse de aire de impacto generado por la velocidad de la aeronave o de aire proporcionado por ventiladores eléctricos.

En cuanto al sistema de cárter húmedo, su funcionamiento es muy similar al del sistema de cárter seco descrito anteriormente, con la diferencia de que en el cárter húmedo el aceite y la bomba de presión están contenidos dentro de la caja del cigüeñal. En este sistema, las bombas de succión no son necesarias porque el aceite cae por gravedad al sumidero.

La cantidad de aceite necesaria depende del tamaño y diseño del motor, por lo que se debe consultar el manual de vuelo correspondiente. En un sistema de cárter seco, el nivel de aceite en el tanque se puede verificar mediante un visor



con marcas de referencia. En motores recíprocos de cárter húmedo, se utiliza una varilla medidora, similar a la que se usa en los automóviles. No obstante, existen otros métodos de verificación, por lo que se recomienda consultar el manual de la aeronave. En todos los casos, es obligatorio verificar el nivel de aceite antes de cada vuelo (ver Figura 29).

Figura 29. *Cantidad de aceite*



Nota. Izquierda, verificación de cantidad de aceite en un cárter húmedo de motor recíproco. Derecha, cantidad de aceite en un motor PT6-T3B de cárter húmedo. Fuente: FAA (2016) en CACOM-4 (s.f.).

SISTEMA DE REFRIGERACIÓN

El exceso de calor puede causar daños severos o incluso una falla completa del motor. Tanto en motores recíprocos como en motores de turbina, es crucial controlar el calor de manera efectiva para garantizar un funcionamiento óptimo. En aviación, debido a las limitaciones de peso y las altas velocidades, el método más común de enfriamiento es la refrigeración por aire de impacto. Sin embargo, algunas aeronaves utilizan un sistema de enfriamiento por líquido. En un motor recíproco, por ejemplo, los cilindros están equipados con un recubrimiento externo que alberga un líquido refrigerante. Este líquido absorbe el calor generado en el interior del motor y lo enfría mediante un radiador, que es similar o a veces idéntico al radiador del aceite.

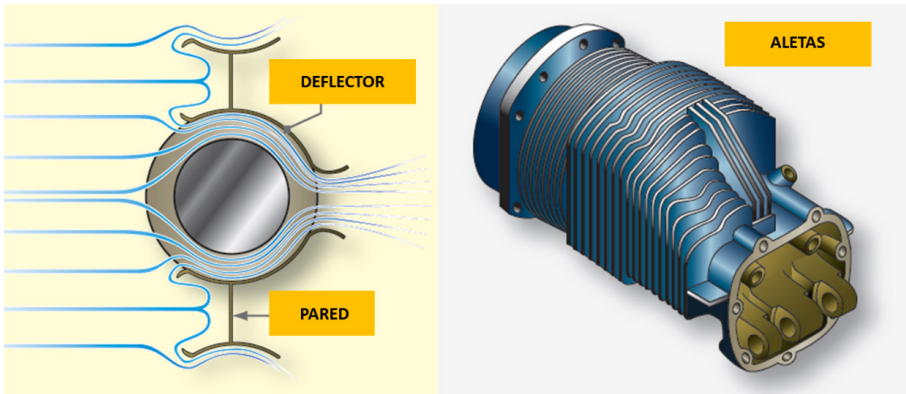
El calor excesivo puede afectar el funcionamiento del motor de tres maneras principales: alterando la combustión de la mezcla, reduciendo la vida útil de las partes del motor y perjudicando la lubricación. En un motor recíproco, aproximadamente un cuarto del calor producido por la combustión se utiliza para generar potencia; el resto debe ser disipado. Normalmente, la mitad de



este calor es eliminado a través del sistema de escape, mientras que el aceite juega un papel importante en este proceso, y el resto es gestionado por el sistema de refrigeración.

Para la refrigeración, se utilizan cubiertas y deflectores diseñados para intercambiar el calor del cilindro con el aire generado por la velocidad de la aeronave. Estos componentes desvían y dirigen el flujo de aire hacia las aletas ubicadas en la cabeza del cilindro, aumentando el área de exposición al aire y facilitando el intercambio de calor. Los deflectores mantienen el aire en contacto con las aletas y lo dirigen hacia los puntos de mayor generación de calor, dependiendo del modelo y tipo de motor (ver Figura 30). Finalmente, el aire caliente es expulsado a la atmósfera a través de orificios situados en la parte inferior de la cubierta del motor.

Figura 30. Sistema de deflectores y aletas de refrigeración por aire

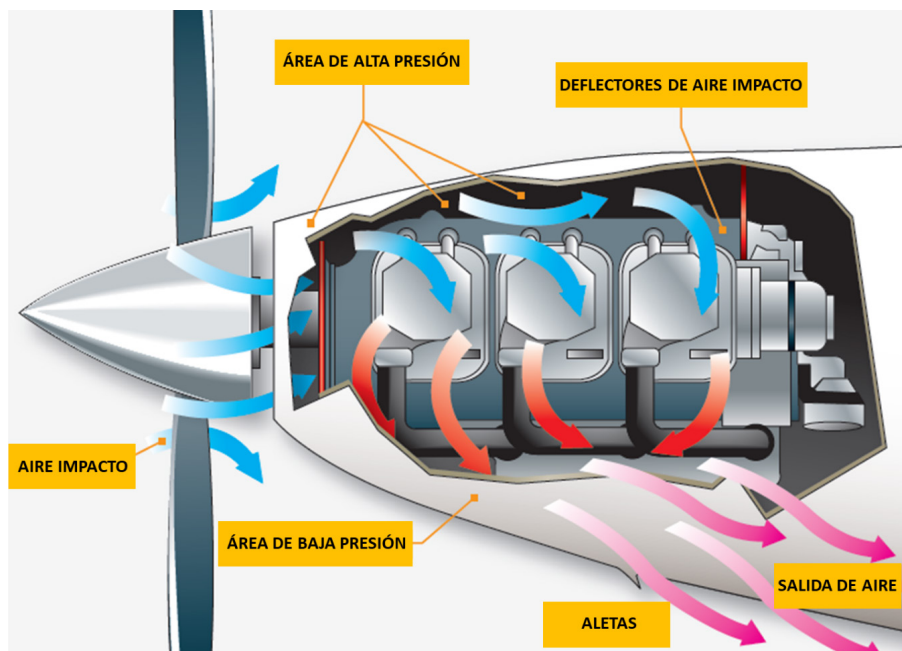


Nota. El aire es forzado a pasar por las aletas en la cabeza de cilindro. Fuente: FAA (2018, b), adaptado por Escobar (2024).

Este sistema de refrigeración es menos efectivo durante las operaciones en tierra, a bajas velocidades o en situaciones de alta demanda de potencia, como en despegues. Para mejorar la refrigeración del motor en estas condiciones, muchas aeronaves están equipadas con aletas que se pueden controlar desde la cabina. Estas aletas, al abrirse, permiten un mayor ingreso de aire de impacto, mejorando así la refrigeración del motor.



Figura 31. Sistema de refrigeración por aire



Fuente: FAA (2018, b), adaptado por Escobar (2024).

En muchas aeronaves, se utilizan indicadores de temperatura de la cabeza del cilindro para ofrecer una lectura directa de los cambios en la temperatura del cilindro. La temperatura del aceite, aunque menos inmediata, puede servir como una indicación secundaria y de verificación. Si se detecta una alta temperatura en la cabeza del cilindro, se puede controlar aumentando la velocidad del motor, enriqueciendo la mezcla, reduciendo la potencia o abriendo las aletas de refrigeración, si están instaladas.

SISTEMA DE ESCAPE

El objetivo del sistema de escape es recolectar y expulsar los gases a alta temperatura producidos por la combustión, garantizando la seguridad de la tripulación, los ocupantes y la aeronave. En los motores recíprocos, existen dos tipos de sistemas de escape: el abierto y el colector.

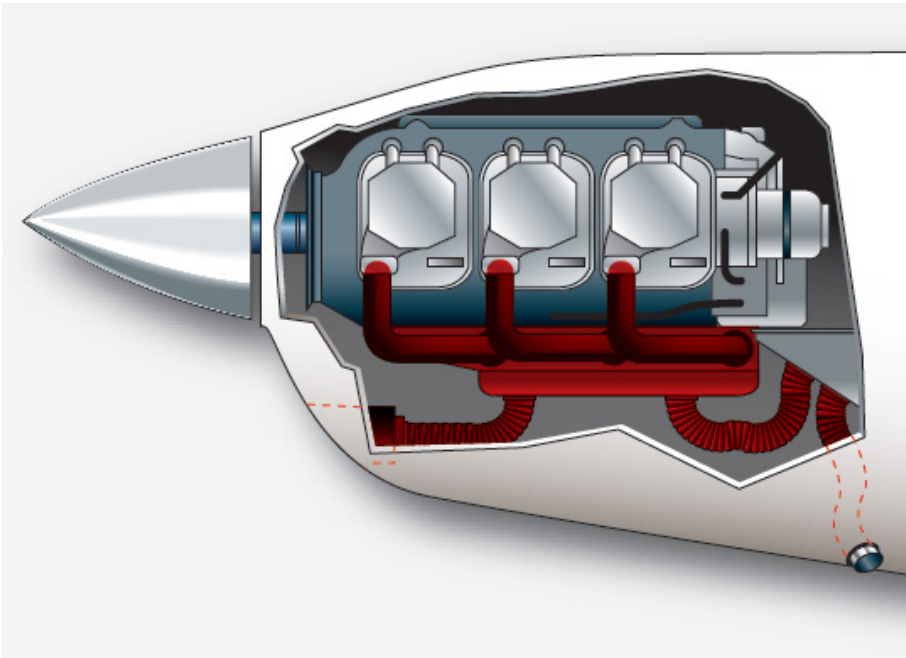
- **Sistema Abierto:** Común en aeronaves de baja potencia o sin sistema de sobrealimentación, donde los gases de escape se expulsan directamente al ambiente.
- **Sistema Colector:** Recoge los gases de escape y los dirige al exterior a través de tuberías. Este tipo de sistema se encuentra en todas las



aeronaves equipadas con turbocargadores, ya que los gases de escape se utilizan para operar la turbina.

Los componentes típicos de un sistema de escape colector incluyen las tuberías asociadas, un silenciador y una cubierta para el silenciador. Los gases producidos por la combustión en el cilindro se expulsan a través de la válvula de escape. Una tubería conectada al cilindro recolecta los gases expulsados y los dirige a la atmósfera a través del silenciador (ver Figura 32).

Figura 32. *Típico sistema de escape colector*



Fuente: FAA (2018 b).

El silenciador cuenta con una cubierta diseñada para calentar el aire exterior con diversos propósitos, como la calefacción de la cabina. El aire pasa a través de la cubierta y el silenciador, calentándose con la temperatura de los gases de escape antes de ser utilizado.

En muchas aeronaves, dependiendo del diseño, se utilizan indicadores de temperatura de gases de escape (EGT). Estos indicadores proporcionan una medida de la temperatura en el colector de gases de escape y son útiles para controlar la mezcla de aire y combustible, ya que la temperatura varía proporcionalmente con la mezcla. Una EGT baja indica una mezcla rica en combustible, mientras que una EGT alta sugiere que la mezcla es demasiado pobre.



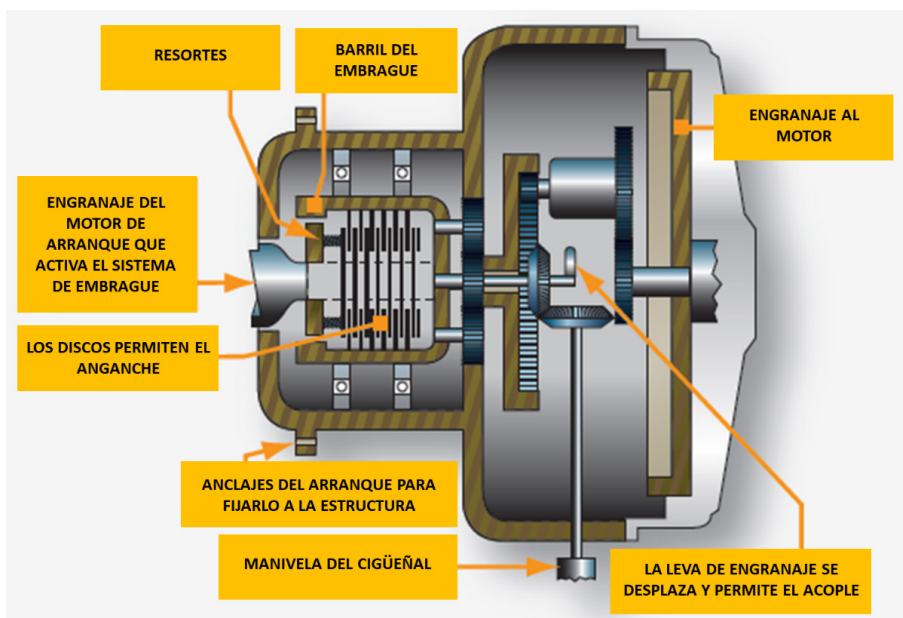
SISTEMA DE ENCENDIDO

Todos los motores de combustión interna ya sean recíprocos o de turbina, requieren un sistema de arranque para iniciar el encendido. Este dispositivo, generalmente eléctrico, genera grandes cantidades de energía mecánica que, al aplicarse al motor, lo hace rotar para facilitar la ignición. En ese momento, el motor se considera capaz de mantenerse por sí mismo.

En la mayoría de las aeronaves con motores recíprocos, se emplea un sistema eléctrico de arranque directo, que está acoplado directamente al motor. Anteriormente, este proceso se realizaba manualmente impulsando la hélice hasta alcanzar ciertas revoluciones.

Un sistema típico de arranque directo incluye principalmente un motor eléctrico, engranajes reductores, cables, solenoides y un mecanismo automático de enganche y desenganche operado desde un embrague de liberación ajustable (ver Figura 33). Al aplicar una corriente eléctrica, generalmente procedente de la batería a bordo y controlada por un solenoide, el motor de arranque se engancha automáticamente al volante del motor mediante engranajes. Cuando se energiza la barra principal al cerrar el solenoide, el motor de arranque se activa. Sin embargo, este no comenzará a funcionar hasta que se cierre el solenoide desde la cabina al colocar el interruptor de ignición en la posición START; luego, el interruptor regresa automáticamente a la posición BOTH.

Figura 33. Mecanismo automático de enganche y desenganche



Fuente: FAA (2018, b), adaptado por Escobar (2024).



Desde luego, todos los procedimientos previos para la ignición, como el control del combustible y la mezcla, deben haberse completado antes de iniciar el proceso. Una vez que el motor está activado, se engancha mediante el mecanismo del embrague de liberación, permitiendo que una leva se desplace hasta el mecanismo de engranajes. Al acoplarse al volante del motor y girarlo, este también hace girar el cigüeñal, dado que ambos están engranados, y el cigüeñal mueve los pistones, permitiendo la ignición (Twombly, 2000) (ver Figura 34). Mientras el torque en el sistema sea inferior al ajustado en el mecanismo, este permanecerá enganchado. Cuando el torque generado por el motor supera el ajuste, el embrague se desengancha automáticamente, haciendo que la leva regrese al interior del embrague, y el motor ya está encendido.

Figura 34. *Conjunto de volante y arranque*



Fuente: FAA (2018 b), adaptado por Escobar (2024).

Se debe tener extrema precaución al encender el motor de la aeronave y verificar que no haya personas u objetos cerca de la hélice. Además, es importante bloquear los frenos para prevenir un desplazamiento inadvertido durante el proceso de ignición. Ignorar estas normas básicas de seguridad puede causar lesiones graves o daños extremos a la aeronave.

La energía eléctrica para el arranque del motor puede provenir de la batería o de una fuente externa conectada a la aeronave. Se debe tener especial cuidado al usar plantas externas, ya que estas suelen ser ajustables para diferentes aeronaves. Si una planta externa ha sido utilizada previamente con una aeronave que requería mayor voltaje o amperaje, puede causar un cortocircuito al conectarse a una aeronave con requerimientos distintos. Se recomienda consultar el manual de la aeronave para conocer los límites del sistema eléctrico.

En el caso de aeronaves con motores de turbina, el sistema de encendido presenta algunas variaciones, aunque mantiene el mismo principio general. El motor de arranque eléctrico, que suele ser el mismo que el generador eléctrico, se engancha al compresor y lo hace girar para comprimir el aire de la combustión. Una vez se inicia la combustión, el arranque no se desengancha automáticamente; debe asistir a la turbina hasta que alcance la velocidad necesaria para autosustentarse.



Antes de arrancar el motor, observe el medidor de presión del múltiple, que debe indicar la presión atmosférica aproximada cuando el motor no está funcionando. Al nivel del mar, esto es aproximadamente 30 "Hg, y se reduce en aeródromos con mayor altitud, dependiendo de la altura sobre el nivel del mar. Además, verifique todos los medidores del motor para confirmar la lectura correcta de la configuración de apagado del motor.

La técnica correcta de arranque es crucial para la operación del motor. A menudo se utilizan procedimientos inadecuados debido a desconocimiento o mala interpretación de conceptos básicos de la operación del motor. Consulte el manual de la aeronave y familiarícese con él (FAA, 2018b, p. 10-25).

SISTEMA ELÉCTRICO

El correcto desempeño de una aeronave depende en gran medida del funcionamiento y mantenimiento del sistema generador de energía eléctrica. Este sistema ha evolucionado con la aviación, pasando de ser un complemento en los primeros años a convertirse en un sistema neurálgico. Cada día, las aeronaves se vuelven más dependientes del suministro de energía eléctrica, involucrando tanto corriente directa (DC) como alterna (AC) en complejos circuitos que soportan la operación de la aeronave.

Un sistema típico incluye los siguientes componentes básicos: una fuente de generación de energía, distribución y protección primaria de la energía, convertidores y almacenamiento de energía, y la distribución y protección secundaria. Estos componentes pueden variar según el diseño de cada aeronave.

Fuentes generadoras de energía

La diferencia entre la corriente directa (DC) y la corriente alterna (AC) radica en que la primera mantiene una dirección constante, mientras que la segunda cambia de dirección periódicamente (Serway & Jewett, 2009, p. 135).

Corriente directa – DC

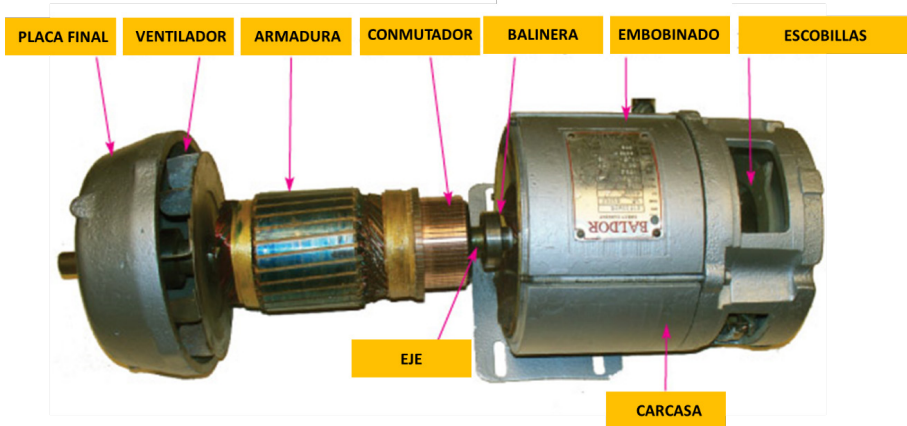
El sistema utiliza generadores regulados para producir, generalmente, 28 Voltios DC. Estos generadores son autogenerados, es decir, están engranados al motor y producen energía a través de la rotación de electroimanes en su interior, con bobinas de alta resistencia conectadas a la armadura. No necesitan una fuente eléctrica externa para su excitación, convirtiendo así energía mecánica en energía eléctrica. Un conmutador regula y transforma la electricidad AC en corriente usable y estable de DC (ver Figura 35).

El motor de la aeronave hace girar la armadura alrededor del electroimán, y las bobinas de la armadura cruzan el campo magnético del estator, induciendo la corriente eléctrica. Unas escobillas, normalmente de carbono, mantienen contacto con el conmutador, asegurando que siempre haya dos en contacto, una positiva y una negativa, y cumplen la función de rectificación de la corriente.



Como los generadores están engranados al motor y la velocidad de este nunca es constante, afecta directamente la producción de energía eléctrica. Por lo tanto, se necesita un regulador de voltaje para mantener la energía siempre constante, a pesar de los cambios en el motor y las cargas del generador. La energía eléctrica DC se utiliza para alimentar algunos sistemas de la aeronave y mantener la carga de la batería.

Figura 35. Partes de un generador eléctrico



Nota. Los componentes del generador pueden variar según el diseño de cada aeronave. Fuente: electricalacademia.com (s.f.), adaptado por Escobar (2024).

Controles del Generador

Generador de Corriente Directa – DC

Los elementos básicos para el control de la generación de energía eléctrica DC incluyen:

- 1. Regulación de Voltaje**
Dado que el generador está engranado al motor, la carga producida puede verse afectada por cambios en la velocidad del motor. Por ello, se requiere una regulación automática que compense estos cambios. Una resistencia conectada en serie con las bobinas del generador desconecta el sistema para protección si se detecta un cambio mayor a 400 amperios o 12 kilovatios (U.S. Department of Defense, 1980, p. 4).
- 2. Operación en Paralelo**
En aeronaves con dos o más motores, cada motor tiene su propio generador para servir como respaldo en caso de falla del motor o del



generador. Reguladores de voltaje permiten la conexión en paralelo de los generadores, asegurando que no interfieran entre sí durante la operación normal y asuman la carga en caso de falla de uno de ellos.

3. Protección del Sistema

- **Corriente Reversa:** Se previene el flujo de corriente en sentido contrario mediante cortacircuitos, asegurando que el sistema sea asumido por un generador de respaldo o la batería, evitando daños en los componentes eléctricos del generador.
- **Sobrevoltaje:** Si el generador produce una energía superior a la regulada debido a una falla en el circuito de excitación, el controlador de sobrevoltaje abre la línea de contacto para apagar el generador y evitar daños permanentes en los sistemas de la aeronave.
- **Bajo Voltaje:** Cuando el generador no produce la energía eléctrica esperada, se presenta una situación similar a la de corriente reversa. El controlador debe sacar el generador de línea para protegerlo.

Controles del Generador de AC

1. Regulación de Voltaje

La regulación del voltaje en un generador de AC es más compleja debido a las frecuencias fijas o variables. Se utilizan soluciones específicas que incluyen amplificadores de frecuencias, preamplificadores y detectores de errores complejos.

2. Operación en Paralelo

Al igual que en el generador de DC, los generadores de AC deben funcionar en paralelo. Sin embargo, esto es más complejo debido a las diferencias en frecuencias. Es preferible que se utilicen en sistemas no principales, como protección contra hielo y lluvia, si los generadores tienen frecuencias variables. Sin embargo, la operación en paralelo es posible mediante dispositivos que regulen la velocidad y el campo de los generadores.



3. Protección del Sistema

- **Sobrevoltaje y Bajo Voltaje:** Funcionan de manera similar a los generadores de DC, con protección contra sobre y baja excitación.
- **Sobre Frecuencia y Baja Frecuencia:** La regulación de frecuencias es crucial para evitar la interrupción entre generadores. Se utilizan dispositivos que ajustan las frecuencias y, en caso de variaciones que afectan el sistema, desconectan el generador como medida de protección.
- **Corriente Diferencial:** Sensores monitorean la corriente para detectar cortocircuitos que demanden una alta carga en una fase de energía. Al detectar una anomalía, el generador se desconecta mediante un cortocircuito.

Distribución primaria

La distribución primaria de energía eléctrica en una aeronave tiene como objetivo recibir y consolidar las entradas de energía para facilitar la conexión de la aeronave a diversas fuentes de energía eléctrica. Estas fuentes pueden incluir:

- **Generador Principal:** Proporciona energía a través de un cortocircuitos y una unidad de control GCU (Generador Control Unit).
- **Generador de Soporte:** Actúa como respaldo adicional al generador principal.
- **Unidad Auxiliar de Potencia – APU:** Ofrece energía eléctrica cuando el motor principal no está en funcionamiento.
- **Planta Externa:** Se conecta a la aeronave para suministrar energía eléctrica externa, especialmente durante el mantenimiento o en tierra.
- **Turbina de Aire Impacto:** En situaciones de emergencia, algunas aeronaves utilizan una turbina movida por el aire de impacto para proporcionar energía eléctrica a sistemas esenciales (ver Figura 36).



Figura 36. *Turbina de aire impacto*



Fuente tmas.es (s.f.)

Convertidores y almacenamiento de energía

En aeronaves, la conversión de energía eléctrica es esencial para adecuar la energía generada a las necesidades específicas de los sistemas y equipos a bordo. Las conversiones típicas incluyen:

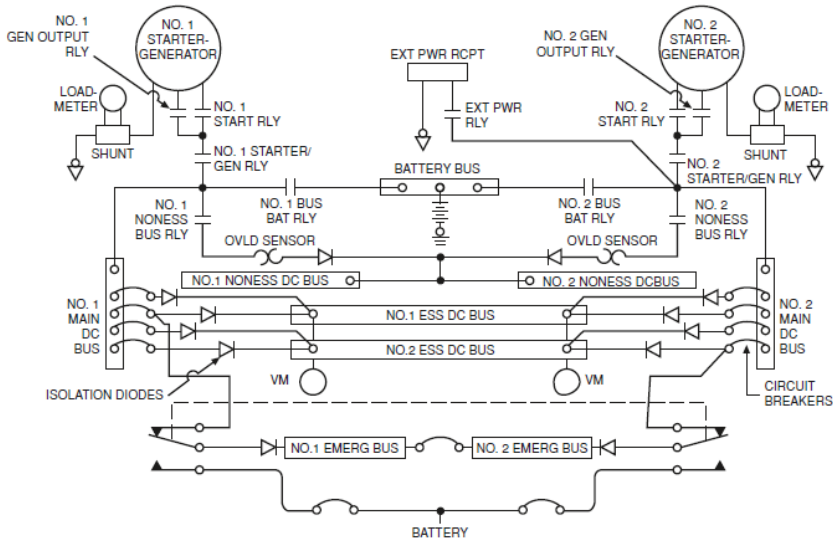
- **De Corriente Directa (DC) a Corriente Alterna (AC):** Por ejemplo, convertir 28 VDC a 115 VAC, o viceversa.
- **De un Voltaje de AC a Otro:** Como convertir 115 VAC a 26 VAC.
- **Voltajes Específicos:** En aeronaves de última generación, como el F-22, donde el voltaje producido es de 270 VAC y debe ser convertido a 115 VAC, 26 VAC y 28 VDC, según los requerimientos específicos (Moir & Seabridge, 2008, p. 201).

Algunos dispositivos utilizados para estas conversiones son:

- **Invertidores:** Convierten corriente DC de 28 VDC a corriente alterna de 115 VAC para alimentar instrumentos en el panel, como el piloto automático, en caso de falla del sistema de AC. Los invertidores modernos son de estado sólido y utilizan rectificadores controlados de silicona (SCR) para sintetizar ondas de AC en pulsos de DC.



Figura 37. Esquema de un sistema típico de DC



Nota. El esquema es de la distribución de la energía DC del sistema eléctrico de un Bell-412, nótese como las fuentes de energía ingresan al sistema por las barras principales (main DC bus), distribución primaria. Y se derivan para las barras esenciales y no esenciales donde se conectan todos los dispositivos, distribución secundaria. Fuente: Flight Safety International (2012).

Unidad transformadora y rectificadora (TRU)

Este es uno de los métodos más utilizados para la conversión de energía eléctrica. Se usa para convertir 115 VAC en 28 VDC, mediante bobinas que comprimen las tres fases de AC en una, realizando la rectificación al voltaje requerido.

Autotransformadores

Su función es convertir 115 VAC en 26 VAC. Su funcionamiento es sencillo: mediante una barra y una bobina, se induce la energía eléctrica, y la bobina de salida tiene menos vueltas de alambre conductor, lo que reduce el voltaje.

Cargadores de Batería

Este es un TRU dedicado exclusivamente a cargar la batería. Es necesario porque se debe mantener la temperatura interna de la batería dentro de ciertos límites. Esta es la razón por la cual muchas aeronaves optan por no incluir su carga en la función del TRU principal de la aeronave.



Baterías

Por lo general, están construidas de Níquel-Cadmio (Ni-Cd) con un electrolito de hidróxido de potasio. Estas baterías facilitan un medio de almacenamiento de energía eléctrica en DC cuyo propósito es proveer energía durante el encendido de la aeronave cuando no hay otra fuente disponible, suministrar energía a los sistemas en caso de emergencia por un tiempo limitado y asistir en la amortiguación de cargas transitorias en el sistema de DC. La carga de la batería se mide en amperios hora; por ejemplo, una batería de 40 Amp/hr tiene la capacidad de suministrar un amperio durante 40 horas o 40 amperios durante una hora.

Distribución Secundaria

La función de la distribución secundaria es repartir la energía eléctrica en los sistemas que dependen de ella, utilizando diversos elementos.

Interruptores

Estos dispositivos permiten cerrar o abrir un circuito y facilitan el paso de una gran cantidad de energía eléctrica. Pueden ser operados manual o automáticamente, dependiendo del dispositivo, la posición dentro del sistema y el propósito para el cual se instalaron. Su modo de operación puede requerir una señal para cerrar el circuito, o pueden estar magnéticamente cerrados y necesitar una señal para abrir el circuito. Por ejemplo, un interruptor manual se opera cuando el piloto coloca la perilla del encendido en la posición START, cerrando inmediatamente el circuito y permitiendo el flujo de electricidad. Cuando el bulbo de temperatura del aceite percibe un aumento por encima del valor predeterminado, automáticamente opera el interruptor y cierra el circuito para prender una luz de advertencia en la cabina; este es del tipo automático. Los relés son interruptores muy populares porque son más económicos, livianos y simples. Se usan cuando el requerimiento no supera los 20 amperios.

Corta Circuitos

Su función es servir como limitadores del voltaje para la protección del sistema o de un dispositivo en particular. Estos dispositivos tienen un contacto y un elemento bimetálico. Cuando se percibe una sobrecarga, el elemento bimetálico se abre y corta el flujo de energía. Pueden tener diferentes amperajes para adaptarse a las necesidades de los sistemas. Cuando el cortacircuitos se ha abierto, en la cabina se saltará un botón indicando la falla; si se vuelve a introducir, el circuito se cerrará nuevamente y puede ocasionar un daño en el dispositivo asociado.



Figura 38. Amperímetro y Voltímetro



Fuente: Escobar (2024).

Controladores de Estado Sólido

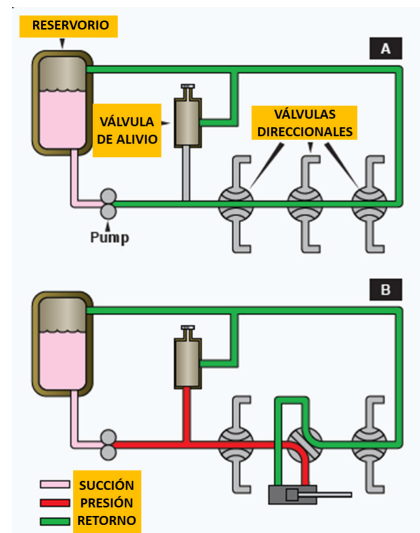
Estos dispositivos cumplen la función de interruptor o relé y de cortacircuito al mismo tiempo, lo que sugiere un ahorro en peso y espacio en la cabina. Son cada vez más populares.

Indicadores de voltaje y amperaje

Como un medio de control para el piloto, este sistema generalmente provee un instrumento para monitorear el amperaje producido por el generador y el voltaje que está recibiendo el sistema de distribución primaria.

Una vez generada y distribuida, la energía eléctrica estará al servicio de sistemas como motores, luces, instrumentos de navegación, radios de comunicaciones, entre otros. Es muy importante conocer a profundidad el sistema eléctrico de su aeronave para identificar fallas de manera oportuna y efectiva. Por ejemplo, esto es vital cuando se es impactado con armas de fuego, ya que pueden dañar alguna barra y algunos instrumentos pueden dejar de funcionar. El desconocimiento puede llevar a asumir un procedimiento de emergencia equivocado.

Figura 39. Sistema hidráulico de centro abierto



Fuente: FAA (2018, d) adaptado por Escobar (2024).

SISTEMA HIDRÁULICO

En muchas aeronaves, la operación de componentes como los frenos, las superficies de control, los flaps y el tren de aterrizaje dependen de la asistencia hidráulica. La complejidad del sistema dependerá del diseño y las necesidades de la aeronave.

El principio de funcionamiento del sistema hidráulico fue descubierto por el filósofo, físico y matemático francés Blaise Pascal. Un cambio de presión aplicado a un fluido en reposo dentro de un recipiente se transmite sin alteración a través

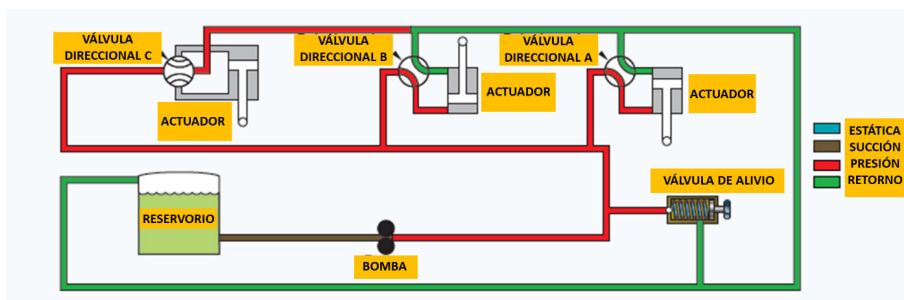


de todo el fluido. Es igual en todas las direcciones y actúa mediante fuerzas perpendiculares a las paredes que lo contienen. Bajo este principio funciona la prensa hidráulica, que permite, con cambios de montaje, ejercer una fuerza muy pequeña en un lado y obtener una muy grande en el otro (Jardún et al., s.f., p. 7).

El fluido hidráulico utilizado en el sistema es especificado por el fabricante según diferentes factores. Por ejemplo, la viscosidad facilita el sellado de bombas, válvulas y pistones, pero no debe resistirse a fluir. La estabilidad química es importante para resistir la oxidación durante largos períodos. El punto de evaporación y ebullición debe ser alto para soportar las temperaturas del sistema. Consulte el manual de la aeronave para familiarizarse con el fluido hidráulico especificado por el fabricante. Uno de los más populares es el aceite mineral MIL-H-5606 o el MIL-H-6083, que es una evolución del anterior con capacidades de inhibición de óxido. Tenga en cuenta que mezclar los aceites hidráulicos puede hacerles perder sus características y generar daños permanentes.

Los sistemas hidráulicos pueden ser de centro abierto o cerrado. En el centro abierto (ver figura 39), el fluido fluye por el sistema sin operar ningún actuador; cuando se necesita, una válvula direccional bloquea el subsistema asociado y el fluido pasa al actuador. En el centro cerrado (ver Figura 40), el fluido fluye por el sistema y los actuadores están conectados en paralelo, de manera que se operan todos al mismo tiempo.

Figura 40. Sistema hidráulico de centro cerrado



Fuente: FAA (2018, d), adaptado por Escobar (2024).

Componentes básicos de un sistema hidráulico

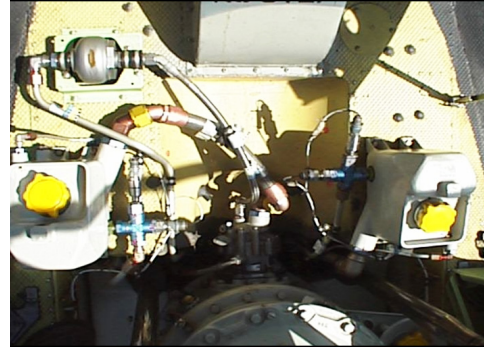
Un sistema hidráulico básico incluye un reservorio o tanque, una bomba de presión, una válvula direccional, válvulas de restricción, válvulas de alivio, una válvula selectora, actuadores y un filtro. Por supuesto, estos componentes varían según la complejidad de la aeronave.



Reservorios

Su función principal es almacenar el fluido hidráulico empleado en el sistema, pero también previenen, mediante paredes, que el fluido forme remolinos en su interior, lo cual podría generar burbujas y afectar el sistema. Además, sirven como recipientes de desbordamiento para el exceso de fluido producido por la expansión térmica (ver figura 41). Existen reservorios no presurizados, para las aeronaves que no vuelan a gran altitud, y presurizados, para aeronaves que operan a grandes altitudes y necesitan la presurización del reservorio para garantizar el flujo del aceite. Esta presurización se realiza mediante el mismo sistema o por aire, utilizando aire sangrado del motor.

Figura 41. *Reservorios
Sistema Hidráulico Bell-212*



Fuente: Escobar (2024).

Filtros

Su función es limpiar el fluido hidráulico de impurezas de hasta 10 micrones; para hacerse una idea, un cabello humano tiene 100 micrones. Estas impurezas pueden taponar una línea o un actuador y generar daños en el sistema. Los filtros pueden estar ubicados junto con la bomba de presión en un solo conjunto que también aloja el reservorio y la válvula de alivio, llamado el paquete hidráulico (Hydraulic Pack). Por lo general, tienen un indicador de bloqueo que funciona con la presión diferencial y debe revisarse antes de cada vuelo, y una válvula de sobrepaso que permite el paso del fluido sin filtrar en caso de que el filtro se bloquee.

Bombas de presión

En todos los sistemas se necesita por lo menos una bomba de presión. Estas, generalmente, son impulsadas por la caja de accesorios del motor o por la transmisión, dependiendo de la aeronave. Sin embargo, también existen bombas manuales, que se usan en caso de emergencia, eléctricas y de aire impacto, cuyo funcionamiento es muy similar al explicado en el sistema eléctrico.

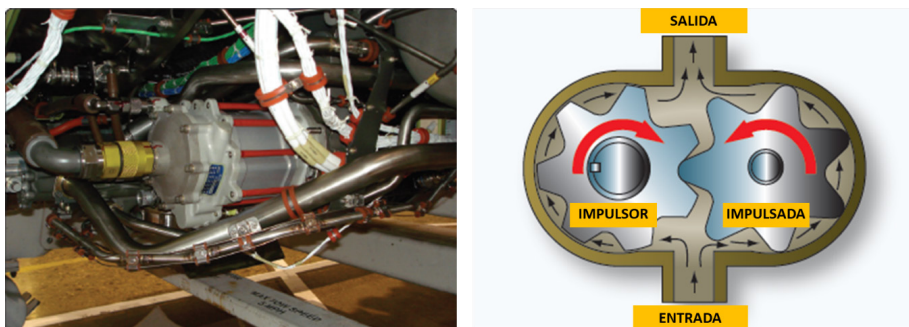
Las bombas se pueden clasificar en desplazamiento positivo y no positivo. La diferencia es que, en la segunda, la salida del fluido varía con la presión; si el puerto de salida de la bomba está tapado, la presión interna aumentará y el flujo de salida se suspenderá. Por su parte, la bomba de desplazamiento



positivo mantiene el flujo de salida constante, de manera que un taponamiento en el puerto de salida ocasionará un aumento repentino en la presión para abrir la válvula de alivio de presión. Por lo general, las bombas usadas en los sistemas hidráulicos son del tipo desplazamiento positivo.

Bombas accionadas por energía: Las bombas más usadas en los sistemas hidráulicos se componen de dos engranajes que giran dentro de una carcasa. Como el espacio entre ellos y la carcasa es extremadamente reducido, al girar aumentan la presión del fluido. Por lo general, un engranaje es impulsado por el motor y activa al otro. Estas bombas tienen conectado el puerto de entrada al reservorio y el de salida a la línea de presión, y también se les conoce como de tipo engranaje (ver Figura 42). Sin embargo, existen otros tipos como las de pistón o de rotor generado.

Figura 42. Bomba de tipo engranaje



Fuente: FAA (2018, d), adaptado por Escobar (2024).

Válvulas

Válvulas de control de flujo: Su propósito es controlar la dirección y la velocidad del fluido hidráulico. Estas válvulas determinan si un subsistema está en funcionamiento y la potencia hidráulica que utiliza.

Válvulas Selectoras: Son usadas para controlar la dirección del movimiento de un actuador o servoactuador, permitiendo el ingreso y el retorno del fluido hidráulico. Estas válvulas determinan si el sistema es de centro abierto o cerrado, concepto explicado anteriormente. Mediante las válvulas es posible tener un solo servoactuador para dos movimientos diferentes. Por ejemplo, si la válvula se posiciona de una manera, permite un movimiento del servoactuador, y si se posiciona de manera opuesta, permite el movimiento en la dirección contraria, dependiendo de la ruta que siga el fluido al entrar y salir. A estas se les denomina válvulas de cuatro vías (ver Figura 43).

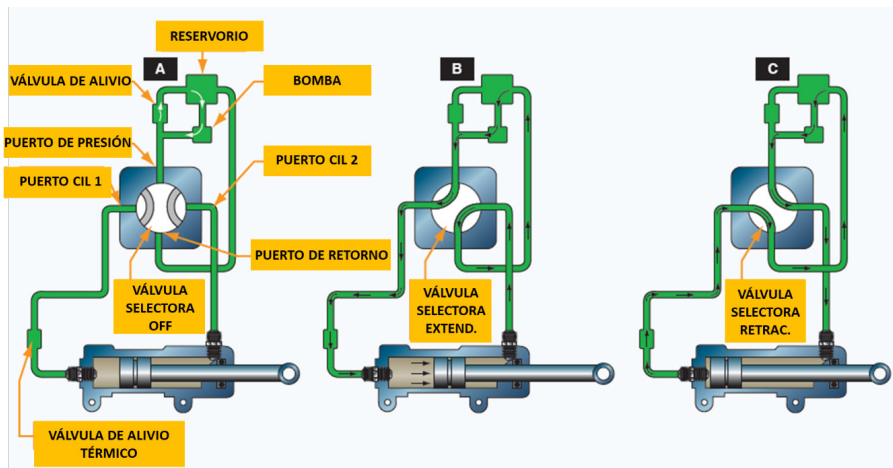


Cabe recordar que, si las válvulas son de centro cerrado, necesitarán un solenoide eléctrico que las opere o una leva mecánica. De esta manera, cuando el servoactuador alcanza el movimiento máximo, opera un interruptor que energiza de nuevo el solenoide y la válvula se volverá a cerrar, iniciando el ciclo nuevamente.

Válvulas de retención (Check) Estas válvulas permiten el flujo del fluido hidráulico en un solo sentido. Son bastante simples: un resorte con una bola se retrae con la presión para permitir el paso del fluido, y cuando esta se interrumpe, el resorte se estira y la bola atrapa el fluido en la línea. En algunas ocasiones, estas válvulas cuentan con un orificio calibrado que permite el regreso del fluido de manera controlada, lo cual es muy útil como amortiguador, entre otros usos.

Válvulas secuenciales Estas válvulas permiten operar circuitos de manera independiente y secuencial. Por ejemplo, para bajar el tren de aterrizaje, primero deben abrirse las puertas y luego bajarse el tren. Su construcción es similar a una válvula de alivio, pero en lugar de regresar el fluido al tanque, permite el paso a la segunda parte de la secuencia y así sucesivamente.

Figura 43. Operación de una válvula de cuatro vías de centro cerrado



Nota. A. La válvula se encuentra cerrada y por lo tanto el servoactuador no está operando. B. La válvula está extendida y el servoactuador se desplaza hacia la derecha. C. La válvula se encuentra retraída y el servoactuador se desplaza a la izquierda. Fuente: FAA (2018 d), adaptado por Escobar (2024).



Válvulas Prioritarias

En caso de que se presente un bajo nivel de fluido o presión en el sistema hidráulico, estas válvulas desvían el fluido hacia subsistemas críticos y aíslan aquellos que no son tan importantes. Suponga que el sistema está operando a presión normal y todos los subsistemas están siendo alimentados, ya que en la válvula hay un resorte que es contraído por la presión del fluido. Cuando la presión desciende por debajo de ese valor, el resorte calibrado se extiende y cierra el paso del fluido a los sistemas designados como no esenciales por el fabricante. Por ejemplo, con una baja de presión en el sistema hidráulico, el freno de rotor en los helicópteros puede dejar de funcionar, mientras que los controles de vuelo mantienen la energía hidráulica.

Válvulas de Control de Presión

Una operación eficiente y segura del sistema hidráulico depende del control de la presión del fluido. En algunos casos, la presión debe ser desviada porque superó la presión máxima del sistema; en otros, debe ser reducida.

Válvulas de Alivio

La presión ejercida sobre el líquido confinado debe ser regulada para evitar daños en los actuadores, otros componentes o la ruptura de las líneas. Las válvulas de alivio tienen un resorte calibrado a un valor predeterminado de presión. Cuando esta se excede, el resorte se contrae y permite la salida del fluido hacia la línea de retorno, donde es conducido hacia el reservorio para reducir la presión. Las válvulas de alivio térmicas están reguladas para abrirse cuando se excede la presión calculada por la expansión térmica del fluido.

Reguladores de Presión

No deben confundirse con las válvulas de alivio, puesto que estas últimas están reguladas como medida de seguridad para presiones extremas, mientras que los reguladores de presión mantienen los valores de presión de operación normal. Se ubican de manera que el fluido tenga que pasar a través de ellos para ingresar al sistema, gestionando la descarga de la bomba para mantener el sistema dentro de niveles predeterminados de presión.

Reductores de Presión

Como su nombre lo indica, estas válvulas reducen la presión en el sistema para ser utilizada por un subsistema específico. Utilizando la teoría de Bernoulli, la válvula tiene la salida de un tamaño mayor que la entrada, de manera que la presión se reduce y se mantiene así desde la válvula en adelante.

Válvulas de Corte

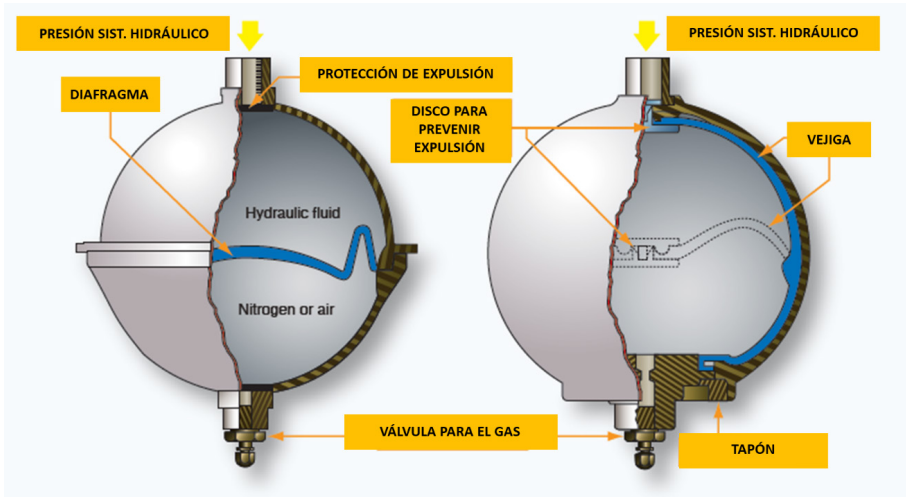
Mejor conocidas como Shutoff, se encargan de detener el flujo hidráulico hacia algún componente específico o en todo el sistema. Por lo general, son solenoides eléctricos que operan la válvula, ya sea manual o automáticamente.



Acumuladores

Los acumuladores son una especie de tanque, normalmente esférico, que tiene dos cámaras separadas por una membrana. En una cámara, la superior, hay fluido hidráulico del sistema, y en la otra, hay aire o nitrógeno a presión. Sirven como amortiguadores de aumentos de presión en el sistema, complementan la potencia generada por la bomba cuando hay varios elementos actuando al mismo tiempo, acumulan cierto nivel de potencia cuando la bomba no está operando y compensan por pequeñas fugas en el sistema (ver Figura 44).

Figura 44. *Acumuladores Hidráulicos*



Nota. Los acumuladores pueden ser de Vejiga o Diafragma. La vejiga permanece inflada pegada a la pared del acumulador y el diafragma en la mitad. Fuente: FAA (2018, d), adaptado por Escobar (2024).

Al estar precargados con una presión de aire inferior a la del sistema, en caso de una baja de presión, el aire impulsa el fluido contenido en el acumulador hacia las líneas de presión para ser usado. De esta manera, compensan pequeñas bajas de presión en sistemas grandes. En aeronaves de gran tamaño, se pueden encontrar varios acumuladores repartidos a lo largo del sistema.

Intercambiadores de Calor

En algunas aeronaves se utiliza un radiador, muy similar al del aceite, para enfriar el fluido hidráulico con el fin de alargar la vida de los componentes. Cuando están instalados, es usual que se ubiquen dentro de los tanques de combustible.

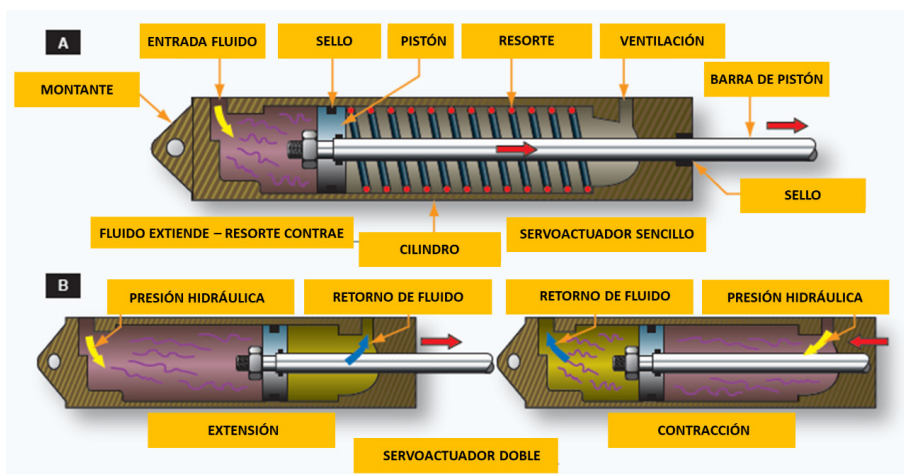
Servoactuadores

Estos dispositivos se encargan de convertir la energía de la presión del fluido en energía mecánica, que puede ser usada para mover diferentes componentes



o subsistemas. Son básicamente cilindros donde opera un pistón unido a una barra, que, a su vez, se une al mecanismo que se desea mover. En la cámara del cilindro, se permite la entrada y salida del fluido hidráulico por medio de unos puertos, lo que obliga a que este se desplace. Esto ocasiona que la barra se desplace con él y genere el movimiento deseado. Pueden ser sencillos, cuando permiten el movimiento del pistón en un solo sentido, o dobles, con movimiento en dos sentidos. De igual manera, pueden ser lineales, similares a una jeringa, o rotativos. Estos últimos se utilizan cuando se necesitan movimientos de más de 90°, por ejemplo, en el tren de nariz, y se componen de un pistón que está engranado a un piñón. Cuando el pistón se desplaza, hace girar el piñón, que, a su vez, transmite el movimiento (ver Figura 45).

Figura 45. Actuador Línea



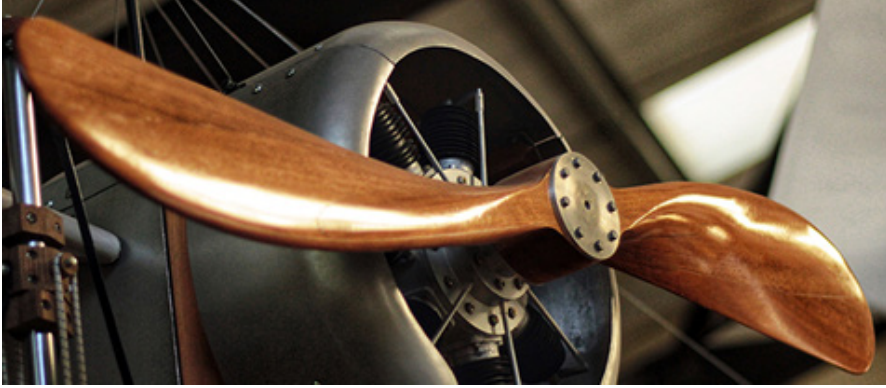
Fuente: FAA (2018, d), adaptado por Escobar (2024).

SISTEMA IMPULSOR – HÉLICES

La hélice es un componente principal de la aeronave; sin ella, no habría empuje para generar la sustentación. Absorbe la potencia del motor y la convierte en energía cinética, estando siempre limitada por las revoluciones por minuto (RPM), es decir, la cantidad de giros que puede dar la hélice en un minuto. Se pueden identificar diferentes tipos de hélices: de paso fijo, paso variable, reversibles, etc. En este apartado se pretende dar una explicación profunda del funcionamiento de cada una de ellas.



Figura 46. *Hélice de madera*



Fuente: manualdevuelo.es (s.f.).

Principios de operación

Una hélice se compone de dos o más palas unidas a un eje de rotación central, que está engranado al cigüeñal. Su principal objetivo es convertir la energía mecánica de rotación del motor en energía cinética al acelerar una masa de aire hacia atrás. Según la Ley de Newton de acción y reacción, esto genera un desplazamiento de la aeronave en sentido contrario.

Si se observa una pala de forma lateral, se puede identificar que corresponde esencialmente a un perfil aerodinámico subsónico. De esta manera, genera una fuerza resultante similar a la que se produce en las alas de un avión. En resumen, mientras un ala produce sustentación, una hélice produce empuje bajo los mismos principios, es decir, una pala de la hélice actúa como un ala rotativa.

Como todas las máquinas, la eficiencia de la hélice se mide en la relación entre la potencia de entrada y la potencia de salida. Es decir, el ratio entre los caballos de fuerza al eje producidos por el motor y los caballos de fuerza de empuje generados por la hélice. Siempre se pierde algún porcentaje de potencia en el proceso, y la hélice debe tratar de minimizar esta pérdida. Aunque no se puede dar una cifra exacta, la eficiencia de las hélices generalmente varía entre el 50% y el 90%, dependiendo del diseño, los materiales y, en especial, del deslizamiento de la hélice.

El deslizamiento de la hélice hace referencia a la diferencia entre el paso efectivo y el geométrico de la misma. El paso de la hélice se entiende como la distancia que recorre en una revolución. Es fundamental que el piloto comprenda claramente los conceptos de paso alto y bajo. Visto desde el frente

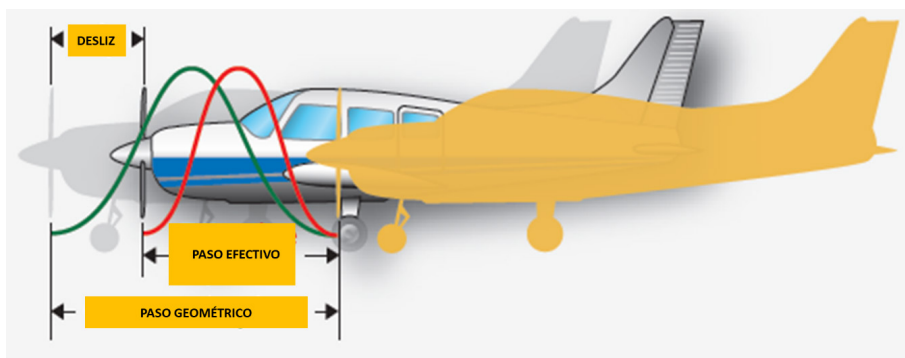


de la aeronave, un paso alto tendrá el borde de la pala más perpendicular al suelo, mientras que un paso bajo tendrá el borde de la pala más paralelo.

Paso Geométrico: Es la distancia teórica que debería avanzar la hélice sin tener en cuenta el deslizamiento, como si se moviera en un medio sólido. En resumen, la inclinación de la pala determina la cantidad de aire que se obtiene y el avance logrado.

Paso Efectivo: Es la distancia real que avanza la hélice, considerando el deslizamiento. Debido a que el aire es un fluido, provoca un deslizamiento de la hélice y no permite alcanzar su paso geométrico (ver figura 47).

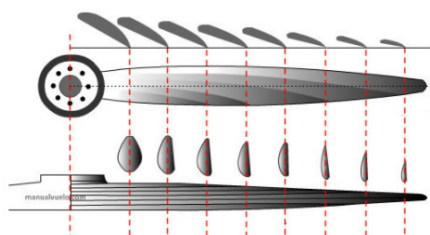
Figura 47. Paso efectivo y geométrico



Fuente: FAA (2018, a), adaptado por Escobar (2024).

Como la hélice al girar no tiene la misma velocidad en toda su extensión, las puntas tienen mayor velocidad que la raíz de la pala. Por lo general, se diseñan con una torsión que compense la diferencia de sustentación generada por la velocidad no uniforme. Así, cerca del centro de la pala, el ángulo de incidencia es mayor y va decreciendo hacia las puntas (ver Figura 48).

Figura 48. Torsión de la pala



Fuente: manualdevuelo.es (s.f.).



Fuerzas que actúan sobre la hélice

Una de las principales características de diseño de una hélice es su capacidad para resistir el estrés estructural causado por las fuerzas que actúan sobre ella durante la operación. Estas fuerzas incluyen (ver Figura 49):

Fuerza centrífuga

Como cualquier objeto que gira, una hélice está expuesta a la fuerza centrífuga, que tira de las palas hacia afuera, alejándolas del eje de rotación. Por lo tanto, el mecanismo de unión de las palas al eje debe ser lo suficientemente fuerte para soportar esta fuerza.

Torsión Centrífuga

Dado que la hélice en rotación no es un objeto simétrico debido al ángulo de las palas, la fuerza centrífuga tiende a desplazar las palas hacia una posición de paso bajo.

Torsión Aerodinámica

La posición del centro de presión (CP) de las palas genera un momento de torsión aerodinámico que tiende a desplazar las palas hacia una posición de paso alto.

Flexión por torque

Debido a la resistencia de la hélice a la rotación, conocida como torque, se produce una flexión en las palas en el sentido opuesto a la rotación, en concordancia con la tercera Ley de Newton (Acción y Reacción).

Flexión por empuje

El empuje producido por la hélice, en línea con la tercera Ley de Newton, tiende a doblar las palas hacia adelante, en la dirección del movimiento de la aeronave.

Las palas deben soportar una gran cantidad de estrés, proporcional a las RPM, generado por estas fuerzas. Este estrés es más crítico en el centro de las palas. Por ello, es fundamental inspeccionar la hélice antes de cada vuelo en busca de rayones o grietas, ya que estas podrían agrandarse y causar rupturas. Además, las palas deben ser lo suficientemente rígidas para evitar el aleteo, un movimiento hacia adelante y atrás que genera vibraciones y debilita la pala.

Producción de empuje

Varios factores aerodinámicos influyen en la producción de empuje por una hélice. Al girar, una parte de la hélice se mueve hacia adelante y hacia abajo, dependiendo de la dirección de rotación. Esto es equivalente a que en un plano



aerodinámico, el aire impactara desde una dirección opuesta a la trayectoria. Este aire se conoce como viento relativo, y el ángulo con el que golpea la pala es el ángulo de ataque. La deflexión del aire ocasionada por este ángulo provoca que la presión dinámica en el lado del motor de la pala sea mayor que la presión atmosférica, generando empuje.

El ángulo de ataque (AOA) es diferente del ángulo de la pala, conocido como ángulo de incidencia. Mientras que el ángulo de ataque es aerodinámico y cambia constantemente con la velocidad de la aeronave, las RPM y el ángulo de incidencia, el ángulo de incidencia es un ángulo mecánico fijo. Una hélice alcanza su máxima eficiencia a un ángulo de ataque específico, que normalmente es bastante pequeño (L/D_{max}), oscilando entre 2° y 6° positivos. Operar la hélice en su AOA más eficiente asegura el máximo aprovechamiento de la fuerza del motor para producir empuje y minimiza el desperdicio en torque o resistencia.

Las palas son esencialmente planos aerodinámicos que producen sustentación creando un área de baja presión en el frente de la hélice, generando así empuje hacia adelante. La masa de aire desplazada es otro factor aerodinámico que afecta la producción de empuje. Se ha establecido que cerca del 80% de los caballos de fuerza se utilizan para generar empuje. La cantidad de aire desplazada depende del ángulo de la pala, que determina cuánta masa de aire se mueve. Este efecto también puede utilizarse para controlar las RPM del motor o del rotor en los helicópteros: un ángulo de pala mayor impone más carga en el motor, reduciendo las RPM. Según la posición de la hélice, estas pueden ser de tracción, colocadas en la parte delantera de la aeronave, o de empuje, ubicadas en la parte trasera (ver Figura 50).

Figura 49. Fuerzas actuando sobre la hélice



Fuente: FAA (2018, a), adaptado por Escobar (2024).

Tipos de hélices

Existen varios tipos de hélices, que varían desde las más sencillas de paso fijo hasta las más complejas de velocidad constante. Cada fabricante desarrolla tecnologías para mejorar la eficiencia, reducir el ruido y optimizar el consumo de combustible, por lo que es imposible describir todos los tipos de hélices en la industria.



Hélice de paso fijo

Como su nombre indica, el ángulo de la pala está fijado durante la construcción y no puede ser ajustado por el piloto.

Figura 50. Hélices de tracción y empuje



Nota. El Cessna O-2AskyMaster tiene una hélice de tracción y una de empuje.
Fuente: nationalmuseum.af.mil (s.f.).

Estas hélices suelen estar hechas de madera o aluminio y se emplean comúnmente en aeronaves livianas de baja potencia. Su gran ventaja es que son económicas y de fácil mantenimiento. Sin embargo, en operación, la eficiencia puede ser menor, ya que están diseñadas para condiciones específicas de velocidad tanto de la aeronave como del motor, y cualquier variación puede afectar su desempeño. Por ejemplo, con una actitud de nariz arriba, las RPM disminuirán debido a la mayor carga impuesta a la hélice, y viceversa (ver Figura 51). En aeronaves con este tipo de hélice, el tacómetro de RPM sirve como indicador de potencia del motor. Es crucial tener en cuenta que el tacómetro puede dar una indicación incorrecta de la potencia del motor con la altitud: por ejemplo, 2300 RPM producen menos caballos de potencia a 8000 pies que a nivel del mar.

Figura 51. Tacómetro



Fuente: aircraftspruce.ca (s.f.).



Hélices de paso variable en tierra

Esta hélice fue precursora de la hélice de velocidad constante y actualmente no se utiliza comercialmente. El paso de la hélice puede ajustarse en tierra: el mecanismo de retención se suelta y se ajusta el paso alto o bajo. Una vez ajustado, funcionará de manera similar a una hélice de paso fijo.

Hélice de paso controlable

Esta hélice permite al piloto ajustar el ángulo de la pala mientras está girando. Esto ofrece la flexibilidad de optimizar el ángulo de la pala para cada fase de vuelo y controlar las RPM del motor en condiciones de vuelo específicas. La capacidad de ajustar el paso permite una mayor eficiencia y adaptación a diversas situaciones de vuelo.

Hélice de velocidad constante

Una hélice de velocidad constante es un tipo de hélice de paso variable que se opera mediante un gobernador. El gobernador ajusta el ángulo de la pala para mantener una velocidad constante de la hélice, a pesar de las variaciones en la carga del motor durante el ascenso o el descenso. Esto asegura que la hélice funcione con la máxima eficiencia, ya que, cuando la aeronave comienza un ascenso, el ángulo de la pala se ajusta para mantener las RPM del motor, y lo mismo ocurre durante el descenso, sin necesidad de ajustar el acelerador manualmente.

Cada pala de una hélice de velocidad constante cuenta con una balinera que permite la rotación y el cambio del ángulo (ver Figura 52). Este ajuste se realiza mediante un pistón ubicado dentro de un cilindro en la hélice, y el movimiento se transmite a través de una varilla de cambio de paso y un tenedor que conectan el pistón con las palas, siguiendo el principio de los actuadores hidráulicos. El fluido utilizado suele ser aceite del sistema de lubricación del motor, que es presurizado a aproximadamente 300 PSI por una bomba.



Figura 52. Sistema de balinera de la pala



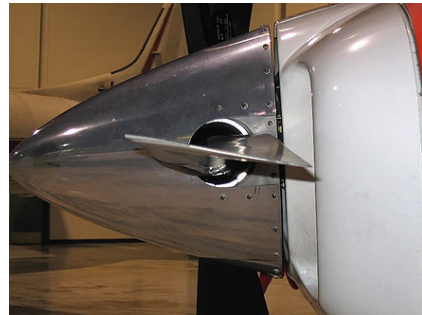
Fuente: Cuirosfera-ciencia.com (s.f.).

Hélices embanderables

Las hélices embanderables, que son típicamente de velocidad constante, están diseñadas para usarse en aeronaves multimotor. Estas hélices incorporan un mecanismo que permite cambiar el ángulo de la pala a aproximadamente 90° en caso de una falla en el motor. Esto reduce significativamente la resistencia al aire. Una vez que la pala está embanderada, la fuerza aerodinámica mantiene la pala en esta posición (ver Figura 53).

El mecanismo utiliza aceite para ajustar la pala al paso bajo, y cuando la hélice tiende a embanderarse tras la falla del motor, unos seguros aseguran que la pala permanezca en esta posición. Esto previene que la hélice

Figura 53. Hélice embanderada



Fuente: hmong.es (s.f.).



esté embanderada durante el encendido, lo cual podría causar cargas en el motor que no está diseñado para soportar.

Hélices reversibles

Las hélices reversibles, por lo general, son de tipo embanderable y tienen la capacidad de ajustar el ángulo de las palas a valores negativos. Esto permite que la hélice produzca empuje en la dirección opuesta a la del avance normal. Esta capacidad es útil para reducir la velocidad del avión durante el aterrizaje y disminuir la distancia de frenado en la pista, así como para reducir el desgaste en los frenos. Al cambiar el ángulo de las palas al paso negativo mientras el avión está en la pista, se puede aplicar potencia para generar un efecto de frenado aerodinámico.

Gobernador de la hélice

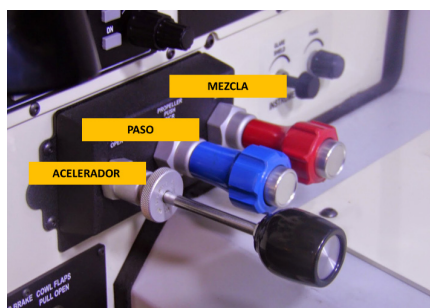
Un gobernador de hélice es esencialmente un sensor de las RPM del motor combinado con una bomba de alta presión de aceite. Su función principal es ajustar el ángulo de las palas de la hélice para mantener una velocidad constante. Esto se logra enviando o sacando aceite del cilindro hidráulico de la hélice, lo que cambia el volumen de aceite dentro del cilindro y ajusta el ángulo de las palas.

El gobernador tiene un resorte interno que se controla mediante el comando de paso desde la cabina (ver Figura 54). Este resorte se contrae o extiende para mantener las RPM deseadas según la fase de vuelo. Generalmente, el gobernador usa la presión de aceite para ajustar las palas al paso bajo, excepto en casos excepcionales.

Las fuerzas que intervienen en el mantenimiento de la velocidad constante de la hélice mediante el control del ángulo de las palas son:

- **Paso Bajo:** El momento de torsión centrífuga actúa sobre la pala.
- **Paso Alto:** El aceite del gobernador empuja el pistón para balancear los contrapesos y generar esta posición. Los contrapesos, la presión de aire en el pistón, los resortes (que también ayudan en el embanderamiento), y la fuerza de torsión aerodinámica trabajan en conjunto.

Figura 54. Control de paso desde la cabina



Fuente: eflyacademy.com (s.f.), adaptado por Escobar (2024).

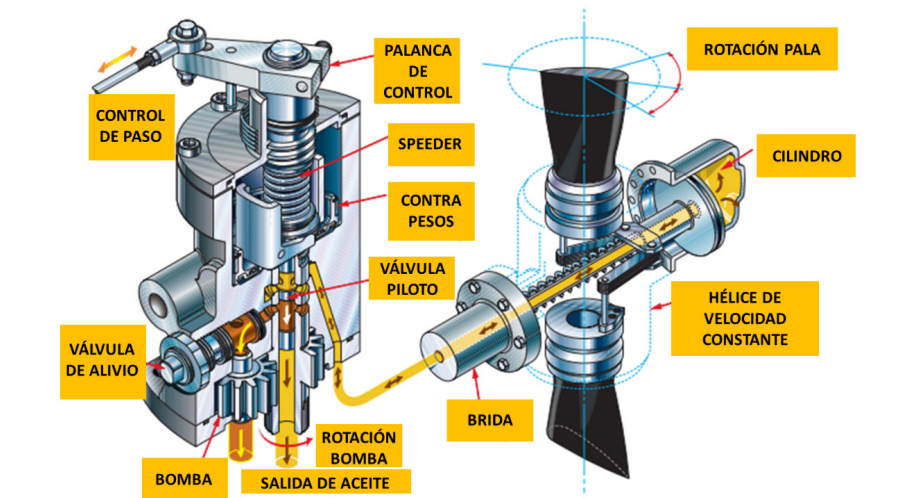


Todo el sistema está protegido por un carenaje en forma de cono, conocido como spinner o cono de la hélice, para reducir la resistencia al aire.

Operación del gobernador

El gobernador recibe aceite del sistema de lubricación del motor, lo presuriza de manera que sirva para operar los mecanismos de cambio de paso. Para esto consta de una bomba para incrementar la presión del aceite. Una válvula piloto controlada por los contrapesos que permite el paso de aceite a través del gobernador desde y hacia la hélice. Un resorte conocido como el *speeder* que se opone al desplazamiento hacia afuera de los contrapesos, desde la cabina se puede ajustar la tensión de este resorte para determinar las RPM.

Figura 55. Operación del gobernador de la hélice



Fuente: McCauley (s.f.) adaptado por Escobar (2024).

Se puede suponer que la hélice y el motor incrementan sus RPM a un valor superior al determinado por el control de paso generando una condición de sobrevelocidad, los contrapesos sobrepasarán la tensión ajustada en el *speeder* y la fuerza centrífuga los hará desplazar hacia afuera, esta acción generará que la válvula piloto se abra y permita que el aceite salga del pistón de la hélice para que los contrapesos cambien el paso de las palas a uno más alto. Como resultado se obtendrá una mayor carga aerodinámica en la hélice que reducirá las RPM para mantenerlas en el ajuste determinado. La posición de la válvula piloto con respecto al puerto de paso entre el gobernador y la hélice determina la cantidad exacta de aceite fluyendo desde o hacia la hélice para mantener la velocidad constante.

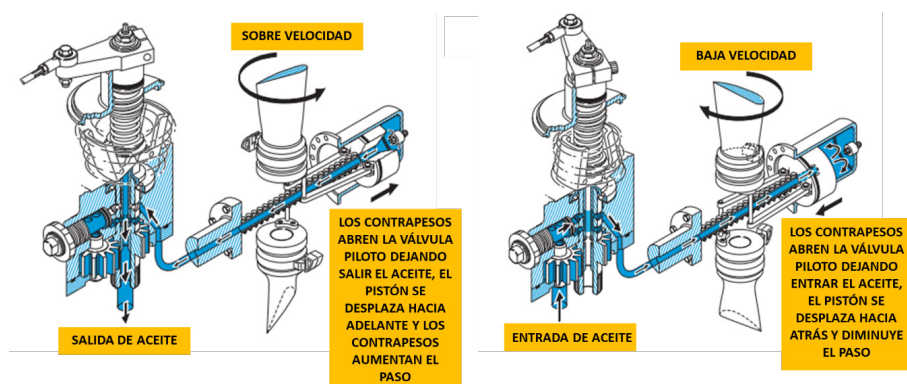


Sobrevelocidad La condición de sobrevelocidad fue descrito en el párrafo anterior (ver figura 56).

Baja velocidad Cuando el motor está operando con la RPM inferiores a lo determinado por el control de paso, el descenso en la fuerza centrífuga hace que los contrapesos se desplacen hacia adentro. Cuando estos sobrepasan la tensión del *speeder*, la válvula piloto se abre y permite el paso de aceite al cilindro de la hélice, desplazando el pistón y generando un cambio en el ángulo de las palas a un más bajo para mantener la velocidad constante. (ver figura 56)

Velocidad constante Cuando el motor está operando con las RPM ajustadas por el control de paso, los contrapesos se encuentran balanceados y la válvula piloto está cerrada, impidiendo el paso del aceite. Si se presenta algún desbalance en las fuerzas, una de las dos condiciones cubiertas anteriormente se va a presentar. Tenga en cuenta que el gobernador tiene una limitante de 200 RPM, es imposible para el gobernador hacer una corrección superior a este valor.

Figura 56. Sobrevelocidad y baja velocidad



Nota. Cuando los contrapesos alcanzan los topes de sobre y baja velocidad, el gobernador pierde la capacidad de mantener la velocidad constante. Ese límite es 200 RPM. Fuente: McCauley (s.f.), adaptado por Escobar (2024).

Operación del embanderamiento

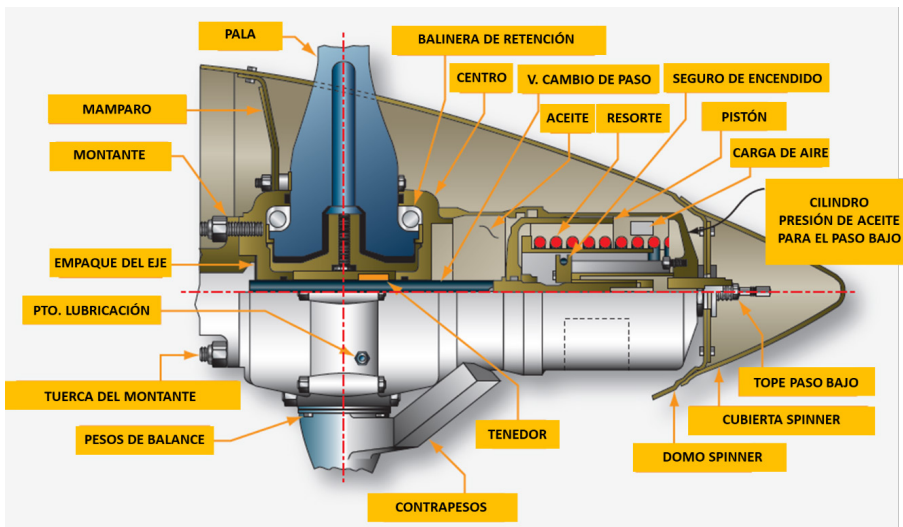
La operación de las hélices con capacidad de embanderamiento difiere de la de velocidad constante en que, para el embanderamiento, se utiliza un resorte que colabora con los contrapesos para aumentar el ángulo de la pala.

El embanderamiento implica la extracción del aceite del cilindro de la hélice, permitiendo que los contrapesos y los resortes aumenten el ángulo de la pala hasta alcanzar una posición en la que la resistencia sea mínima, es decir, hasta que la pala se embandere. Cuando el piloto coloca el comando de paso

en la posición completamente atrás, se abre un puerto en el gobernador que permite drenar el aceite hacia el motor. Como resultado, las fuerzas internas de la hélice llevan las palas a la posición de embanderamiento. Este proceso puede tardar hasta 10 segundos.

Para evitar que la hélice se embandere cuando el motor está apagado, el diseño incorpora seguros que bloquean automáticamente los topes de paso alto en las palas. Cuando el motor se enciende y la hélice alcanza aproximadamente 800 RPM, la fuerza centrífuga supera la resistencia de los resortes de estos seguros y desbloquea el sistema automáticamente.

Figura 57. Esquema de una hélice con embanderamiento



Fuente: FAA (2018, b), adaptado por Escobar (2024).

Existen varias formas de desembanderar la hélice, entre las cuales se incluyen:

1. **Encender el motor:** Al encender el motor, el aceite fluye nuevamente a través del sistema. Sin embargo, es importante tener en cuenta que encender el motor con la hélice embanderada puede generar cargas altas y vibraciones.
2. **Acumulador:** Un acumulador que atrapa aire y aceite cuando la hélice se embandera y lo libera cuando el control de paso se coloca en la posición normal. Este método es ideal para aeronaves de entrenamiento, ya que permite desembanderar la hélice rápidamente.



3. Bomba de desembanderamiento: Una bomba que suministra aceite para devolver la hélice a la posición de paso bajo.

Además, algunos sistemas auxiliares instalados en ciertas aeronaves incluyen protección contra hielo en la hélice, sistemas de deshielo y sistemas de autoembanderamiento, entre otros.

El piloto debe monitorear las RPM para reducir o evitar el estrés en el cilindro de la hélice, especialmente al aumentar la potencia del motor. Es crucial conocer los ajustes recomendados por el fabricante en cuanto a potencia y RPM para cada fase del vuelo. Aunque esto no reemplaza los procedimientos indicados por el fabricante, una buena guía para familiarizarse con estos cambios puede ser:

- **Reducción de potencia y RPM:** Si necesita reducir la potencia del motor y las RPM al mismo tiempo, primero reduzca la potencia y luego las RPM. Reducir primero las RPM puede causar un incremento inmediato en la potencia del motor, lo que podría superar los límites establecidos.
- **Aumento de potencia:** Si necesita aumentar la potencia, siga el procedimiento inverso al anterior. Aumentar primero la potencia puede hacer que los contrapesos de la hélice alcancen el tope e inhabiliten el gobernador.
- **Prevención de daños:** Para evitar daños, evite operar con el máximo de RPM y presión del múltiple de potencia simultáneamente, así como con el máximo de RPM y baja potencia.

SISTEMAS MICELÁNEOS

En la mayoría de las aeronaves, existen sistemas destinados a cumplir funciones que, aunque no son primarias, son importantes para incrementar la seguridad de la operación. Estos incluyen sistemas de protección contra hielo y lluvia, protección contra fuego y sistemas de control ambiental, como la presurización de la cabina, la producción de oxígeno y el aire acondicionado.

Sistema de protección contra hielo y lluvia

El hielo ha sido un riesgo para la aviación desde sus inicios, ya que destruye el flujo laminar del aire, aumenta la resistencia, degrada el control de la aeronave e impide que el plano aerodinámico genere sustentación (Civil Aviation Authority [CAA] New Zealand, 2000, p. 1). El hielo puede formarse rápidamente en las superficies aerodinámicas, en las tomas de inducción o en



el borde de ataque de las alas cuando hay humedad en el ambiente y se vuela a altitudes donde la temperatura alcanza el punto de congelación. Incluso, debido a la tensión en las gotas de agua perturbadas por el plano, estas se convierten en hielo inmediatamente en la superficie.

Los efectos de la formación de hielo son muy peligrosos. Como se mencionó anteriormente, destruye el flujo laminar sobre el ala, disminuye la capacidad de generar sustentación, reduce el ángulo de ataque para la máxima sustentación, disminuye la controlabilidad de la aeronave y aumenta notablemente la resistencia. De hecho, pruebas en túneles de viento han demostrado que una fina capa de hielo en la superficie superior del ala, no mayor a un papel de lija, puede reducir la sustentación hasta en un 30% y aumentar la resistencia en un 40% (CAA, 2000, p. 1).

Clases de hielo y sus efectos

Las clases de hielo que se pueden adherir a las superficies son:

- **Escarcha:** De apariencia áspera y color blanco, puede ser removida fácilmente por el sistema de deshielo o prevenidas por el sistema antihielo.
- **Hielo transparente:** Similar al vidrio y difícil de remover, generalmente sigue los contornos de la superficie, aunque puede formar crestas.
- **Hielo mixto:** Combinación de ambos tipos anteriores.

Hielo transparente: Existen gotas de agua suspendidas en la atmósfera a temperaturas bajo cero (por ejemplo, bajo un frente cálido). Estas gotas, conocidas como gotas superenfriadas, son muy inestables y se congelan al entrar en contacto con superficies por debajo de cero grados, como las alas de un avión. La superficie del hielo transparente es suave, pero puede presentar ondulaciones y protuberancias. Este tipo de hielo es bastante duro y puede alterar o anular la capacidad del ala para generar sustentación; además, si se rompe, los trozos grandes pueden dañar la estructura de la aeronave (ver Figura 58).



Figura 58. *Hielo transparente*



Fuente: Transportation Safety Board (TSB) Canada (2012).

Hielo de escarcha: La escarcha se forma cuando pequeñas gotas de agua superenfriada entran en contacto con una superficie cuya temperatura es inferior a cero grados. Como la cantidad de agua es insuficiente para formarse en una sola capa continua, el resultado es una mezcla de diminutas partículas de hielo con aire atrapado en su interior, lo que da una apariencia áspera, opaca y blanquecina. Esta es fácil de remover y puede afectar la capacidad de generar sustentación del ala o la eficiencia de la toma de aire del motor. Sin embargo, debido a sus características, no afecta significativamente el peso de la aeronave (ver figura 59).

Hielo mixto: Como se mencionó anteriormente, es una combinación de hielo transparente y escarcha. Es muy común que la formación de hielo sea de este tipo. La escarcha generalmente se forma en altoestratos y altocúmulos, mientras que el hielo transparente se forma en lluvia congelada bajo nimbostratos.

Sistema de detección de hielo

Aunque el hielo puede ser visible para la tripulación, muchas aeronaves están equipadas con detectores de hielo instalados a lo largo de la estructura. Estos detectores funcionan eléctricamente y alertan al piloto mediante una luz en el panel de advertencia cuando detectan la presencia de hielo.



Figura 59. Escarcha



Fuente: langleyflyingschool.com (s.f.).

Sistema antihielo

El sistema antihielo está diseñado para prevenir la formación de hielo en partes críticas de la aeronave, como los bordes de ataque de los planos, los estabilizadores horizontal y vertical, y en las alas ranuradas del borde de ataque de los planos (slats) (ver Figura 60). Existen diferentes métodos para lograr esta función:

Sistema neumático térmico: Utiliza aire caliente, generalmente drenado del motor o de los gases de escape, que se introduce por ductos en el borde de ataque de los planos, los estabilizadores y otras partes de la aeronave, como las tomas de aire del motor.

Sistema antihielo de planos (WAI): Usado principalmente en aeronaves grandes de transporte o comerciales, extrae aire caliente del compresor y lo conduce a través de tuberías hacia los planos. El aire caliente se inyecta entre dos láminas en el borde de ataque del plano para calentar y prevenir la formación de hielo, siendo posteriormente expulsado por la punta del plano. Este sistema cuenta con una luz de precaución que se enciende cuando el borde de ataque alcanza los 60°C y una luz de advertencia cuando llega aproximadamente a 180°C. También se utiliza en aeronaves equipadas con slats.

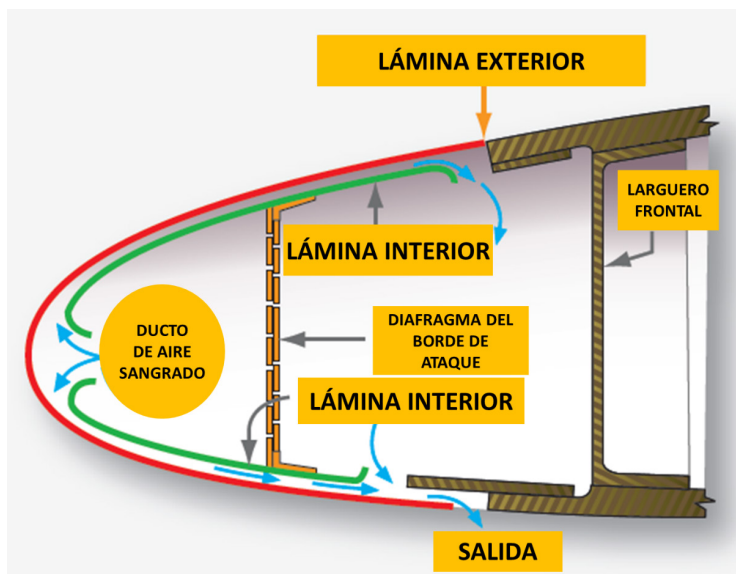


Figura 60. *Slats extendidos*



Fuente: youtube.com (2013).

Figura 61. *Operación del sistema WAI en el plano*



Fuente: FAA (2028, d), adaptado por Escobar (2024).

Sistema termoeléctrico: Los sensores expuestos al aire de impacto, como el tubo Pitot, las tomas estáticas o los indicadores de ángulo de ataque (AOA), son más susceptibles a la formación de hielo. Para estos dispositivos, se utiliza energía eléctrica para elevar la temperatura y prevenir la formación de hielo mediante resistencias. Los circuitos pueden variar desde los más sencillos en aeronaves de aviación general hasta los más complejos en aviones de combate. Este método también se aplica a las hélices.

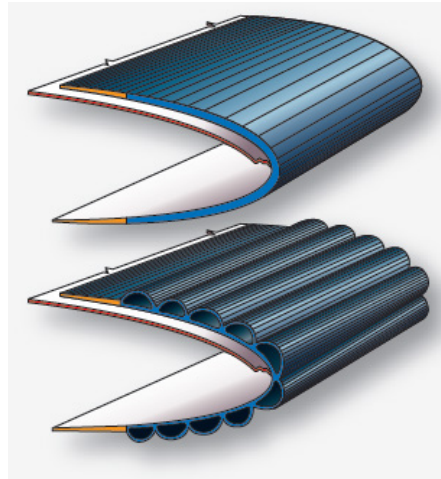


Sistema químico: También conocido coloquialmente como “alas lloronas”, este sistema se basa en la aplicación de un glicol en los planos, parabrisas, hélices o estabilizadores. El glicol es bombeado desde un reservorio a través de tuberías hacia una malla incrustada en el borde de ataque del plano. Este líquido se mezcla con las gotas superenfriadas de las nubes y reduce el punto de congelación, permitiendo que fluyan por el plano sin congelarse. Este sistema también se utiliza para el deshielo.

Figura 62. Corte de las botas de deshielo

Sistema de deshielo

Algunas aeronaves están equipadas con un sistema para romper el hielo cuando no ha sido posible prevenir su formación. Este sistema emplea botas de caucho firmemente adheridas al borde de ataque de los planos y los estabilizadores, que se mantienen en su lugar mediante succión. Cuando se forma hielo, las botas se inflan momentáneamente (aproximadamente durante 6 segundos) para romper la capa de hielo y desprenderla (ver Figura 62).

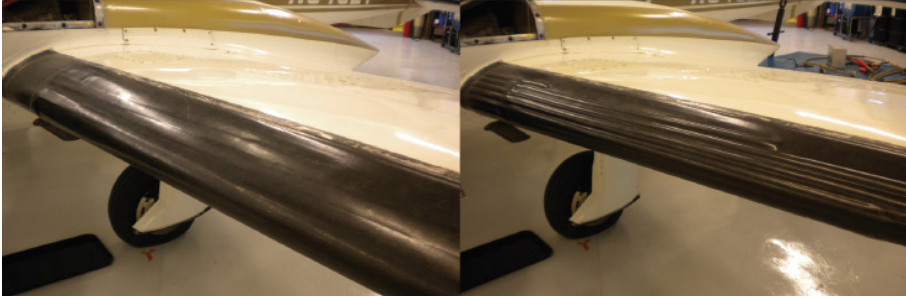


Fuente: FAA (2018, d).

La fuente de aire utilizada para inflar las botas de deshielo varía según el modelo de la aeronave. Es común encontrar una bomba conectada a la caja de accesorios del motor que, por un lado, realiza la succión para mantener las botas adheridas al plano y, por otro, envía aire para inflarlas cuando se activa el interruptor en la cabina. En las aeronaves con turbinas, es frecuente el uso de aire sangrado del motor para este propósito. Como se mencionó anteriormente, la formación de hielo en las hélices también es crítica ya que reduce la capacidad del motor. Para el deshielo de las hélices se utilizan los métodos químico y termoelectrónico descritos previamente. En el método termoelectrónico, la electricidad es producida por un generador instalado en el mismo ensamblaje de la hélice, que consiste en un anillo y unas escobillas (ver Figura 64).

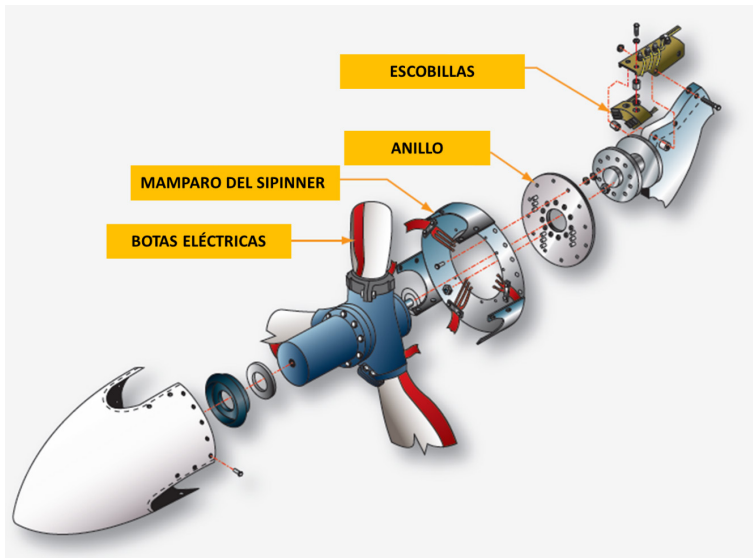


Figura 63. *Botas de deshielo*



Nota. En la figura de la izquierda las botas de deshielo están desinfladas. En la figura de la derecha las botas de deshielo se encuentran infladas. Fuente: FAA (2018 d).

Figura 64. *Componentes del sistema termoelectrico de deshielo en la hélice*



Fuente: FAA (2018, d), adaptado por Escobar (2024).

Sistema antihielo en el parabrisas

Existen dos tipos principales de sistemas antihielo para el parabrisas:

1. **Sistema de flujo de alcohol:** Este método dirige una corriente de alcohol al parabrisas. Es importante usarlo con anticipación para evitar que el hielo se acumule. El flujo de alcohol se controla mediante un selector en la cabina, siguiendo los procedimientos recomendados por el fabricante de la aeronave.



- 2. Sistema de calentamiento eléctrico:** Este método utiliza pequeños cables o materiales conductores incrustados en el parabrisas. El calentador se activa mediante un interruptor en la cabina, permitiendo el paso de corriente eléctrica para proporcionar calor suficiente y evitar la formación de hielo. Este calentador de parabrisas debe utilizarse únicamente durante el vuelo, ya que durante las operaciones en tierra puede recalentarse y dañar el parabrisas.

Sistema de oxígeno y presurización

La hipoxia, que resulta de la reducción de la presión atmosférica a medida que aumenta la altitud, puede tener efectos negativos en el cuerpo humano. Por esta razón, se recomienda evitar volar por encima de 10.000 pies sin oxígeno durante el día y por encima de 8.000 pies por la noche.

Existen dos métodos principales para prevenir estos efectos: aumentar la presión del oxígeno o aumentar la cantidad de oxígeno en el aire. Las aeronaves de alto rendimiento y comerciales suelen presurizar el oxígeno, mientras que en aeronaves pequeñas o medianas sin presurización, se aumenta la cantidad de oxígeno para saturar la sangre.

El oxígeno puede encontrarse en diferentes estados: gaseoso, líquido o sólido. El oxígeno líquido se convierte en un líquido azulado a -183°C , y el oxígeno sólido se produce al quemar clorato de sodio. Se debe tener mucha precaución al manejar oxígeno cerca de derivados del petróleo, ya que estos reaccionan violentamente cuando se combinan.

Un sistema típico de oxígeno incluye los siguientes componentes:

Almacenamiento

El oxígeno gaseoso se almacena en cilindros de alta presión, de color verde, con presiones que varían entre 1.800 y 2.200 psi. Estos cilindros deben estar marcados con la tolerancia de presión (por ejemplo, 1.800 psi) y deben llenarse únicamente con oxígeno de aviación, que es 100% puro. El oxígeno industrial no es adecuado para respiración debido a posibles impurezas, y el oxígeno médico contiene vapor de agua que puede congelarse en el regulador a bajas temperaturas. Por ello, es esencial realizar inspecciones periódicas y mantenimiento del sistema de oxígeno.

El oxígeno sólido se almacena generalmente en tanques portátiles o en la parte superior de las sillas de pasajeros en aeronaves comerciales. En caso de despresurización o cuando los pilotos activan el sistema, las máscaras caen y, al halar de ellas, se produce una ignición que libera oxígeno durante aproximadamente 20 minutos.

Reguladores

Los reguladores pueden ser de flujo continuo o por demanda:

- **Regulador de flujo continuo:** Este tipo de regulador reduce la presión del oxígeno para permitir su respiración continua.
- **Regulador por demanda:** Este regulador suministra oxígeno solo mientras la persona está inhalando, cesando el flujo momentáneamente al exhalar (ver figura 66).

Figura 65. *Diferentes reguladores de oxígeno*



Fuente: FAA (2018 d).

Indicadores de flujo

Los indicadores de flujo pueden variar desde los más simples, como un objeto liviano movido por el flujo del oxígeno dentro de un tubo (similar a los que se ven en hospitales), hasta dispositivos electrónicos avanzados. Estos últimos, llamados pulsos de demanda se conectan entre el tanque y la máscara, emitiendo pulsos electrónicos ajustados a la demanda de oxígeno al inhalar. Este método permite un ahorro del gas que de otro modo se perdería durante la exhalación.

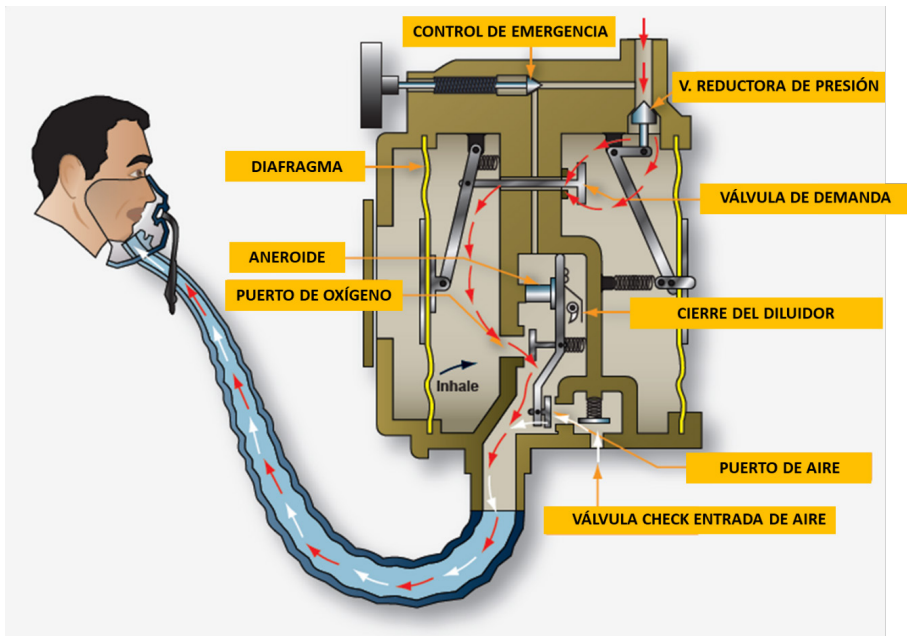
Tuberías y válvulas

Las tuberías y válvulas en los sistemas de oxígeno están diseñadas para soportar diferentes presiones:



- **Tuberías:** Las tuberías de acero inoxidable se utilizan en instalaciones permanentes para soportar grandes presiones y prevenir igniciones derivadas de la alta presión del gas. Las tuberías de aluminio se usan cuando la presión es baja, y las de plástico se encuentran en las partes de las mascarillas.
- **Válvulas:** Incluyen válvulas de restricción (check), reductoras de presión, de corte, de alivio y de llenado. Son similares a las válvulas en sistemas hidráulicos o de combustible, con algunas diferencias específicas:
 - **Válvulas de corte:** Estas válvulas operan lentamente para reducir la velocidad del oxígeno de manera gradual.
 - **Válvulas de alivio:** Tienen un disco verde que indica si la presión del sistema ha sido excedida. Este disco debe verificarse antes de cada vuelo; la ausencia del disco sugiere que ha ocurrido una sobrepresión.

Figura 66. Regulador de oxígeno por demanda



Nota. El regulador de oxígeno por demanda trabaja en conjunto con una máscara por demanda para controlar el flujo y ahorrar oxígeno. Cuando se inhala se crea una baja presión que permite el flujo del oxígeno. Cuando se exhala el aire sale por orificios en la máscara y el regulador detiene el flujo. Fuente: FAA (2018 d).

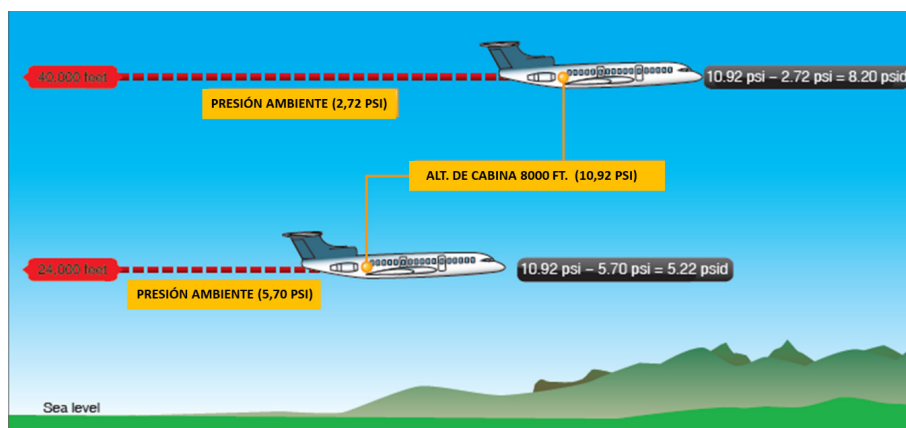


SISTEMA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA

El sistema de presurización permite el vuelo en las altas altitudes de la atmósfera, protegiendo a los ocupantes de los efectos de la hipoxia. Para comprender el sistema de presurización, es fundamental aclarar algunos términos:

- **Altitud en cabina:** Se refiere a la altitud que correspondería a la presión del aire en el interior de la cabina, de acuerdo con una presión estándar. Por ejemplo, si la presión de aire en la cabina es de 843.1 hectopascales (hPa) o 12.22 psi, se puede afirmar que la altitud en cabina es de 5,000 pies.
- **Presión diferencial en cabina:** Es la diferencia de presión entre el interior y el exterior de la cabina.
- **Régimen de ascenso de cabina:** Es la tasa a la cual cambia la presión dentro de la cabina durante el ascenso.

Figura 67. Presión diferencial



Nota. La presión diferencial se calcula al sustraer la presión de aire del ambiente de la presión del aire en cabina. Fuente: FAA (2018, d), adaptado por Escobar (2024).

En un sistema de presurización típico, la cabina, los compartimentos de vuelo e incluso el área de equipajes forman una unidad sellada capaz de mantener una presión de aire superior a la externa. La fuente de aire presurizado varía según el tipo y modelo de la aeronave: en las aeronaves de turbina, se utiliza aire sangrado del compresor; en las aeronaves con turbocargador, este desvía una porción de aire para tal fin; y en algunas aeronaves de turbina, especialmente las más antiguas, se emplea un supercargador. Una válvula de flujo de salida se encarga de despresurizar la cabina.



El sistema de control de presión de cabina tiene varias funciones esenciales:

- **Regular la presión en cabina:** Esto se realiza mediante un regulador que ajusta un valor de presión y limita la presión diferencial de la cabina, la cual está determinada por la resistencia estructural de la aeronave.
- **Aliviar la presión por sobrepresión o succión:** Se descarga la presión de la cabina mediante una válvula de seguridad que actúa cuando la presión interna excede la presión diferencial. En situaciones donde la presión externa excede la interna, el alivio de succión permite la entrada de aire en la cabina. La descarga de la cabina se maneja mediante un interruptor operado por el piloto que abre una válvula para liberar el aire en la atmósfera.

Además del controlador de presión, el sistema cuenta con:

- **Un indicador de presión diferencial:** Para monitorear que no se exceda el límite de presión diferencial.
- **Un altímetro de cabina:** Normalmente combinado con el indicador de presión diferencial, permite verificar el desempeño del sistema.
- **Un indicador de velocidad vertical o variómetro de cabina:** Para medir la tasa de cambio en la presión de la cabina.

Una descompresión ocurre cuando el sistema no puede mantener la presión diferencial, lo que puede ser causado por un fallo en el sistema o por la pérdida del sello de presión debido a un daño en la estructura.

Figura 68. Indicadores del sistema de presurización



Fuente: FAA (2016).



Esta puede ser explosiva, cuando implica un cambio en la presión de la cabina más rápido de lo que los pulmones pueden descomprimirse, lo que podría causar daños en estos órganos. También puede ser rápida, cuando los pulmones se descomprimen más rápido que la cabina. En ambos casos, la reducción en los niveles de conciencia debido a la falta de oxígeno en la sangre es una preocupación crítica, siendo la descompresión explosiva más peligrosa. Por ello, se recomienda que los pilotos utilicen máscaras de oxígeno ajustadas al 100% cuando se vuelen altitudes superiores a 35,000 pies. Otro riesgo asociado a la descompresión por daño estructural es la posibilidad de ser expulsado de la aeronave; por lo tanto, se recomienda usar cinturones de seguridad y realizar un descenso inmediato en ambas situaciones.

SISTEMA DE PROTECCIÓN CONTRA FUEGO

El fuego representa una de las amenazas más peligrosas en una aeronave. Por ello, los fabricantes y diseñadores invierten mucho en la detección y control del fuego. Se identifican áreas potencialmente peligrosas respecto al fuego, como los motores, unidades auxiliares de potencia (APU), compartimentos de carga y ductos de aire sangrado, entre otros.

Estos sistemas deben garantizar:

- La ausencia de alarmas falsas en cualquier condición de vuelo.
- Una rápida identificación de la presencia de fuego y su ubicación exacta.
- Un método para probar el sistema antes del vuelo.
- Una indicación directa sin depender de inversores.

Detección de fuego

Como se mencionó anteriormente, ciertas partes de la aeronave son más susceptibles al fuego. En esas áreas, se emplean sistemas de detección de fuego. Algunos de los más comunes incluyen:

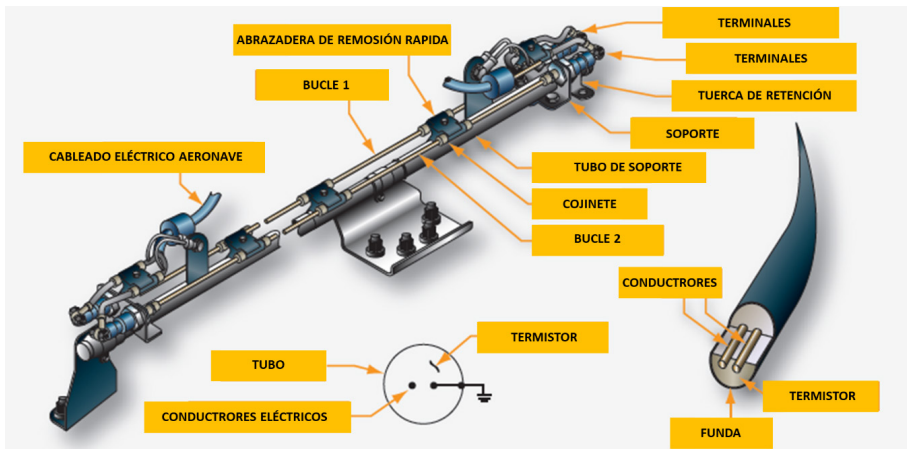
- **Interruptor térmico:** Su funcionamiento es básico. Un interruptor se expande a una temperatura específica, cerrando un circuito que enciende una luz en el panel de advertencia de la cabina. Generalmente, se encuentran varios interruptores conectados en paralelo.
- **Par termoelectrico (Thermocouple):** Su principio de operación se basa en el aumento de temperatura. No es tan preciso si la temperatura aumenta lentamente. El par termoelectrico está compuesto por dos metales, como cromo y constantán (aleación de cobre y níquel), y está



expuesto al área del fuego. Tiene una unión en caliente y una unión de referencia en un ambiente controlado. Cuando la temperatura aumenta rápidamente, se genera un voltaje debido a la diferencia entre las uniones que activa una luz de advertencia mediante un relé.

- **Bucle continuo:** Este sistema cubre un área más extensa que los sistemas puntuales. Consiste en uno o más tubos que contienen un conductor, generalmente de níquel, rodeado de una resistencia sensible a la temperatura o termistor, y conectado a una caja de control. Cuando la temperatura aumenta, la resistencia del termistor disminuye abruptamente, generando un voltaje en el conductor que activa una luz de advertencia a través de la caja de control.

Figura 69. Sistema de bucle continuo



Fuente: FAA (2018, d), adaptado por Escobar (2024).

Detección de humo

En ciertas áreas de la aeronave, como bodegas de carga o baños, se utilizan detectores de humo. Existen dos tipos principales:

- **Detectores de refracción de luz:** Estos detectores tienen un elemento fotosensible que mide la refracción de la luz causada por la presencia de humo o polvo. La presencia de humo altera el patrón de luz, generando un voltaje que activa la luz de advertencia.
- **Detectores de ionización:** Funcionan detectando cambios en la densidad de iones en el aire causados por el humo. El humo altera la cantidad de iones en el aire, lo que genera una diferencia en la corriente eléctrica y enciende la luz de advertencia.



Extinción de fuego

Los sistemas de extinción de fuego varían en complejidad desde extintores portátiles hasta sistemas sofisticados instalados en compartimentos de motores y controlados desde la cabina.

En general, estos sistemas buscan saturar el área afectada con un agente inerte que sofoca la combustión. Uno de los agentes más comunes es el Halon 1301, conocido por su baja toxicidad y efecto corrosivo mínimo, pero con una gran capacidad para extinguir incendios.

Un sistema típico de extinción de fuego debe incluir:

- **Reservorios:** Contienen el agente extintor y gas presurizado. Pueden haber uno o más reservorios según el diseño del sistema.
- **Válvulas de descarga:** Instaladas en los reservorios, permiten la salida del agente y del gas mediante un solenoide operado desde la cabina. La descarga del agente es explosiva y se realiza de manera rápida para sofocar el fuego.

Figura 70. Partes del sistema de extinción de fuego



Nota. Reservorio, indicador de presión e indicador de descarga del sistema de extinción de fuego de un Bell-212.

Fuente: Escobar (2024).

- **Indicadores de presión:** Están en los reservorios y deben ser revisados antes de cada vuelo para asegurar que el sistema tiene la presión adecuada para su funcionamiento.
- **Válvulas de restricción (Check):** Especialmente en sistemas dobles, estas válvulas evitan que el agente de un reservorio vacío se dirija al reservorio que aún contiene agente.
- **Indicadores de descarga:** Son discos de color que se rompen cuando el sistema ha sido activado. También deben ser revisados antes de cada vuelo para garantizar que no haya habido una descarga accidental del sistema.



Motores de Turbina

A diferencia de los motores recíprocos, que realizan los procesos de admisión, compresión, combustión y escape en el mismo cilindro, los motores de turbina los realizan en etapas separadas y simultáneamente. Un motor de turbina en un avión consta de varios componentes clave: la toma de aire, el compresor, las cámaras de combustión, la sección de turbina, el escape, la sección de accesorios y todos los subsistemas necesarios para su operación, como el sistema de lubricación.

El empuje en los motores de turbina se produce por el aumento de la velocidad del aire que fluye a través del motor. Estos motores se caracterizan por su funcionamiento suave y una alta relación potencia-peso, utilizando combustible para reactores. Se pueden clasificar en varias categorías: motores turborreactores (turbojet), turbofán, turbohélice y turboeje.

SECCIÓN DE ENTRADA DE AIRE

La función de la sección de entrada de aire es conducir el aire hacia el compresor con una pérdida mínima de energía debido a resistencia o pérdida de presión. El diseño de la toma de aire debe garantizar que el aire entre al compresor libre de turbulencias para no afectar su desempeño. El diseño y tipo de la toma de aire dependerán del tipo de motor en uso:

- **Turbofán:** En los motores turbofán, el aire ingresa por el frente del motor. Estos motores suelen requerir un sistema de protección contra hielo debido a que el aire entra directamente en el motor. Generalmente, el sistema de protección se realiza utilizando aire sangrado del motor.
- **Turbohélice y turboeje:** En estos motores, el aire se toma a través de un filtro que previene la entrada de hielo y suciedad al motor. El aire es dirigido a un deflector y una sección calentada con aire sangrado para evitar la acumulación de hielo.
- **Turborreactores:** En los turborreactores, especialmente en aviones militares, la entrada de aire se realiza mediante pasajes cortos que permiten minimizar la pérdida de energía, optimizando el flujo de aire hacia el motor.



Figura 71. *Entrada de aire motores de turbina*



Nota. Izq. Entrada de aire turborreactor. Centro. Entrada de aire turbofán. Der. Entrada de aire turbo hélice. Fuentes: es.topwar.ru (s.f.); fly-news.es (s.f.); pt6nation.com (s.f.).

SECCIÓN DE ACCESORIOS

La sección de accesorios cumple la misma función en todos los motores de turbina: proporciona el montaje y la transmisión de energía, a través de engranajes al compresor, para los accesorios que permiten el funcionamiento del motor. Dado que cada motor tiene un diseño y capacidades distintas, no es posible especificar todos los accesorios que están instalados en esta sección para cada tipo de motor, ni su ubicación exacta. Por ejemplo, en los motores turbohélice, es común encontrar esta sección en la parte trasera del motor. En general, en la sección de accesorios se encuentran componentes como bombas de combustible, bombas de aceite, filtros, calentadores de combustible y controles de combustible, entre otros.

Figura 72. *Sección de accesorios de un motor turbo hélice*



Nota. Fuente: FAA (2018 a).



SECCIÓN DE COMPRESIÓN

La función primaria del compresor es proporcionar aire a presión suficiente para la sección de combustión. Adicionalmente, el compresor suministra aire sangrado para diversos propósitos, como el sistema antihielo. Este aire se extrae en diferentes partes del compresor a través de orificios calibrados denominados puertos. Normalmente, el aire se toma de la última etapa del compresor, donde la presión y la temperatura son más altas, aunque también puede extraerse en otros puntos según la necesidad de presión y temperatura específica.

Existen dos tipos principales de compresores según la dirección del flujo de aire:

- 1. Compresores Axiales:** Comprimen el aire mientras este sigue su dirección original de flujo.
- 2. Compresores Centrífugos:** Logran la compresión recogiendo el aire entrante y acelerándolo mediante acción centrífuga.

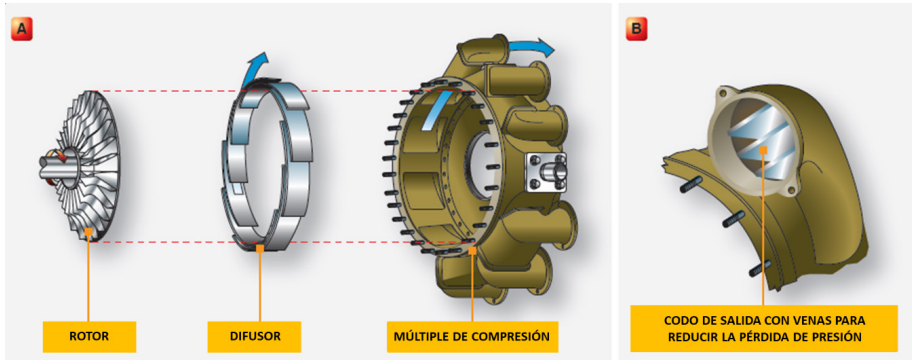
Compresores de flujo centrífugo

Estos compresores se componen de un rotor impulsor y un difusor, que incluye un estator y un múltiple de compresión (ver Figura 73 A). Generalmente, los compresores centrífugos tienen una sola entrada, aunque también existen modelos de doble entrada. El tamaño del motor varía según el tipo; los modelos de una sola entrada requieren un rotor más grande para alcanzar una compresión de hasta 8:1 en una etapa. Los modelos de doble entrada son más compactos pero deben operar a mayores velocidades.

El rotor es responsable de forzar la entrada de aire, presurizarlo y enviarlo hacia el difusor. El difusor es una cámara anular equipada con venas que tienen un ángulo preciso para mantener la energía del flujo. Estas venas dirigen el aire enviado por el rotor hacia el múltiple. Este último tiene la función de canalizar el flujo de aire hacia las cámaras de combustión mediante un codo que convierte el flujo radial en axial, permitiendo su uso en el proceso de combustión (ver Figura 73 B).



Figura 73. Componentes de un compresor de flujo centrífugo



Fuente: FAA (2018, a), adaptado por Escobar (2024).

Ventajas y desventajas de los compresores

Compresores de flujo centrífugo

Ventajas:

- Incremento significativo de la presión por etapa.
- Eficiencia en un amplio rango de velocidad de rotación.
- Ligero en comparación con otros tipos.
- Mantenimiento relativamente sencillo y de bajo costo.
- Requisitos bajos de potencia durante el encendido.

Desventajas:

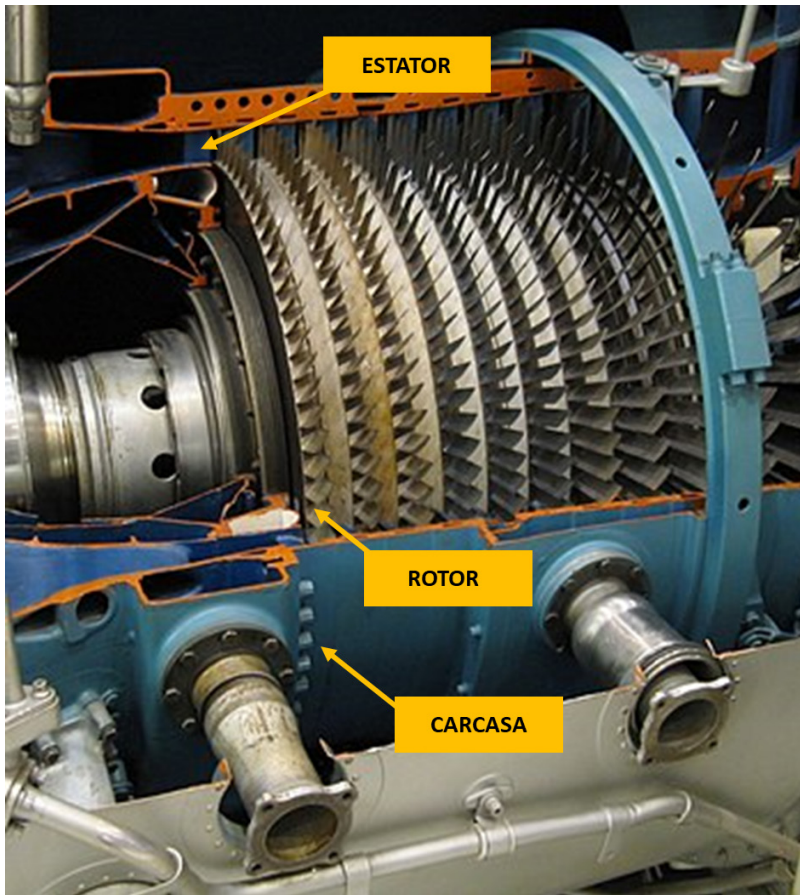
- Gran área frontal, lo que puede aumentar la resistencia aerodinámica.
- Pérdidas de energía acumulativas por etapa.



Compresores de flujo axial

Los compresores de flujo axial están compuestos principalmente por el rotor y el estator. El rotor, que está formado por álabes o palas fijadas a un eje, actúa como una hélice girando a alta velocidad para impulsar el aire. A diferencia del rotor de un compresor centrífugo, que suele ser una pieza forjada, el rotor axial está diseñado para pasar el aire por diferentes etapas con un radio de compresión aproximado de 1,25:1 por etapa, según las necesidades del motor. El estator rodea el rotor y tiene la función de convertir la alta velocidad del aire en presión en cada etapa. Cada par de álabes de rotor y estator conforma una etapa de presión. La última etapa del estator está equipada con álabes diseñados para eliminar el flujo radial del aire y convertirlo en un flujo lineal adecuado para la combustión.

Figura 74. *Partes de un compresor axial*



Fuente: hmong.es (s.f.), adaptado por Escobar (2024).



Difusor

El difusor es una etapa del motor de turbina que se encuentra entre la sección de compresión y la sección de combustión. Su función es reducir la velocidad del aire comprimido y aumentar su presión. Esto es crucial porque el aire a alta velocidad podría apagar la llama en la cámara de combustión. El difusor convierte el aire de alta velocidad del compresor en aire a alta presión y baja velocidad, asegurando un flujo adecuado para la combustión.

SECCIÓN DE COMBUSTIÓN

En la sección de combustión, la temperatura del aire se eleva al pasar por el motor para liberar la energía contenida en la mezcla de aire y combustible. Aproximadamente dos tercios de la energía generada se utiliza para la operación del compresor, mientras que el tercio restante se emplea para la generación de potencia. En un turborreactor, esta potencia se convierte en impulso mediante la expulsión de aire a alta velocidad, mientras que en un turboeje se utiliza para accionar el eje del motor.

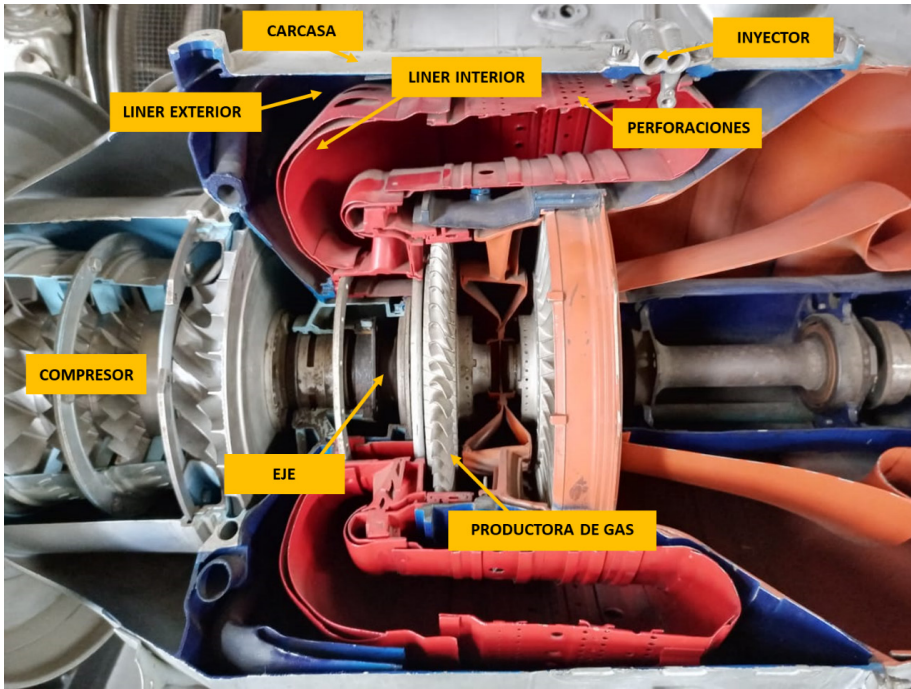
Esta sección se encarga de mezclar aire y combustible de manera eficiente, realizar la ignición de la mezcla, refrigerar los gases producidos durante la combustión para mantener los álabes dentro de los límites operacionales, y garantizar un flujo adecuado de gases a alta temperatura.

Las partes básicas de una cámara de combustión incluyen:

- **Carcasa:** La estructura exterior que contiene la cámara.
- **Forro interno perforado (liner):** Un revestimiento con perforaciones que permite la mezcla de aire y combustible.
- **Sistema de inyección de combustible:** Encargado de introducir el combustible en la cámara de combustión.
- **Bujías de ignición:** Dispositivos que generan una chispa para encender la mezcla de aire y combustible.
- **Drenaje de combustible:** Sistema para eliminar el combustible residual y evitar daños en el siguiente encendido.



Figura 75. Partes de la sección de combustión



Fuente: Escobar (2024).

Cámara de combustión

En la cámara de combustión, el aire entrante se divide en dos flujos: el primario y el secundario. El flujo primario se dirige al interior del liner, donde se mezcla con el combustible para la combustión. El flujo secundario se dirige hacia el exterior del liner con el propósito de refrigerar la llama, manteniéndola a una temperatura adecuada para la operación y ayudando a mantener la llama centrada para evitar el sobrecalentamiento de las paredes del liner.

El combustible es introducido en la cámara a través de orificios donde se encuentran los inyectores, que lo atomizan para mejorar la eficiencia de la combustión. Las bujías, por lo general dos, están situadas en orificios destinados a ellas en la cámara de combustión. El aire es dirigido por ranuras especialmente diseñadas que imprimen rotación al flujo, facilitando la operación de la sección de turbina. En la parte inferior de la cámara de combustión se encuentran las válvulas que permiten el drenaje del combustible residual.



SECCIÓN DE TURBINA

La sección de turbina se encarga de transformar la energía cinética de los gases producidos por la combustión en energía mecánica, que puede ser utilizada para accionar un eje, una hélice, etc. Los componentes básicos de esta sección son:

- **Venas guía:** Preparan la masa de aire para operar la turbina y soportan la mayor parte de la temperatura del sistema. Estas venas actúan como pequeños inyectores, diseñados para convertir la presión y temperatura en un flujo de aire de alta velocidad, facilitando la operación de la turbina.
- **Disco de turbina:** Convierte la energía cinética del aire en energía mecánica a través de sus álabes. También es responsable de la operación del compresor, donde se utiliza aproximadamente el 70% de la energía generada.

La sección de turbina puede ser de tipo sencillo, con un solo disco que produce la energía y opera todas las partes del motor, como en el motor turborreactor. Alternativamente, puede ser de tipo doble o múltiple, con varias etapas de turbina, cada una operando un compresor, como en los motores turbofán (ver Figura 76).

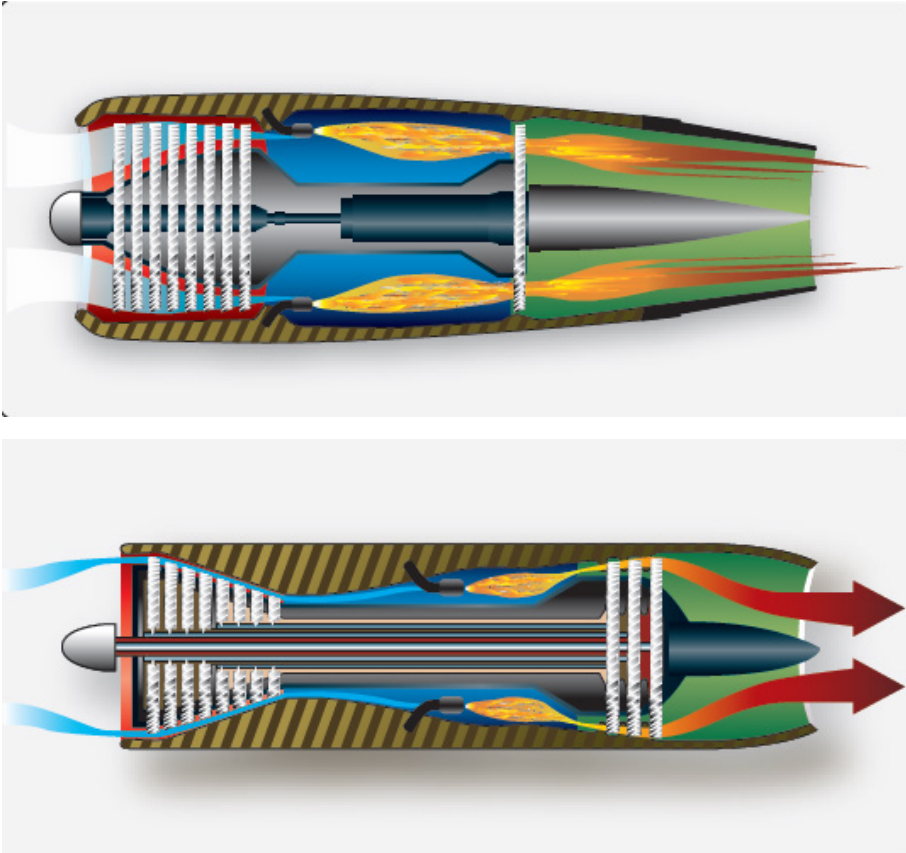
SECCIÓN DE ESCAPE

La función de la sección de escape es dirigir el flujo de gases calientes hacia atrás, reduciendo la turbulencia y logrando una alta velocidad de salida. Está ubicada detrás de la sección de turbina y finaliza cuando los gases son expulsados. Sus componentes típicos incluyen:

- **Cono de escape:** Recoge los gases producidos en la sección de turbina y los convierte en un flujo de gases concentrado, reduciendo la velocidad para aumentar nuevamente la presión.
- **Tubo de escape:** Conduce los gases para evitar daños en la estructura de la aeronave.
- **Boquillas de escape:** Regulan el flujo de salida de los gases mediante un orificio de salida restringido, que puede ser divergente para velocidades subsónicas o divergente-convergente para velocidades supersónicas.



Figura 76. Sección de turbina sencilla y múltiple



Nota. Superior. Una sección de turbina de un solo disco de turbina usada en turborreactores.
Inferior. Una sección de turbina con múltiple disco usada comúnmente en turbofán.

Fuente: FAA (2018 a).

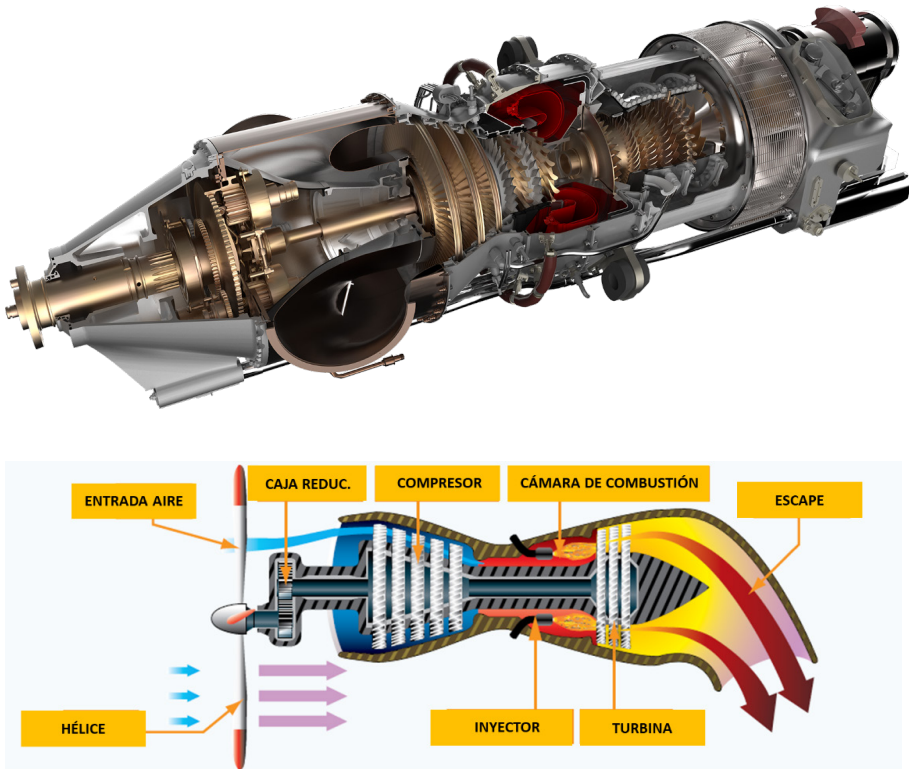
MOTORES TURBOHÉLICE

En estos motores, la operación es similar a la de cualquier motor de turbina, pero incluye una caja de reducción que impulsa la hélice. La producción de potencia no presenta variaciones significativas; normalmente se trata de un motor con una sección de turbina múltiple sin conexión mecánica entre los discos. En este diseño, un disco de turbina opera el compresor, mientras que otro disco, mediante engranajes, se conecta con la caja de reducción para transferir la energía a la hélice. En algunos modelos, la sección de escape puede contribuir al empuje de la aeronave.

Las principales secciones de estos motores son:

- **Sección de producción de potencia:** Donde se encuentran la mayoría de las secciones del motor de turbina.
- **Caja de reducción:** Específica para este tipo de motores, reduce las RPM de la rueda de turbina a valores operacionales adecuados para la hélice.
- **Torquímetro:** Transmite el par motor de la rueda de turbina a la caja de reducción.
- **Caja de accesorios:** (ver figura 77).

Figura 77. Motor turbohélice

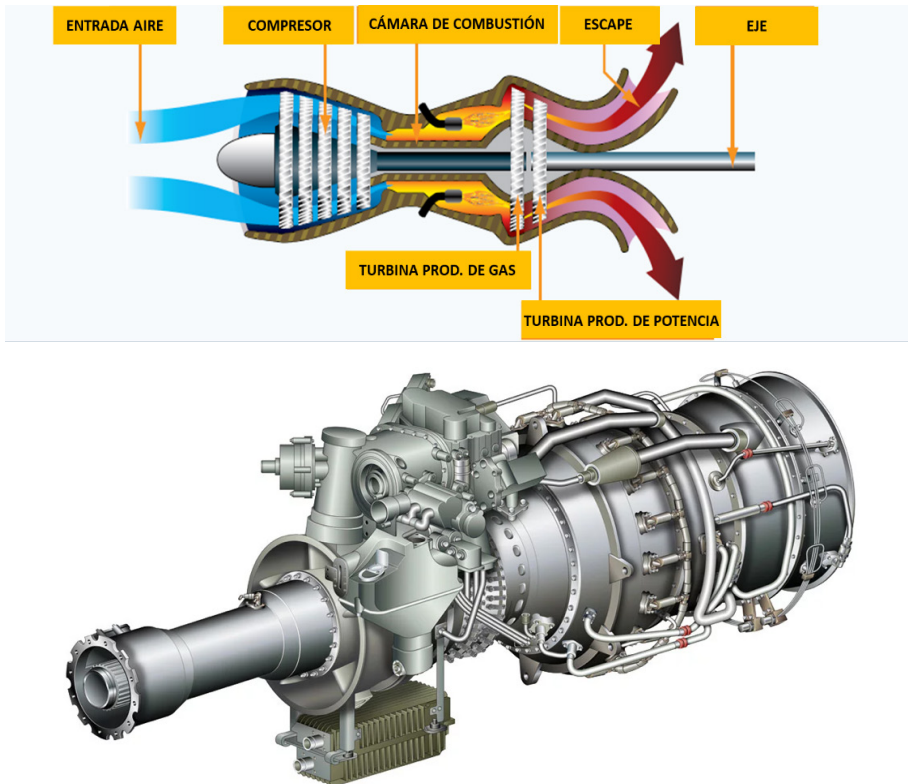


Fuente: Sup. Institutoaviacao.org (2018) Inf. FAA (2018 a) adaptado por Escobar (2024).

MOTORES TURBOEJE

Su operación es similar a la del turbohélice, excepto que la potencia se dirige a un dispositivo diferente a una hélice, como, por ejemplo, una transmisión de un helicóptero. El eje puede estar conectado directamente a la turbina generadora de gases o a una turbina libre generadora de potencia. En ambos casos, será necesario contar con una caja de reducción.

Figura 78. Motor turbo eje



Fuente: Sup. FAA (2018, a), adaptado por Escobar (2024). Inf. Mtu.de. (s.f.).

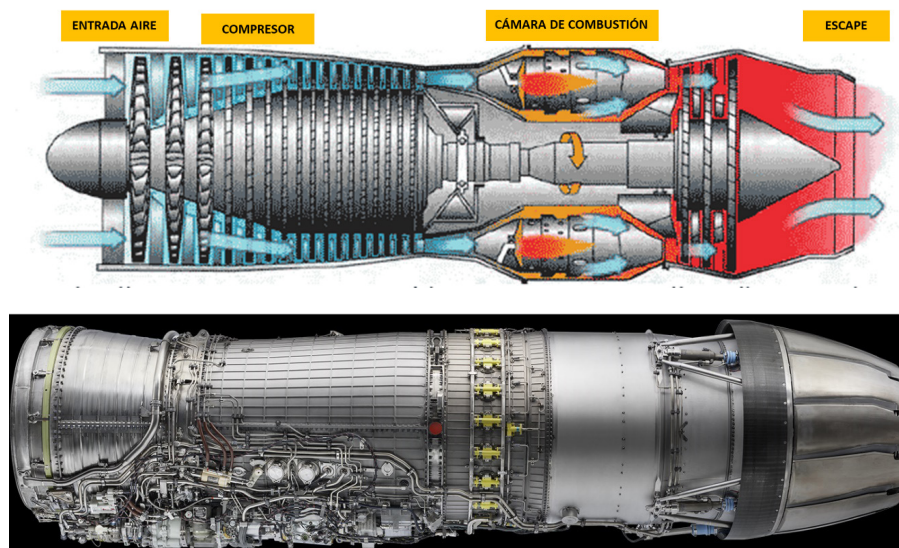
MOTOR TURBORREACTOR (TURBOJET)

Los motores turborreactores son muy populares en aviones de combate. Su funcionamiento sigue el principio básico de los motores de turbina, aunque puede variar según el fabricante, lo cual es difícil de detallar completamente. Básicamente, el aire ambiente entra al motor y es comprimido por un compresor con el número de etapas necesario. El aire, a alta velocidad y temperatura, sale

del compresor y es dirigido a la cámara de combustión. Allí, antes de ingresar, se cambia la dirección del aire para aumentar la presión. El aire se mezcla con el combustible, y las bujías realizan la ignición. La llama generada se dirige entonces a la sección de turbina, donde se utiliza para operar el compresor y generar empuje. La expansión de la mezcla encendida se expulsa a través de la tobera de gases de escape, donde se convierte la energía en velocidad y temperatura para crear la fuerza de empuje que propulsa la aeronave (Singh et al., 2017, p. 130).

En algunas aeronaves, se incluye una pequeña sección de combustión en el escape para incrementar aún más la velocidad de los gases al salir por la tobera. Esto permite alcanzar velocidades muy altas sin necesidad de aumentar el diámetro del motor (Bushell, 2003).

Figura 79. Motor Turborreactor



Fuente: Sup. Aermech.com (s.f.), adaptado por Escobar (2024); Inf. Geaviation.com (s.f.).

MOTOR TURBOFÁN

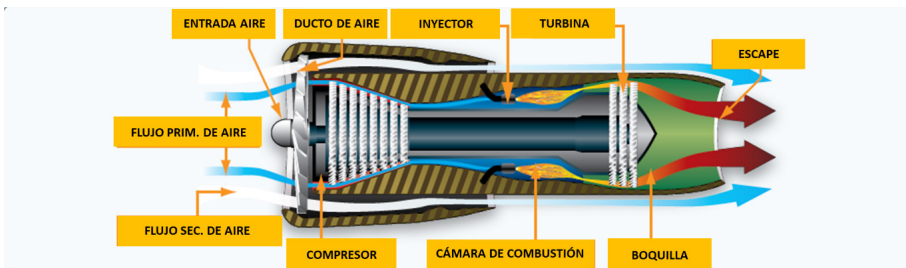
Los motores turbofán, también conocidos como turboventiladores, se desarrollaron para combinar las mejores características de los turborreactores y los turbohélices. Estos motores están diseñados para crear empuje adicional al desviar un flujo de aire secundario alrededor de la cámara de combustión. El aire generado por el turbofán produce un mayor empuje, enfría el motor y

ayuda a suprimir el ruido de escape. Esto proporciona velocidades de crucero similares a las de los turborreactores y un menor consumo de combustible comparado con los turbohélices, lo que ha llevado a su adopción generalizada en aeronaves comerciales de pasajeros y carga.

En esencia, el motor turbofán es similar al turbohélice, pero la hélice es reemplazada por un compresor de flujo axial contenido en un ducto. El principio general es convertir una mayor parte de la energía de la combustión en presión, generando así una mayor producción de presión por área.

Estos motores requieren más etapas para producir la potencia necesaria para operar el compresor contenido. Además, la sección de escape necesita un área mayor para mezclar los gases de escape de la combustión con el aire a presión producido por el compresor.

Figura 80. Motor turbofán



Fuente: FAA (2018, a), adaptado por Escobar (2024).



INSTRUMENTOS DE INDICACIÓN EN LOS MOTORES DE TURBINA

Además de los instrumentos básicos que todo motor debe tener, existen algunos especializados para los motores de turbina. Es crucial monitorear la temperatura en estos motores, ya que puede superar los 1000°C.

Relación de Presión del Motor

Este medidor indica la potencia de salida en un motor turborreactor o turbofán. Mide la relación de presión de los gases entre la salida de la turbina y la entrada del compresor. Las mediciones son registradas por sondas instaladas en la entrada y en el escape del motor. Los datos generados se envían a un transductor de presión diferencial, que muestra la lectura en la cabina. El diseño de este medidor compensa automáticamente los defectos de velocidad y altitud, aplicando correcciones para ajustes precisos en la potencia del motor debido a los cambios en la temperatura ambiente durante el vuelo.

Temperatura de Gases de Escape

La temperatura en la sección de la turbina debe controlarse de cerca para evitar el sobrecalentamiento de los álabes y otros componentes. Un medidor de Temperatura de Gases de Escape (EGT, por sus siglas en inglés) es comúnmente utilizado para este propósito. Existen varias variantes, como la Temperatura de Entrada a la Turbina (TIT), la Temperatura de Salida de la Turbina (TOT) o la Temperatura Entre Turbinas (ITT), dependiendo de la ubicación de la medición.

Torquímetro

Este instrumento mide la potencia de salida en un turbohélice o turboprop, expresando el torque aplicado en el eje, generalmente en PSI. Mide la potencia transmitida a la caja de reducción o la transmisión, según el diseño del motor.

Indicador N1

Representa la velocidad de rotación del compresor de baja presión en motores turboprop, expresado como un porcentaje de las RPM.

Indicador N2

Mide la velocidad de rotación del compresor de alta presión en motores turboprop, también expresado como un porcentaje de las RPM.

MOTORES COHETE

Un motor cohete es esencialmente similar a un turborreactor en términos de etapas y método de producción de empuje. La principal diferencia radica en el tipo de combustible utilizado y los niveles de empuje necesarios para superar el campo gravitatorio de la Tierra.

Un cohete está compuesto por varias etapas unidas entre sí, cada una con su propio tanque de combustible. A medida que se queman las etapas, se desprenden para reducir la masa que debe acelerarse. Las etapas pueden estar dispuestas de manera serial, es decir, una encima de la otra, o paralelas, donde las etapas se activan simultáneamente, según el diseño del cohete y los requisitos de la misión (Walter, 2008, p. 62).

Figura 81. Indicaciones de motores de turbina



Fuente: Skaybrary.com (s.f.).

PROPULSIÓN TÉRMICA Y ELÉCTRICA

La propulsión en los cohetes puede ser de tipo térmico o eléctrico.



Propulsión Térmica

En la propulsión térmica, el empuje se genera por la expansión de gases en el interior del motor, típicamente utilizando combustibles sólidos, como el aluminio. Dado que la combustión requiere tanto un combustible como un oxidante y el espacio carece de oxígeno, el cohete debe llevar su propio oxidante, comúnmente perclorato de amonio (Walter, 2008, p. 105).

Propulsión Eléctrica

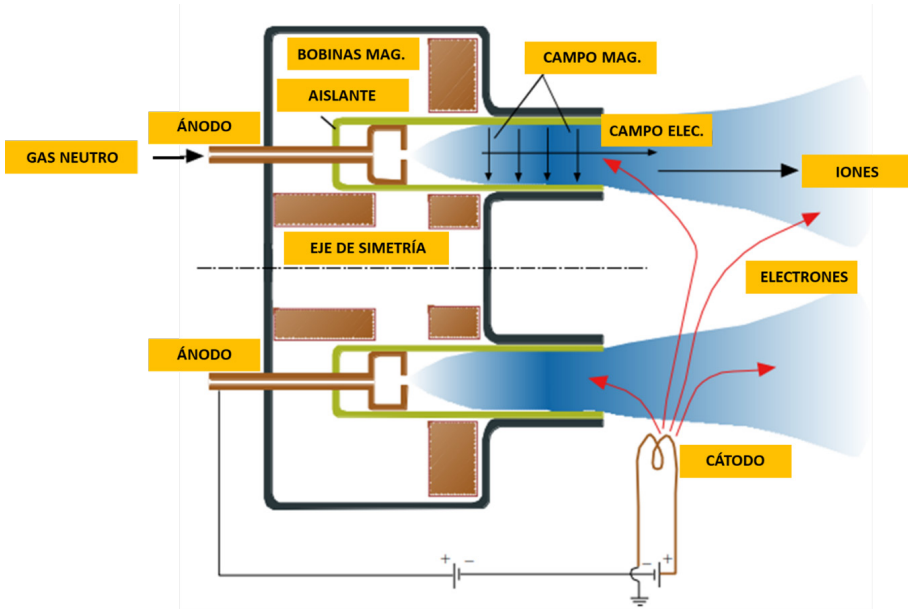
La propulsión eléctrica produce empuje acelerando iones mediante un campo eléctrico. Sin embargo, este tipo de propulsión requiere una fuente de energía externa, lo que incrementa el tamaño del cohete. Aunque teóricamente permite alcanzar velocidades de escape ilimitadas, enfrenta la limitación de que los iones se repelen entre sí, lo que impide alcanzar grandes densidades en las cámaras del motor. Esto resulta en menores magnitudes de flujo de masa en comparación con los motores térmicos, lo que limita su uso para el lanzamiento. No obstante, para viajes interplanetarios o misiones prolongadas en el espacio, la propulsión eléctrica basada en iones se vuelve más relevante y efectiva (Walter, 2008, p. 105).

Un modelo de impulsor de propulsión eléctrica basado en aceleración de iones, como el IT-550 desarrollado por el Keldysh Research Center, incluye los siguientes componentes básicos:

- **Cámara de Descarga:** Consta de dos ánodos, uno cilíndrico y uno cónico.
- **Óptica de Iones:** Orienta y controla el flujo de iones.
- **Cátodo de Descarga:** Fabricado en tungsteno poroso impregnado con bario, ubicado en el eje de la cámara de descarga.
- **Neutralizador:** Se encuentra en la carcasa del impulsor y tiene la capacidad de neutralizar la corriente del haz de iones.
- **Carcasa del Impulsor:** Alberga el sistema y proporciona estructura al impulsor.

El campo magnético se genera mediante dos bobinas situadas en los núcleos magnéticos: una en el ánodo cónico y la otra en el ánodo cilíndrico de la cámara de descarga. Estas bobinas crean un campo magnético radial perpendicular a un campo eléctrico a lo largo del eje. Los iones atrapados en un plasma se mueven en una trayectoria circular alrededor del eje, y la mayoría de los iones no afectados por el campo magnético son acelerados hacia abajo por el campo magnético (Lerner, 2000, pág. 17).

Figura 82. Esquema de un propulsor de Hall



Fuente: Lerner, 2000. Adaptado por Escobar (2024).

REFERENCIAS

- Air Safety Institute – ASI. 2018. *Engine and propeller – Interactive course* [Curso Online] Aircraft Owners and Pilots Association – AOPA
- Bushell Kenneth, 2003. *Encyclopedia of physical science and technology third edition*. <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/turbojet-engines> (09 de marzo de 2022)
- Civil Aviation Authority New Zealand. 2000. *Aircraft Icing Handbook*. <https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/659.pdf> (06 de febrero de 2022)
- Comando Aéreo de Combate N° 4 – CACOM-4, s.f. *Curso de tierra Bell-212*.
- De Ramer Dale, 2018, *Aircraft Systems for Pilots*, Aviation Supplies & Academics, Inc. <https://web-s-ebscohost-com.mindefensa.bases-dedatosezproxy.com/ehost/ebookviewer/ebook/bmxlYmtfXzE5Ot-g5MzFfXoFOo?sid=1fc3513d-39b3-4813-8e4a-fa3bffd4dd58@redis&vid=3&format=EK&rid=1> (23 de febrero de 2022)
- European Union Aviation Safety Agency – EASA, *Annual safety review, 2020*. <https://www.easa.europa.eu/downloads/117065/en> (21 de febrero de 2022)
- European General Aviation Safety Teams – EGAST, *Formación de hielo en motores de pistón*. <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/>



- dfu/GA05-Formaci%C3%B3n%20de%20huelo%20en%20motores%20de%20pist%C3%B3n-Final_AESA.pdf (23 de febrero de 2022)
- Federal Aviation Administration, 2016, *FAA-8083-25B Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*, Airman Testing Standards Branch, Oklahoma City.
- Federal Aviation Administration, 2018(a), *FAA-H-8083-32A Aviation Maintenance Technician Handbook – Power Plant Vol.1*, Airman Testing Standards Branch, Oklahoma City.
- Federal Aviation Administration, 2018(b), *FAA-H-8083-32A Aviation Maintenance Technician Handbook – Power Plant Vol.2*, Airman Testing Standards Branch, Oklahoma City.
- Federal Aviation Administration, 2018(c), *Advisory Circular 25.981-1D, Fuel Tank Ignition Source Prevention Guidelines*. https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25.981-1D.pdf (28 de febrero de 2022)
- Federal Aviation Administration, 2018(d), *FAA-H-8083-31A Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Vol.2*, Airman Testing Standards Branch, Oklahoma City.
- Flight Safety International, 2012. *Bell-412 Pilot Training Manual. Vol. 2 Aircraft Systems*. Flight Safety International Inc. New York.
- Jardún Alberto, Marini Silvana & Oliva Alicia, s.f. *Física, Masterización: recursos pedagógicos – Hidráulica e Hidrodinámica 4º año*. Universidad Nacional de Rosario. <https://rephip.unr.edu.ar/bitstream/handle/2133/5672/7401-16%20FISICA%20Hidrost%C3%A1tica-Hidrodin%C3%A1mica.pdf?sequence=2&isAllowed=y> (04 de febrero de 2022)
- Jeppesen, 2004, *Private Pilot Handbook*, Canada. <http://www.spilve.lv/library/various/Private%20Pilot%20Handbook.pdf> (23 de febrero de 2022)
- Koroteev, A., Lovtsov, A., Muravlev, V., Selivanov, M., & Shagayda, A. (2017). Development of ion thruster IT-500. *European Physical Journal D – Atoms, Molecules, Clusters & Optical Physics*, 71(5), 1–10. <https://doi-org.mindefensa.basesdedatosezproxy.com/10.1140/epjd/e2017-70644-6>
- Lerner Eric, 2000. *Plasma Propulsion in Space*. American Institute of Physics. <https://web.archive.org/web/20070316160623/http://www.aip.org/tip/INPHFA/vol-6/iss-5/p16.pdf> (10 de marzo de 2022)
- McCauley. S.f. *Propeller System Technology Guide*. McCauley Propeller Systems. <https://mccauley.txtav.com/-/media/mccauley/files/mccauleytechguide.ashx?la=en&hash=FCF71880DA80672E0A29939FCF-2DE86897F5C3D7> (05 de marzo de 2022)
- Ministère de l'équipement des transports et du logement, 2000. *Fallos de combustible en aviación general – Estudio*. https://www.bea.aero/fileadmin/uploads/tx_scalaetudessecurite/fallos.combustible_01.pdf (28 de febrero de 2022)



- Moir Ian & Seabridge Allan, 2008, *Aircraft Systems, Mechanical, electrical and avionics subsystems integration, Third Edition*. Wiley, England.
- National Air and Space Agency – NASA, 2001, *Onboard Inert Gas Generation System / Onboard Oxygen Gas Generation System (OBIGGS/OBOGS) Study. Part. II – Gas Separation Technology – Estate of art*. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20010092198/downloads/20010092198.pdf> (28 de febrero de 2022)
- Pratt and Whitney Canada, 2007, *PT6A-60 Series Training Manual*, <https://mikeklochcfi.files.wordpress.com/2018/08/training-pt6a-60-series.pdf> (09 de marzo de 2022)
- Serway Raymond, Jewett John, 2009, *Física, Electricidad y Magnetismo*, Cengage Learning, México D.F.
- Sigh Pranjot, et al. 2017. *Design and fabrication of major components of turbojet engines*. Energy and power 7(5). https://www.researchgate.net/publication/320023934_Design_and_Fabrication_of_Major_Components_of_Turbojet_Engine/link/59c93e9baca272bb0503cd60/download (09 de marzo de 2022)
- Skybrary, (2022, 5 de marzo) *Constant Speed Propeller*. <https://skybrary.aero/articles/constant-speed-propeller>
- Skybrary, s.f. *Engine pressure ratio (EPR)*. <https://skybrary.aero/articles/engine-pressure-ratio-epr> (09 de marzo de 2022)
- Transportation Safety Board Canada, 2012. *Aviation Investigation report A12C0005*. <https://www.bst-tsb.gc.ca/eng/rapports-reports/aviation/2012/a12c0005/a12c0005.html?wbdisable=true> (06 de marzo de 2022)
- Twombly Mark, 2000, *What it looks like when the flywheel is exposed*. Aircraft Owners and Pilots Association – AOPA. <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2000/october/flight-training-magazine/what-it-looks-like> (3 de marzo de 2022)
- U.S. Department of Defense, 1980. *MIL-STD-704D Military Standards – Aircraft Electric Power Characteristics*. http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-0700-0799/MIL-STD-704D_21346/ (03 de marzo de 2022)
- Walter Ulrich, 2008, *Astronautics, the physics of space flight, third edition*. Springer. Switzerland.

IMÁGENES

- Aermech. (2022, March 9). Components of a jet engine. <https://aermech.com/components-jet-engine/>
- Aircoach. (2022, March 1). UH-1H manual. <https://www.aircoach.nl/documents/UH-1H.pdf>
- Aircraft Spruce. (2022, March 5). TSO tachometer. https://www.aircrafts-pruce.ca/catalog/inpages/tso_tachometer.php

- América en Vuelo. (2022, February 23). A la conmemoración de los 91 años del vuelo de la aviación. <http://americaenvuelo.blogspot.com/2014/03/a-la-conmemoracion-de-los-91-2010-la.html>
- Askix. (2022, February 28). Cómo iniciar un pequeño avión. https://www.askix.com/como-iniciar-un-pequeno-avion_6.html
- Defensa.com. (2022, February 28). Aviación de combate en Iberoamérica: Flotas diversas e insuficientes. <https://www.defensa.com/en-abierto/aviacion-combate-iberoamerica-flotas-diversas-insuficientes>
- EFly Academy. (2022, March 5). Mezcla. <https://www.eflyacademy.com/single-post/mezcla>
- Electrical Academia. (2022, March 3). DC generator types, working, parts, and classification of DC generators. <https://electricalacademia.com/dc-machines/dc-generator-types-working-parts-classification-dc-generators/>
- Fly News. (2022, March 8). Emirates selecciona el motor Rolls-Royce Trent 900 para sus nuevos 50 A380. <https://fly-news.es/industria/emirates-selecciona-el-motor-rolls-royce-trent-900-para-sus-nuevos-50-a380/>
- GE Aviation. (2022, March 9). F110 engine. <https://www.geaviation.com/military/engines/f110-engine>
- General Aviation News. (2022, March 1). Ask Paul: Why is my oil temperature so high? <https://generalaviationnews.com/2020/05/11/ask-paul-why-is-my-oil-temperature-so-high/>
- Hmong.es. (2022, March 5). Blade pitch. https://hmong.es/wiki/Blade_pitch
- Hmong.es. (2022, March 9). Axial compressor. https://hmong.es/wiki/Axial_compressor
- Instituto Aviação. (2022, March 9). GE testou novo motor turboélice com peças impressas em 3D. <https://institutoaviacao.org/noticia/ge-testou-novo-motor-turboelice-com-pecas-impressas-em-3d>
- Langley Flying School. (2022, March 6). Airframe icing. <http://www.langleyflyingschool.com/Images/PPL%20Weather/Airframe%20Icing,%20Langley%20Flying%20School.jpg>
- Lycoming. (2022, February 21). Engine specifications. <https://www.lycoming.com/node/19862>
- Manual Vuelo. (2022, March 4). Helicópteros. https://www.manualvuelo.es/3sifn/32_helic.html
- MTU Aero Engines. (2022, March 9). T408 engine. <https://www.mtu.de/engines/military-aircraft-engines/helicopters/t408/>
- NASA. (2022, February 21). Image EL-2000-00262. <http://nix.ksc.nasa.gov/info?id=EL-2000-00262&orgid=1>
- National Museum of the U.S. Air Force. (2022, March 4). Cessna O-2A Sky-master. <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/196063/cessna-o-2a-skymaster/>



Capítulo 1.
Sistemas del Avión

- Pilot Workshop. (2022, March 2). Fuel gauge accuracy. <https://pilotworkshop.com/tips/fuel-gauge-accuracy/>
- PT6 Nation. (2022, March 8). Best of the PT6 Nation: The legend tells its story. <http://www.pt6nation.com/en/articles/article/best-of-the-pt6-nation-the-legend-tells-its-story/>
- Topwar.ru. (2022, March 8). F-22: Respuestas a preguntas. <https://es.topwar.ru/33122-f-22-otvety-na-voprosy.html>
- Wikipedia. (2022, March 3). Turbina de aire de impacto. https://es.wikipedia.org/wiki/Turbina_de_aire_de_impacto
- Wikwand. (2022, February 22). Motor Wankel. https://www.wikiwand.com/es/Motor_Wankel
- William Maloney. (2022, February 21). Ranger L-440 aircraft engine. <http://www.williammaloney.com/Aviation/AirHeritageMuseum/AircraftEngines/pages/01RangerL440AircraftEngine.htm>
- YouTube. (2022, March 6). Video title. <https://www.youtube.com/watch?v=2geXBvpIEoA>

2.

Navegación Básica

OD18. Andrea Falla Rubiano

<https://orcid.org/0000-0002-4277-2143>

OD18. Luis Fernando Escobar Nieto

<https://orcid.org/0000-0001-9213-1793>

ST. Juan Sebastián Peraza Salazar

Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez”
Fuerza Aeroespacial Colombiana



INTRODUCCIÓN

En la actualidad, la tecnología ha transformado una competencia esencial para los pilotos, una habilidad que ha acompañado al ser humano desde los tiempos de los cazadores y recolectores de la Edad de Piedra: la gestión de la trayectoria. Esta capacidad, descrita en el Manual of Evidence-Based Training de la OACI, se refiere a la habilidad de ubicar y trasladar una aeronave de manera segura entre dos puntos. El uso excesivo de sistemas de posicionamiento satelital ha reducido gradualmente las habilidades naturales de navegación y orientación del ser humano. Un ejemplo notable es el caso de unos turistas japoneses en Australia en 2012, quienes terminaron en el océano Pacífico con su auto. La conductora explicó que simplemente "siguió las instrucciones del GPS que los estaba llevando a una isla cercana" (Freak & Holloway, 2012).

En las siguientes páginas, encontrará una explicación detallada sobre cómo un piloto debe planificar su vuelo en términos de navegación visual y a estima. Se presentarán conceptos nuevos que debe interiorizar, así como secciones de reglamentos que forman parte de esta tarea crucial.

El vuelo comienza mucho antes de encender los motores o despegar de una pista. Es esencial dedicar tiempo a un planeamiento minucioso y presentar la información de manera organizada para facilitar su consulta y tomar decisiones informadas.

Este documento le mostrará cómo seleccionar y utilizar correctamente las cartas de navegación, extraer la mejor información para asegurar un vuelo seguro, y aplicar los métodos adecuados para realizar cálculos y determinar la ruta a seguir. En última instancia, el objetivo es fomentar en el piloto la convicción de que la seguridad comienza con una planificación adecuada. Nunca inicie una operación de vuelo si su planeamiento no está completo. Este documento se elaboró a partir de la investigación realizada por el Alférez Juan Sebastián Peraza Salazar en 2021.

LA TIERRA

Forma de la tierra

Desde las primeras civilizaciones, el ser humano ha cuestionado la forma exacta de la Tierra. A lo largo del tiempo, se han forjado mitos y creencias sobre su forma. Por ejemplo, en la Edad Media, se pensaba comúnmente que la Tierra era plana y que el océano estaba habitado por monstruos capaces de devorar las naves (Pirazzini, 2020). Sin embargo, desde la Antigua Grecia, se conoce que la Tierra tiene forma esférica, gracias a los aportes de pensadores como Aristóteles, Ptolomeo, Platón y Aristarco de Samos, entre muchos otros. Estos sabios no solo determinaron la forma de nuestro planeta, sino que también realizaron significativos avances en geometría, matemáticas, y otras ciencias (Páez, 2003).

Hoy en día, con los avances de la ciencia, se ha definido que la forma de la Tierra es un esferoide oblato. Esta forma se debe principalmente a la fuerza centrífuga generada por la rotación del planeta. En los polos, esta fuerza es mínima, pero aumenta a medida que uno se aleja de ellos, alcanzando su máximo valor en el ecuador. Este fenómeno ha causado que, a lo largo de miles de millones de años, la Tierra adopte una forma donde el eje ecuatorial es más largo que el eje polar. Como consecuencia, la gravedad es mayor en los polos debido a su proximidad al centro de la Tierra (Sarmiento, 2011).

Figura 1. *Representación Esférica*



Fuente: (FAA, 2011).

Es pertinente determinar el significado de los términos geodesia, geoide y elipsoide, así como sus diferencias, para comprender la verdadera forma del planeta, ya que esta puede ser representada a través de diferentes modelos.

Geodesia: En 1880, Helmert definió la geodesia como la ciencia de la medición y representación de la superficie terrestre (Torge, 2015, p. 1). Sin embargo, hoy en día se considera que la geodesia se encarga de estudiar la forma y dimensiones de la Tierra, determinar el campo gravitatorio, así como la posición y orientación del planeta en el

espacio. Debido a sus fundamentos físicos y matemáticos, la geodesia es una ciencia fundamental para otras disciplinas, como la topografía y la cartografía (IGN, 2021).

Esférica: Eratóstenes, considerado el padre de la geodesia, utilizó observaciones realizadas durante el solsticio de verano sobre las diferencias en las sombras proyectadas en un pozo en Siena y en Alejandría para estimar el radio de la Tierra, lo que sugería que la Tierra tiene una forma esférica. Este modelo es la manera más común de representar la superficie del planeta, aunque no necesariamente la de mayor precisión (ver Figura 2).

Figura 2. *Geoide*



Fuente: (Definicionabc.com, 2011)

El geoide es una superficie imaginaria que representa un nivel de potencial gravitacional constante, en la que se asume que la gravedad es uniforme en toda la superficie terrestre y perpendicular a ella en cualquier punto. Puede conceptualizarse como el nivel medio global del océano, descontando las perturbaciones causadas por mareas y otras influencias. Aunque este modelo coincide en gran medida con el nivel medio del mar, su complejidad analítica, en lugar de matemática, hace que sea difícil de utilizar para mediciones precisas, ya que se ve afectado por la composición y topografía del planeta (Torge, 2015, p. 41).

Elipsoide: Un elipsoide es una figura tridimensional que, aunque similar a una esfera, tiene forma de óvalo. En términos de área y volumen, es equivalente a una esfera. La forma física de la Tierra se aproxima a la superficie matemática de un elipsoide de revolución, lo que lo convierte en una referencia útil para cálculos matemáticos. Este modelo es ampliamente utilizado para definir coordenadas horizontales (Seeber, 2003, p. 25). Un elipsoide se define mediante una superficie de referencia con dimensiones basadas en el eje polar (a menudo representado por un valor reducido conocido como achatamiento o "flattening") y el eje ecuatorial (o semieje mayor). Además, se establecen líneas de referencia en la superficie para tomar medidas.

Para coordenadas verticales, el elipsoide resulta ser menos preciso, por lo que se utiliza el geoide como referencia alternativa. La diferencia entre el elipsoide y el geoide se denomina ondulación geoidal (ver Figura 3).



World Geodetic System 1984 – WGS84: Este elipsoide fue desarrollado por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos, basado en una serie de mejoras sucesivas a los elipsoides WGS60, 62, 66, 72, y finalmente WGS84. Cada actualización incorporó más datos y mayor precisión. Es ampliamente aceptado a nivel mundial como la referencia principal para la localización de coordenadas, ya que fue utilizado para calcular la efeméride de los satélites del sistema GPS y su predecesor, el sistema TRANSIT (Seeber, 2003, p. 28). Los valores actuales de sus semiejes se encuentran en la Tabla 1.

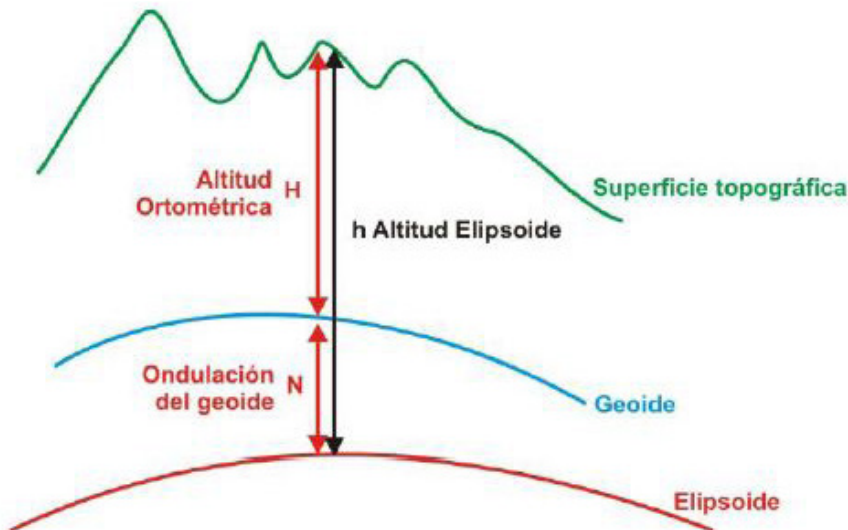
Tabla 1. Valores Semiejes WGS84

SEMIEJE MAYOR	FLATTERING
6378137 metros	1/298,257223563

Fuente: NIMA (2010); adaptado por Escobar (2024).

A partir de estos conceptos se constituye lo que se conoce como Sistema Geodésico de Referencia. Este sistema no es más que el elipsoide que mejor se ajusta al geoide en un punto específico donde ambos coinciden.

Figura 3. Elipsoide y geoide



Fuente: (Unisigzayrao.blogspot.co, 2021).



Cuasi Geoide: Este modelo facilita la relación entre las alturas elipsoidales, con referencia a un elipsoide específico, y las alturas físicas, que tienen como referencia el nivel equipotencial que semeja el nivel medio del mar (IGAC, 2018). Esto imprime mayor precisión. Las alturas obtenidas mediante este modelo se denominan alturas normales y tienen una desviación del orden de milímetros o centímetros en altitudes bajas, alcanzando hasta un metro en alta montaña (Torge, 2001).

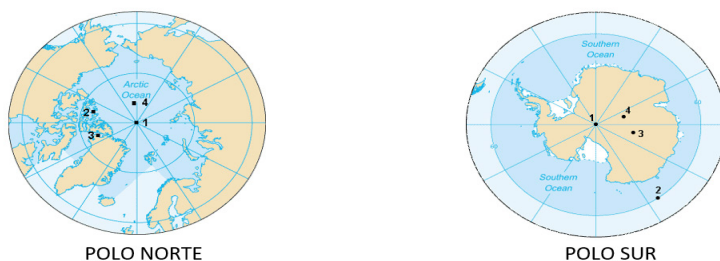
“En la actualidad, el modelo GEOCOL 2004 proporciona las alturas geoidales utilizadas en la determinación de alturas físicas” (IGAC, 2018) en Colombia. Este modelo se construyó a partir del modelo global Texas Earth Gravity 4, junto con datos gravimétricos de diferentes fuentes, resultando en un modelo geoidal en forma de cuadrícula al agregar información regional y local.

La Tierra en el Espacio

Como es sabido, la Tierra se ubica entre Venus y Marte en el sistema solar, y sus características físicas generan las condiciones para la vida, además de influir en todas las actividades cotidianas, en este estudio, específicamente en la navegación.

Eje y Movimientos de la Tierra: La Tierra se mueve de diferentes maneras en el espacio. Tiene un eje imaginario sobre el cual rota en un periodo de 23 horas, 56 minutos y 4 segundos por cada revolución, lo que genera la sucesión del día y la noche. Los puntos extremos de esta línea imaginaria son los polos geográficos, situados en la latitud 90° al norte y al sur de la línea del Ecuador respectivamente. Estos puntos no tienen longitud geográfica, ya que en ellos confluyen todos los meridianos, tema que se abordará posteriormente.

Figura 4. Polo Norte y Polo Sur



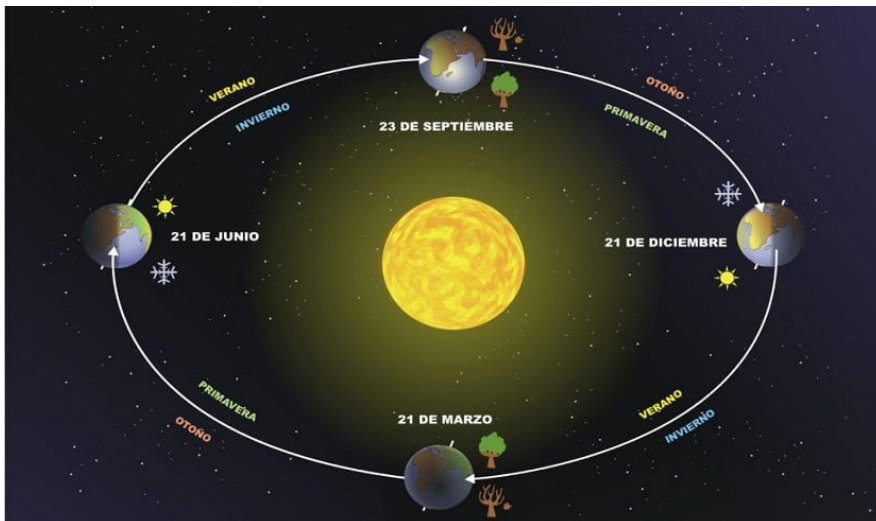
El movimiento de la Tierra alrededor del Sol se llama traslación y dura 365 días, 6 horas, 9 minutos y 10 segundos (Soto, 2019, p. 52), para completar una órbita.

Esta órbita se denomina eclíptica, y el eje de la Tierra está inclinado $23^{\circ} 27'$ respecto a su plano orbital, lo que ocasiona que la energía solar no sea uniforme en toda la extensión del planeta, dando origen a las estaciones del año.

De esta forma, se identifican períodos del año en los que el Sol ejerce mayor influencia sobre el Trópico de Cáncer, específicamente el 21 de junio, cuando se presenta el solsticio de verano en el hemisferio norte. En contraste, el 21 de diciembre, el Sol se encuentra sobre el Trópico de Capricornio, generando el solsticio de verano en el hemisferio sur. Igualmente, hay dos períodos del año cuando el Sol se encuentra sobre la línea del ecuador: el 21 de marzo y el 23 de septiembre, conocidos como equinoccio de primavera y equinoccio de otoño, respectivamente, dependiendo del hemisferio en que se observe.

Además, el Sol no se encuentra en el centro de la eclíptica (ver Figura 5), lo que causa que, en los primeros días de enero, la Tierra esté en el punto más cercano al Sol, conocido como perihelio. En contraste, el afelio ocurre en los primeros días de julio, cuando la Tierra está en el punto más lejano del Sol. Este movimiento no es constante y presenta un ciclo de aproximadamente 21.000 años. Esto significa que el perihelio, que actualmente ocurre en el invierno del hemisferio norte, dentro de aproximadamente 10.500 años, ocurrirá en el verano del hemisferio norte.” (Pabón, 2001, p. 11).

Figura 5. *Eclíptica Solar*



Fuente: (Meteorologiaenred.com, 2024).



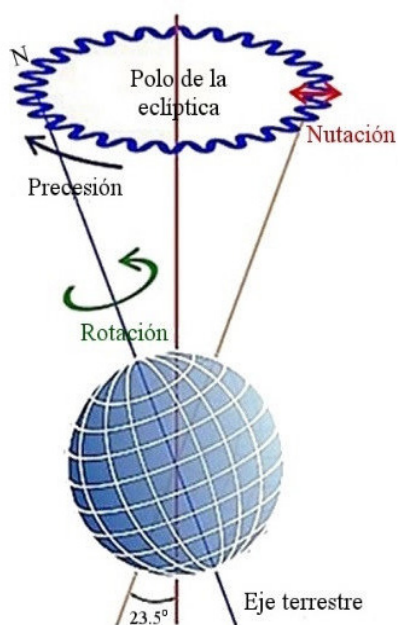
Así mismo, la geometría de la eclíptica solar no es constante; presenta variaciones de forma, oscilando entre una elipse y casi una forma circular en periodos de aproximadamente 100.000 años. Esta variación en la excentricidad orbital tiene repercusiones importantes en el clima del planeta, fenómeno conocido como los ciclos de Milankovitch (ITE, 2024).

Otro de estos ciclos es la oblicuidad, que se refiere a la variación en la inclinación del eje de la Tierra respecto al plano de la eclíptica. En un periodo de aproximadamente 40.000 años, la inclinación oscila entre 22.1° y 24.5° (ITE, 2024).

Por su parte, la precesión (Figura 6) se refiere al cambio en la orientación del eje polar. Esto significa que el norte apunta a una estrella diferente en lapsos de aproximadamente 26.000 años. Por esta razón, Polaris no ha sido ni será siempre la estrella polar del norte (Gangui, s.f., p. 4).

Finalmente, la nutación es un movimiento que tiene el extremo del eje terrestre debido principalmente a la atracción gravitacional de la Luna. Describe un círculo o una elipse dentro del recorrido de la precesión (Folgueira, 2015, p. 2).

Figura 6 . Precesión y Nutación



Fuente: (González, 2017).

Sistemas de coordenadas geográficas

La localización geográfica de un punto específico sobre la superficie terrestre es crucial para diversas disciplinas, incluida la navegación. Se tiene evidencia de que, en los inicios de las civilizaciones, ya existían rudimentarias representaciones de la Tierra. El aporte de griegos, babilonios, chinos y egipcios alcanzó su máximo apogeo con Ptolomeo y su obra maestra *Geografía*, donde utilizó longitudes y latitudes para determinar las ubicaciones de 8000 lugares (Chancos, 1997 en Gamboa, 2019, p. 18).

Para entender los sistemas de coordenadas geográficas, es necesario profundizar en algunos conceptos clave:

Círculos máximos: Se define como un círculo en la superficie de una esfera cuyo centro y radio coinciden con los de la esfera misma. Es decir, es la intersección de un plano que pasa por el centro de la Tierra con su superficie. Los círculos máximos dividen la esfera en dos partes iguales. Un ejemplo es la línea del ecuador, que marca la diferencia entre el hemisferio norte y el sur. Un círculo máximo puede ser trazado en cualquier parte de la superficie terrestre y representa la distancia más corta entre dos puntos definidos (FAA, 2011, p. 1-2).

Círculos menores: Los círculos menores son aquellos cuyo centro y radio no corresponden con los de la esfera. Por ejemplo, los paralelos son círculos menores que se alejan del ecuador. A medida que se alejan, cortan la Tierra en dos partes cada vez más diferentes.

Meridianos y Longitud: Los meridianos son líneas formadas por la intersección de planos que pasan por el eje imaginario terrestre con la superficie de la Tierra. Estos semicírculos máximos pasan por los dos polos y tienen como origen el meridiano 0° , conocido como meridiano de Greenwich, debido a la ciudad por la que pasa. Este meridiano divide el globo terráqueo en dos hemisferios: el Oriental, situado al oriente de este meridiano hasta el antimeridiano, y el Occidental, en el lado opuesto (Fernández, s.f., p. 5).

Figura 7. *Círculo Máximo*



Fuente: (castellanoactivo.wordpress.com, 2016).

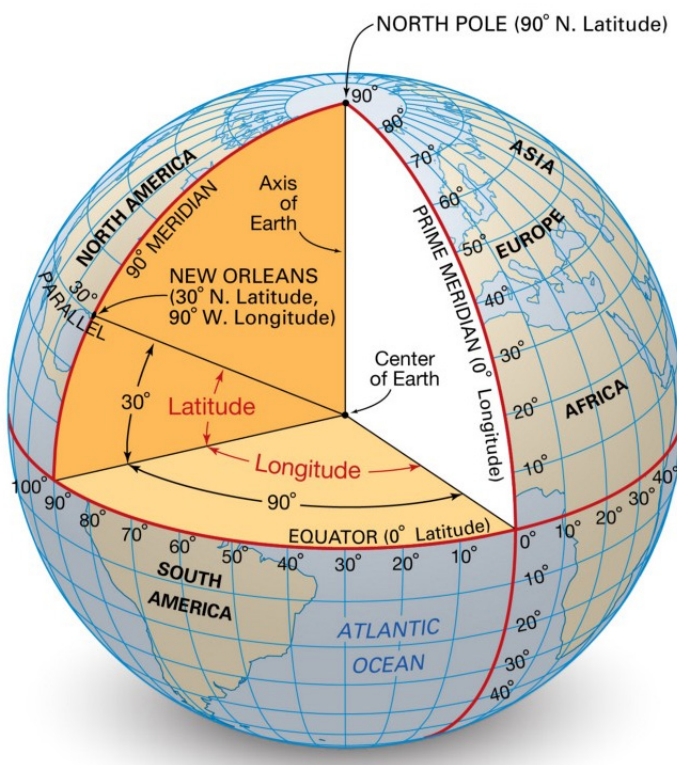
La longitud se mide como la distancia angular en grados, minutos y segundos entre el plano del meridiano principal (Greenwich) y el plano meridiano de un punto específico en la superficie terrestre. Esta medida puede ser hasta 180° al este u oeste del meridiano 0° , según corresponda el caso (Sánchez & Pereda, 2013, p. 19).

Paralelos y Latitud: La Tierra se divide en dos partes iguales por el ecuador, creando los hemisferios Norte y Sur. Al igual que el meridiano 0° , el ecuador es el punto de origen para la latitud, que se define como el ángulo formado entre el plano ecuatorial y la perpendicular al elipsoide desde un punto específico. La latitud se extiende hasta 90° al Norte o al Sur, según corresponda (Sánchez & Pereda, 2013, p. 19).



Existen líneas imaginarias paralelas al ecuador que forman círculos menores y sirven como referencia para delimitar áreas de la Tierra, como la zona tórrida, donde se ubica Colombia, comprendida entre el Trópico de Cáncer y el Trópico de Capricornio. Así, la latitud y longitud definen la ubicación de un punto sobre un elipsoide de referencia (Figura 8). Considerando que el elipsoide coincide con el nivel del mar, la distancia entre la superficie del datum y la superficie terrestre es la altitud (Alonso, s.f., p. 14).

Figura 8. *Latitud y Longitud del sistema de coordenadas geográficas*



Fuente: (Britannica.com, 2024).

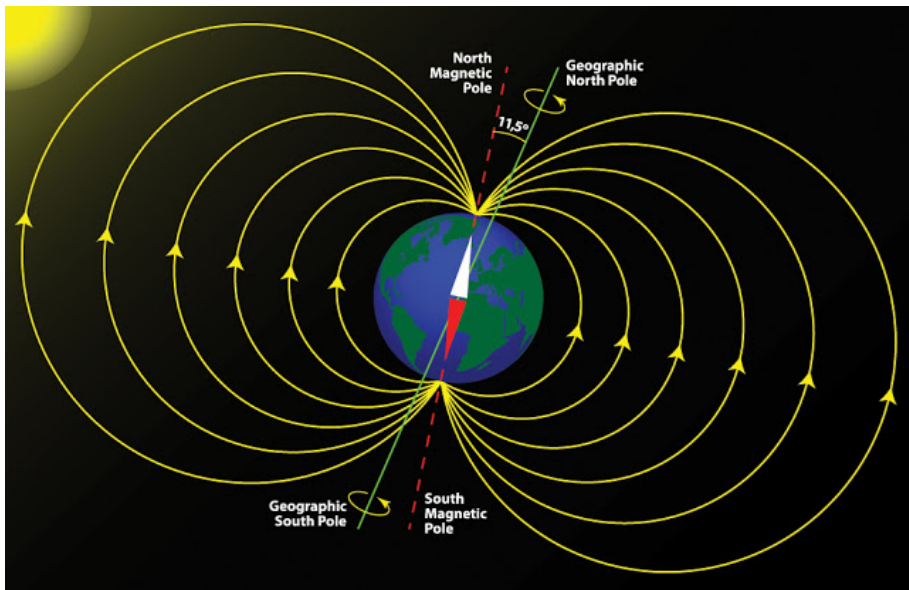
Campo magnético de la tierra

La Tierra posee una barrera protectora natural contra la radiación cósmica y las partículas cargadas provenientes del Sol, que es esencial para la vida en nuestro planeta. Este campo magnético se genera principalmente en el núcleo

de la Tierra, a unos 3.000 kilómetros bajo la superficie. El núcleo, compuesto en su mayoría por hierro fundido, actúa como un gigantesco dínamo: el movimiento rotatorio de este material ferroso produce electricidad, y esta corriente eléctrica, a su vez, genera un campo magnético dinámico en términos de fuerza y dirección (Rodríguez, 2020).

El campo magnético de la Tierra se representa comúnmente como un dipolo magnético situado en el centro del planeta, con una inclinación aproximada de 11° con respecto al eje terrestre. Esto crea una diferencia significativa entre los polos magnéticos y los polos geográficos verdaderos. Debido a la naturaleza dinámica del campo magnético, se estima que los polos magnéticos se invierten aproximadamente cada 300.000 años, un fenómeno causado por cambios en el interior de la Tierra. Actualmente, el polo magnético norte se encuentra aproximadamente a 1.600 kilómetros del Polo Norte geográfico, en la isla de Bathurst, Canadá, y presenta una tendencia a desplazarse hacia Siberia (National Geographic, 2019).

Figura 9. *Campo magnético terrestre*



Fuente: (Metargentina.blogspot.com, 2013).

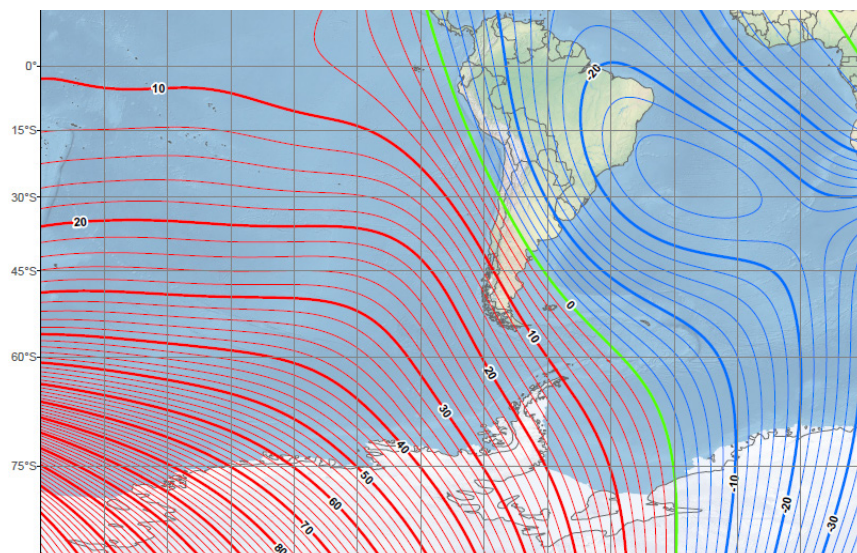
Variación o Declinación Magnética: La diferencia entre el norte geográfico y el norte magnético, conocida como variación o declinación magnética, es crucial para la navegación. Esta variación surge debido a que el campo magnético de la Tierra no coincide exactamente con el eje de rotación del planeta.



El campo magnético terrestre, al igual que todos los imanes, presenta polos conectados por líneas de fuerza. Estas líneas se estima que fluyen desde el Polo Sur hacia el Polo Norte y tienen una componente vertical y una horizontal. En los polos magnéticos, la componente vertical es máxima, mientras que, en la región central, aproximadamente en el ecuador magnético, la componente horizontal es máxima. Esta última es la que utilizan las brújulas para determinar la dirección (FAA, 2011, p. 3-2).

Líneas Isogónicas y Agónicas: Las líneas de fuerza del campo magnético que unen los polos mediante líneas irregulares se conocen como meridianos magnéticos. El norte geográfico y el norte magnético no coinciden, formando la variación o declinación magnética. Las líneas isogónicas, provenientes del griego "iso" (igual) y "gonios" (ángulo), unen puntos que tienen la misma declinación magnética en relación con el polo magnético (Claret et al., 2010, p. 7). Las líneas con un valor de declinación magnética de 0° se denominan líneas agónicas o agónicas.

Figura 10. Carta Isogónica



Nota. Fuente: (NOAA, 2020).

El valor de la variación magnética cambia con el tiempo, esto se puede comprobar al observar mapas antiguos con los actuales, la cartografía de detalle incluye esta información (García, et al. 2018, p. 31), por ejemplo, las cartas de navegación usadas por los pilotos que indican el valor en grados, minutos y segundos y la dirección E (*east*) o W (*west*).

Figura 11. Variación Magnética



Fuente: Escobar (2024).

La variación magnética indica la diferencia angular entre el norte magnético y el norte geográfico. Por ejemplo, si la variación magnética es $2^{\circ}W$ (ver figura 11), esto significa que el norte magnético se encuentra al oeste del norte geográfico. En contraste, una variación magnética de $2^{\circ}E$ indica que el norte magnético está al este del norte geográfico. Para ajustar la dirección del vuelo en función de la variación magnética, se utiliza la mnemotecnía:

“East is Least, West is Best” (FAA, 2016, p. 8).

Esto implica que si la variación magnética es oeste (W), se debe sumar el valor de la variación a la dirección de vuelo. Por el contrario, si la variación es este (E), se debe restar el valor.

Ejemplos Prácticos:

1. Con Variación de $2^{\circ}W$:

- **Dirección Inicial de 360° :** Se suma la variación de 2° , resultando en una nueva dirección de 002° .
- **Dirección Inicial de 180° :** Se suma la variación de 2° , resultando en una nueva dirección de 182° .

2. Con Variación de $2^{\circ}E$:

- **Dirección Inicial de 360° :** Se resta la variación de 2° , resultando en una nueva dirección de 358° .

- **Dirección Inicial de 180°:** Se resta la variación de 2°, resultando en una nueva dirección de 178°.

Es crucial tener en cuenta que la variación magnética no es constante en toda la superficie terrestre. En algunas regiones, especialmente cerca de los polos, la variación puede alcanzar hasta 90° (ver Figura 10) (Fernández, 2015).

CARTOGRAFÍA

La cartografía, una ciencia fundamental desde los albores de la civilización, se ocupa de representar la superficie terrestre y los fenómenos sobre ella. Se define como:

“La ciencia que estudia los diferentes métodos, sistemas, operaciones científicas y técnicas que permiten representar en un plano la superficie terrestre y los fenómenos o hechos que se desarrollan sobre ella. El producto de la representación recibe el nombre de cartografía, mapa o carta” (IGAC, 2020, p. 14).

Desde épocas prehistóricas, la humanidad ha mostrado interés en conocer y plasmar gráficamente la configuración del planeta. Algunos de los primeros mapas pueden encontrarse en dibujos en cuevas y refugios, que se cree que representaban territorios y rutas de caza de nuestros ancestros (Raiz, 1985 en Angeles & Gentili, 2010, p. 25).

Tipos de Mapas:

1. **Mapas Cartográficos:** Representan relaciones espaciales entre elementos geográficos. Son fundamentales para ubicar lugares y determinar distancias y direcciones.
2. **Mapas Especiales:** Incluyen cartas de navegación marítima o aérea, diseñadas para usos profesionales específicos.
3. **Mapas Temáticos:** Describen fenómenos geográficos específicos o proporcionan información estadística.

Definición y Proceso Cartográfico:

Un **mapa** es una representación bidimensional o tridimensional de un territorio. Ayuda a describir relaciones espaciales entre elementos, tales como distancias y direcciones. Un mapa debe contar con dos elementos clave: **posición** y **atributos**.

La **cartografía** incluye el proceso de recolección, procesamiento y elaboración de datos del relieve. Se apoya en ciencias básicas como la **geodesia**, **fotogrametría** y **percepción remota** para representar con precisión la forma y tamaño de la superficie terrestre sobre un plano. Este proceso es esencial para la creación de mapas temáticos y para la identificación de alturas y posiciones relativas de cualquier punto en la superficie terrestre (IGAC, 1998, pág. 22 en Mejía, 2015, p. 4).

La **cartografía temática** se centra en representar información específica sobre un tema o ciencia mediante mapas, gráficos y otras formas de visualización espacial. Su propósito es ofrecer datos detallados y especializados que permiten un análisis más profundo y contextualizado de temas concretos.

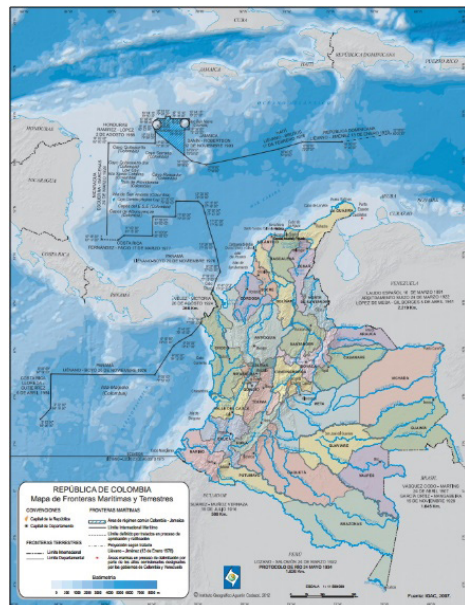
Ejemplos y Aplicaciones:

- **Cartas de Navegación Aeronáutica:** Estas cartas son ejemplos de cartografía temática aplicada a la navegación aérea. Utilizan un lenguaje visual específico para que los pilotos puedan identificar rutas de navegación, aeródromos, peligros y otros aspectos cruciales para la seguridad en vuelo. Esta información es esencial para planificar y ejecutar vuelos de manera segura y eficiente.

Formato de las Cartas Aeronáuticas:

Tradicionalmente, los mapas se han impreso en papel, pero hoy en día, la mayoría de las cartas aeronáuticas se crean utilizando software de cartografía y se distribuyen a través de internet. Esta transición a formatos digitales ha facilitado la actualización y distribución de información de manera más rápida y precisa (Rystedt, 2015, p. 7).

Figura 12. Mapa de fronteras marítimas y terrestres de Colombia



Fuente: (Mapasinteractivos.didactalia.net, s.f.).



Definición de Carta Aeronáutica:

Una **carta aeronáutica** se define como:

La representación de una porción de la tierra, su relieve y construcciones, diseñada especialmente para satisfacer los requisitos de seguridad de la navegación aérea. Esto significa la elaboración y publicación de cartas que presentan una selección de información específicamente diseñada para ayudar en la navegación de manera segura a lo largo del área que abarca (Huet, 2015, p. 89).

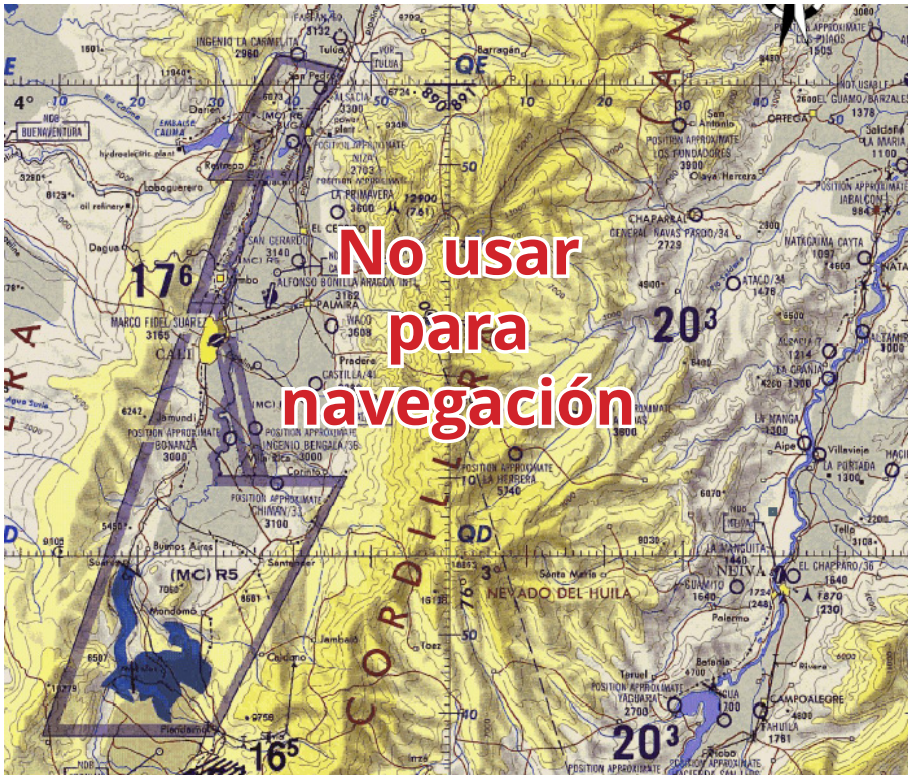
Tipos de Cartas Aeronáuticas:

- 1. Cartas de Navegación Visual (VFR):** Diseñadas para facilitar la navegación visual, estas cartas son similares a los mapas topográficos y contienen información relevante para la seguridad aérea, como la ubicación de aeródromos y otros puntos de referencia importantes (ver Figura 13).
- 2. Cartas de Navegación Instrumental (IFR):** Estas cartas están diseñadas para la navegación instrumental y proporcionan información sobre radioayudas, rutas estandarizadas, altitudes mínimas y otras especificaciones para diferentes fases del vuelo, como salidas, llegadas y aproximaciones (ver Figura 14).

Regulación y Cooperación Internacional:

La **Organización de Aviación Civil Internacional (OACI)** establece directrices para la producción y difusión de cartas aeronáuticas. Corresponde a cada Estado miembro adoptar las disposiciones necesarias para facilitar esta cooperación, garantizando la disponibilidad y precisión de la información para todos los usuarios en el ámbito de la navegación aérea.

Figura 13. Carta aeronáutica VFR



Fuente: Escobar (2024).

Proyecciones cartográficas

Una proyección cartográfica es esencial en la construcción de una carta, ya que determina sus características fundamentales. Generalmente, un mapa o carta se crea transformando datos del mundo real primero en una esfera o elipsoide, y luego en un plano. Mientras que en la esfera o elipsoide se conservan las proporciones de ángulos, distancias y superficies respecto al modelo real, la proyección, que es el proceso de transformar una superficie curva en un plano, siempre conlleva cierta distorsión, ya sea en ángulos, distancias o áreas. Aunque es posible controlar la distorsión para preservar ciertas características, inevitablemente habrá una alteración de otras en la representación final.





Algunas de las características que comúnmente se desean preservar en las proyecciones cartográficas son:

- **Conformidad:** Una proyección es conforme cuando mantiene los ángulos entre dos líneas en la superficie, independientemente del acimut. Por ejemplo, los meridianos y paralelos representan ángulos de 90° en la carta. Asimismo, el ángulo formado por la línea que une dos puntos y un meridiano se mantiene constante tanto en el mapa



como en la esfera. Esto es crucial en una carta de navegación aérea, ya que indica que la escala es constante en cualquier dirección en una distancia corta en un punto específico.

- **Escala constante:** La escala es la relación de proporción entre las medidas reales en el terreno y las representadas en el mapa (Alfaro et al., 2016, p. 9). Como se ha discutido, es imposible mantener una escala constante en cualquier dirección en toda la carta cuando se abarcan grandes extensiones. La escala se representa numéricamente como una fracción, donde el numerador representa la medida en el mapa y el denominador el equivalente en el terreno real, por ejemplo, $1/1,000,000$ o $1:1,000,000$, lo que significa que una unidad de medida en el mapa representa un millón en el terreno.
- **Líneas rectas:** En la navegación aérea, es fundamental que las líneas de rumbo, que se abordarán en apartados posteriores, o los círculos máximos se representen como líneas rectas en la carta. La única proyección que representa las líneas de rumbo de esta manera es la Mercator, mientras que la proyección gnómica representa los círculos máximos. Sin embargo, la proyección gnómica no es conforme, por lo tanto, no es útil para determinar direcciones y distancias (FAA, 2011, p. 1-12).
- **Azimut real:** El azimuth es el ángulo formado entre una dirección determinada y el norte geográfico, correspondiente con el meridiano del lugar (FAC, s.f.). Para la navegación aérea, es crucial que el azimuth sea real para determinar con precisión el rumbo o dirección a seguir.
- **Ubicación fácil de coordenadas:** Se refiere a la capacidad de ubicar puntos sobre la carta de manera sencilla, un proceso que se discutirá más adelante a partir del conocimiento de los valores de latitud y longitud.
- **Equivalencia:** La equivalencia se refiere a la condición en la que la superficie proyectada en el plano mantiene la misma proporción que en la esfera. Sin embargo, esto es imposible de lograr sin deformar considerablemente los ángulos; por lo tanto, ninguna proyección puede ser conforme y equivalente al mismo tiempo (Alonso, s.f., p. 17).
- **Equidistancia:** Se refiere a mantener las distancias entre dos puntos en la superficie terrestre. Estas líneas se conocen como automecóicas.

Clasificación geométrica de las proyecciones cartográficas: Según Santamaría (2011), las proyecciones se pueden clasificar de acuerdo con el método utilizado para transformar la esfera en un plano. Esto puede hacerse directamente o mediante el uso de una superficie cónica o cilíndrica.



Se habla de proyecciones planas o perspectivas cuando el paso al plano se realiza directamente, proyectando la superficie terrestre sobre él desde un punto o vértice de proyección.

Cuando el paso se realiza mediante una superficie cónica o cilíndrica que está tangente o secante a la superficie terrestre, se considera como un paso intermedio y se denomina desarrollo, ya que se establecen correspondencias entre los puntos de la esfera y la figura elegida para desarrollar la superficie en el mapa.

Existen otros sistemas de proyección cuyo origen no es geométrico sino analítico, en los que se toma la superficie de referencia de la esfera o el elipsoide y, mediante la curvatura de los meridianos, se determinan las correspondencias para realizar la representación del mapa aplicando el cálculo diferencial.

La elección de la proyección depende del uso que se dará a la carta o mapa resultante. En algunos casos, bastan solo los detalles gráficos sin mucha exactitud, como en los planisferios, donde se busca representar el contorno de los continentes o países (Santamaría, 2011, p. 27). Con el avance de la humanidad y la ciencia, se han desarrollado innumerables tipos de proyecciones y desarrollos, entre ellos:

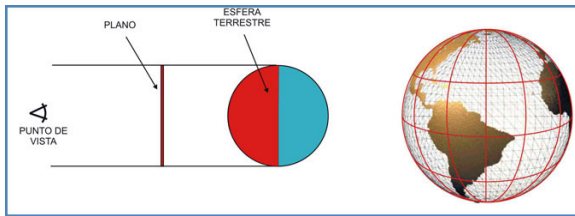
Proyecciones azimutales o cenitales: Estas resultan de la proyección o perspectiva de la superficie terrestre sobre un plano tangente, y pueden derivarse de la ubicación del vértice y el plano de proyección. Según el libro *Conceptos de cartografía* del Instituto Geográfico Nacional de España, se definen de la siguiente manera:

- **Proyección escenográfica:** Históricamente, se ha utilizado para la realización de mapas celestes. Se construye a partir de un punto de proyección en el espacio exterior, a una distancia finita (ver Figura 15B).
- **Proyección gnómica:** El vértice de proyección se encuentra en el centro de la esfera, lo que imposibilita representar un hemisferio completo. Aunque presenta grandes deformaciones al alejarse del centro de proyección, los círculos máximos se representan como líneas rectas, lo que la hace útil para cartas de navegación marítima y aérea en las zonas polares (ver Figura 15C).
- **Proyección estereográfica:** En este caso, el punto de proyección se encuentra sobre la superficie de la esfera, y el plano de proyección es tangente al lado opuesto. Los meridianos y paralelos se representan como circunferencias, y la deformación aumenta conforme se aleja del centro de proyección. Esta proyección permite la representación de grandes extensiones de la superficie, como un continente o el mapamundi (ver Figura 15D).

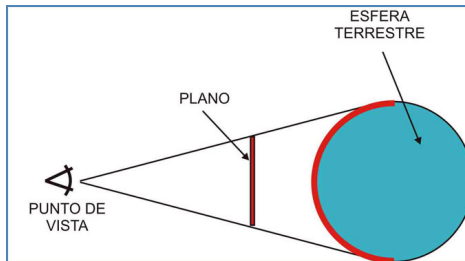


- **Proyección ortográfica:** Esta proyección es muy antigua y se utiliza principalmente para representar la Tierra desde el espacio y para la elaboración de cartas astronómicas. El punto de proyección se ubica en el infinito, por lo que la escala se conserva solo en el centro, y, al igual que las otras proyecciones, la deformación aumenta al alejarse del centro (ver Figura 15A).

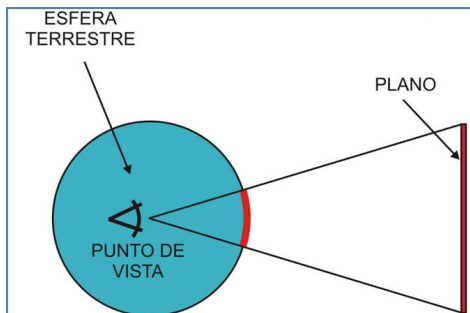
Figura 15. *Proyecciones azimutales*



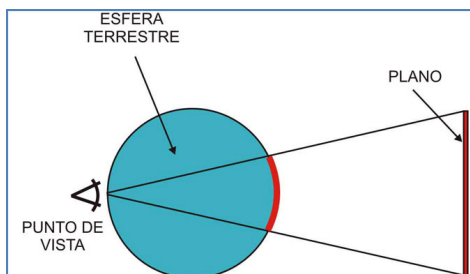
A



B



C



D

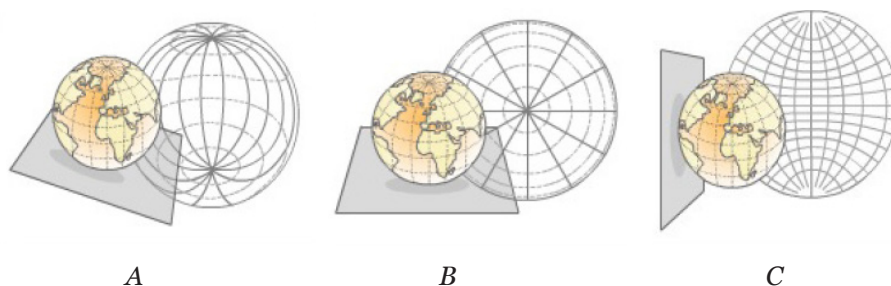
Fuente: (ISNDF, 2015).



Estas proyecciones también se pueden clasificar de acuerdo con la posición del plano tangente a la esfera, teniendo en cuenta que este puede estar ubicado en cualquier parte de la superficie terrestre:

- **Proyección polar o ecuatorial:** En esta proyección, el plano tangente es perpendicular al eje de la Tierra, y por lo tanto, es paralelo al ecuador. Como resultado, los meridianos se representan como líneas rectas que convergen en el centro del plano. Esta proyección conserva los ángulos, lo que implica que la escala aumenta con la latitud (ver Figura 16A).
- **Proyección transversa o meridiana:** El plano tangente en esta proyección se encuentra en la intersección de un meridiano con el ecuador. Los meridianos y paralelos se representan como curvas transcendentales (ver Figura 16B).
- **Proyección oblicua u horizontal:** En esta proyección, el plano tangente es paralelo al horizonte de un lugar específico, distinto al ecuador y los polos. Los meridianos se representan como líneas curvas similares a hipérbolas (ver Figura 16C).

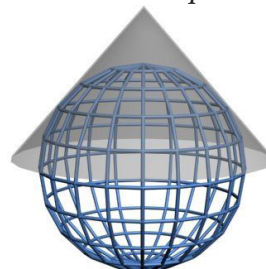
Figura 16. *Proyecciones según la ubicación del plano*



Fuente: (IGN, s.f.).

Desarrollo cónico simple: En esta proyección, se coloca un cono tangente a lo largo de un paralelo en la medida deseada, con el vértice en uno de los polos. Después de establecer las correspondencias entre la superficie de la esfera y el cono, se desenrolla el cono, obteniendo una representación en la que los meridianos son líneas rectas que convergen en el vértice con un ángulo respecto al meridiano central, conocido como convergencia. Los paralelos aparecen como arcos de circunferencia con centro en el vértice.

Figura 17. *Desarrollo Cónico Simple*



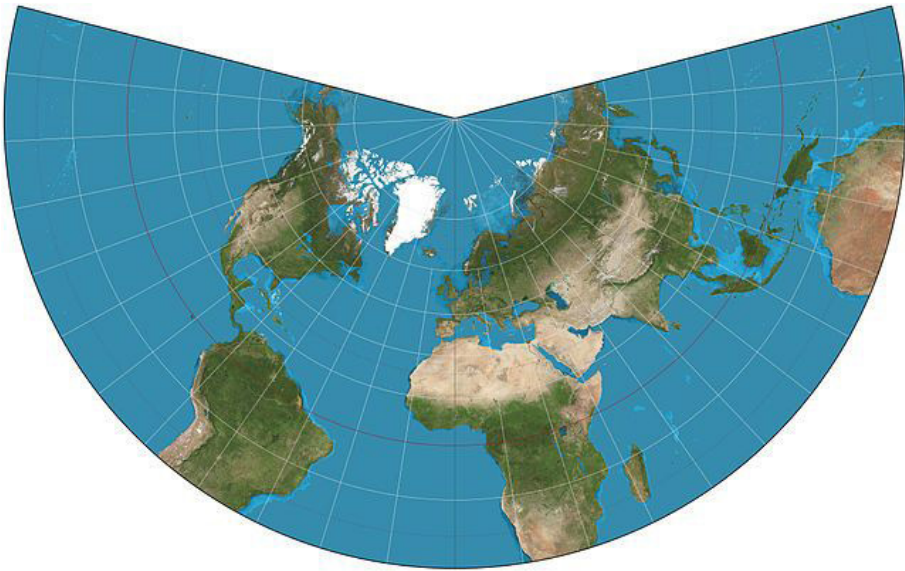
Fuente: (Geografiainfinita.com, s.f.)

Desarrollo cónico secante: También conocida como la proyección de Lambert, en honor al matemático alemán que la desarrolló, esta proyección es similar a la simple, pero el cono se ubica tangente a dos meridianos (ver Figura 18). Se utiliza principalmente para la cartografía de continentes pequeños, especialmente en orientaciones este-oeste (Ladino, 2016, p. 32).

Esta proyección no es completamente geométrica; una vez obtenida la representación en el cono abierto, se calculan las distancias entre los paralelos para lograr la conformidad. Los meridianos aparecen como líneas rectas que concurren en el vértice y forman ángulos iguales entre sí, con la misma diferencia de longitud. Los paralelos se representan como circunferencias concéntricas (ver Figura 18) (Santamaría, 2011, p. 47).

Al contar con dos paralelos estándar, la deformación en el área representada se reduce casi hasta hacerse imperceptible, y se logra una simetría en la escala lineal en ambas direcciones (Borisov & Vulic', 2015, p. 394).

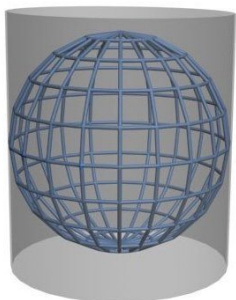
Figura 18. Representación de los meridianos y paralelos en una proyección cónica



Fuente: (Geografiainfinita.com, s.f.).

Desarrollo cilíndrico: En esta proyección, se utiliza un cilindro tangente al ecuador, con el eje del cilindro alineado con la línea de los polos. Esto establece una correspondencia biunívoca entre los puntos de la superficie de la esfera y el cilindro (ver Figura 19).

Figura 19. *Desarrollo cilíndrico*



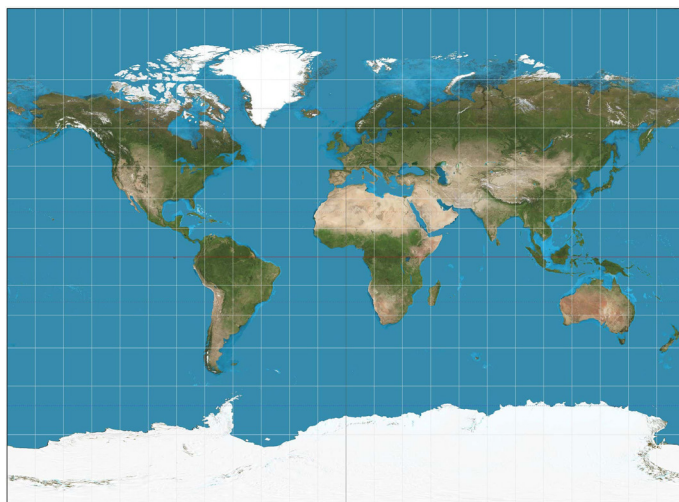
Fuente: (Geografiainfinita.com, s.f.).

Al desenrollar el cilindro, se obtiene una representación en la que los meridianos aparecen como líneas rectas paralelas entre sí, con una distancia proporcional a la diferencia de longitud. Los paralelos se representan como líneas rectas paralelas que se espacian conforme aumenta la latitud (ver Figura 20).

Fue ideada por Gerard Kremer y se conoce como la proyección de Mercator. Esta proyección está diseñada de manera que los meridianos y paralelos conserven los ángulos originales (Alonso, s.f., p. 23).

Una de las proyecciones cilíndricas más famosas es la **Transversal Mercator - UTM**, en la que el eje del cilindro es transversal respecto al eje de la Tierra. Esta proyección conserva los ángulos, pero distorsiona las superficies y distancias. Es de gran importancia porque el Departamento de Defensa de los Estados Unidos la estandarizó para su uso mundial en 1940 (Alonso, s.f., p. 24).

Figura 20. *Representación de meridianos y paralelos en una proyección cilíndrica*



Fuente: (Geografiainfinita, s.f.).

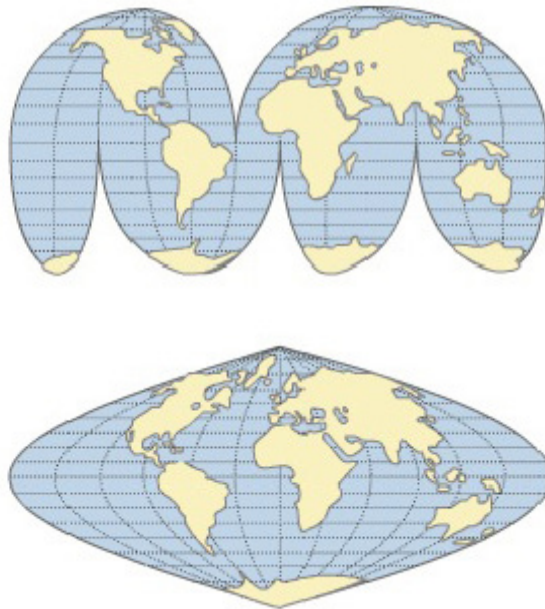
Proyecciones modificadas: Estas son versiones de proyecciones conocidas que buscan reducir las distorsiones mediante la inclusión de líneas estándar adicionales o patrones de distorsión diferentes. Un ejemplo de una proyección modificada es la *Space Oblique Mercator* (Hernández, s.f., p. 10).

Proyección sinusoidal: Es una proyección equivalente utilizada para representaciones donde la relación de latitud es significativa. En esta proyección, los paralelos son líneas rectas paralelas y equidistantes, el meridiano central es perpendicular a ellas, y los meridianos restantes se representan por curvas.

Proyección de Goode: Representa la Tierra en partes irregulares unidas para minimizar la distorsión en las zonas continentales, aunque no lo logra en las superficies oceánicas.

Existen muchas otras proyecciones modificadas. De hecho, en la actualidad, la mayoría de las proyecciones son de este tipo. Ejemplos incluyen las proyecciones de Mollweide, Boone y Hammer, entre muchas otras.

Figura 21. *Proyecciones modificadas*



Fuente: (IGN, s.f.).



Cartografía Aeronáutica

El uso generalizado de sistemas de posicionamiento por satélite en la aviación, aunque es una herramienta valiosa, ha llevado erróneamente a una disminución en la importancia de las cartas de navegación VFR. Este es un error inaceptable para un piloto, ya que la imagen mental obtenida durante la planificación del vuelo es crucial para tomar decisiones informadas basadas en una serie de datos aeronáuticos que no siempre tienen respuestas exactas (Nanowitz, 2017).

Como se ha establecido, la cartografía aeronáutica es parte de los mapas especiales o temáticos, por lo que debe cumplir con una serie de requisitos derivados del tipo de proyección, como conformidad y equidistancia, entre otros.

De acuerdo con el artículo 37 del Convenio de Aviación Civil Internacional de Chicago de 1944, se establecieron métodos recomendados y normas para las cartas de navegación, vigentes desde 1949 (OACI, 2001, p. vii). Además, el Anexo 4 de la OACI detalla características específicas para la actividad aérea que deben considerarse en las cartas, tales como:

- La información debe ser exacta, libre de distorsiones y confusiones, inequívoca y legible en todas las circunstancias normales de operación.
- Los colores, tintas y tamaños de los tipos empleados deben permitir que el piloto lea e interprete la carta fácilmente en diversas condiciones de iluminación natural y artificial.
- La presentación de la información debe permitir que el piloto la adquiera en un tiempo razonable, compatible con su carga de trabajo y las circunstancias operacionales.
- La información en cada tipo de carta debe facilitar la transición de una carta a otra según la fase del vuelo.

Componentes de la carta:

Se utilizan diversos tipos de proyección en el diseño de cartas aeronáuticas. Aunque ninguna proyección es perfecta, la proyección que mejor se ajusta a las necesidades de la navegación aérea y es ampliamente utilizada en la construcción de cartas aeronáuticas es la *Lambert Conforme*. Es crucial conocer las partes que componen una carta aeronáutica:

- **Datum:** Existen numerosos datum en el mundo, que sirven como referencia para la construcción de la carta. Actualmente, el datum mundialmente aceptado es el WGS84, uno de los más utilizados. Su uso estandarizado ayuda a eliminar problemas derivados de diferentes datum, impactando positivamente en la seguridad aérea.

- **Área cartografiada:** Esta es la parte de la carta que contiene los datos espaciales representados en el plano. Tiene un límite establecido, pero no debe limitarse solo al objeto representado para evitar el efecto de “isla”. Debe incluir información contigua al área. Los nombres no deben superponerse o ser tapados por otros nombres o símbolos, y la información temática no debe ocultar información básica, como nombres de poblaciones. “El principio básico de la rotulación es que los nombres se dispongan de manera que el lector no tenga que girar el mapa para leer un dato” (Alfaro et al., 2016, p. 6).
- **Escala:** Puede estar representada gráficamente mediante una línea o barra visible y con un diseño sencillo, incluyendo las unidades de medida y mostrando valores enteros, como múltiplos de 10. También puede presentarse de manera numérica, indicando en valores enteros la relación de escala del mapa. En ambos casos, debe llevar el título de “escala” (ver Figura 23).
 - *World Aeronautical Chart (WAC):* Una de las cartas más comunes, con una escala de 1:1,000,000. Esto significa que una pulgada en la carta equivale a un millón de pulgadas en la superficie, o 13.7 millas náuticas (Nm) (ver Figura 22A).
 - *Sectional Chart:* Carta aeronáutica con una escala de 1:500,000. Equivale a 8.67 Nm por pulgada en la carta (ver Figura 22B).
 - *Terminal Chart:* Tiene una escala de 1:250,000, lo que equivale a 3.42 Nm por pulgada en la carta. A medida que la escala se reduce, el nivel de detalle aumenta, lo cual es crucial para que el piloto pueda determinar su posición en caso de fallos en el sistema de posicionamiento por satélite (ver Figura 22C).

Figura 22. Escalas de cartas aeronáuticas





Fuente: (Escobar, 2024).

Figura 23. Escala en una carta de la Fuerza Aérea Colombiana



Fuente: (Escobar, 2024).

Figura 24. Título de la carta

**FUERZA AÉREA
COLOMBIANA**



SERIE CNO
TÍTULO COLFAC CENTRO
EDICIÓN 2

**CNO COLFAC
CENTRO**

Fuente: (Escobar, 2024).

Título: Debe destacarse claramente del resto del contenido. Generalmente incluye el año de impresión o la temporalidad y debe ser lo más claro y conciso posible (ver Figura 24).

Coordenadas: Deben indicarse las coordenadas geográficas o métricas para facilitar la ubicación dentro de la representación.

Diagrama de Ubicación: Un pequeño cuadro muestra la ubicación geográfica del área representada, permitiendo identificar a qué parte del país o del mundo corresponde el área de interés.

Créditos y Fechas: Esta información es crucial, considerando que el campo magnético de la Tierra no es uniforme ni

estático. Por lo tanto, la fecha de impresión es útil para contextualizar la carta. También se deben incluir los créditos al diseñador o diseñadora.

Simbología o Leyenda: Todos los objetos representados en la carta deben incluirse en la leyenda. Si el espacio para colocar la leyenda es limitado, se puede dividir en dos o más columnas. Según el Anexo 4 de la OACI, los símbolos deben estar estandarizados para evitar confusiones que puedan afectar la seguridad de las operaciones aéreas. No obstante, si un estado necesita incluir un símbolo especial no contemplado por la OACI, puede hacerlo, siempre y cuando no se comprometa la legalidad de la carta.

Figura 25. Leyenda de una carta de Fuerza Aérea Colombiana

LEYENDA	
Ciudad.....	
Municipio/Caserío.....	
Minas.....	
Subestación Eléctrica.....	
Pozos.....	
Energía eléctrica.....	
Vías.....	
Vías férreas.....	
Puentes.....	
Islas.....	
Cuerpos de agua.....	
Ríos.....	
Quebradas.....	
Túnel.....	
Límite Departamental.....	
Frntera Internacional.....	
Océanos.....	
Curvas de Nivel.....	
Isógonas.....	

AERÓDROMOS	
Orientación de pista disponible	 Nombre/ Elevación
Orientación de pista no disponible	
Faro de Aeródromo	
Aeródromo no controlado.....	

RADIOAYUDAS	
VOR	
VORTAC	
TACAN	
VOR DME	
NDB	

ESPACIOS AÉREOS CONTROLADOS	
Zona de Identificación de Defensa Aérea (ADIZ).....	
Región de Información de vuelo (FIR).....	
Área de Uso Especial	

Fuente: (Escobar, 2024).

Información básica: Aunque la carta de navegación contiene información aeronáutica específica, su base es un mapa topográfico que incluye datos cruciales para el piloto. Estos datos son esenciales para la orientación cuando se vuela bajo reglas de vuelo visual.



Figura 26. Aglomeración Urbana



Fuente: (Funcionpublica.gov.co, 2019; adaptado por Escobar, 2024).

Figura 27. Carretera principal



Fuente: (90minutos.co, 2019; adaptado por Escobar, 2024).

Figura 28. Puente



Fuente: (llanoalmundo.com, 2018; adaptado por Escoabar, 2024).

Figura 29. *Vías Férreas*



Fuente: (Radiosantafe.com, 2019; adaptado por Escobar, 2024).

Figura 30. *Fronteras*



Fuente: (Escobar, 2024).

Figura 31. *Líneas telefónicas o eléctricas*



Fuente: (cadenaser.com, 2016; adaptado por Escobar, 2024).

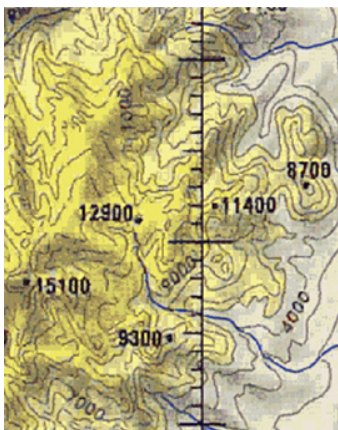
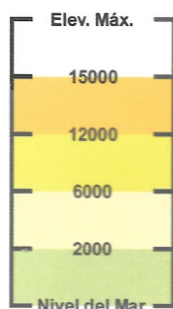
Información de relieve: Este aspecto es de vital importancia en topografías como la colombiana, donde las operaciones en alta montaña son comunes y el rendimiento de las aeronaves se ve seriamente afectado. Una correcta

interpretación del relieve facilita al piloto la elección de la mejor ruta de navegación y la toma de decisiones adecuadas. Existen varios métodos para representar el relieve:

- **Tintas Hipsométricas:** Se basa en el establecimiento de zonas de altitudes limitadas por curvas de cota, a las que se les asigna un color distinto según una escala apropiada, generalmente entre verde y ocre. Este método fue ideado por Von Zydow en 1873 (Ángeles & Gentili, 2010, p. 132) (ver Figura 32).
- **Curvas de Nivel:** Es la representación de relieve más utilizada en los mapas. Consiste en una serie de líneas equidistantes que unen puntos de igual altitud, ya sea por encima o por debajo de una referencia, que en este caso es el nivel del mar. El intervalo entre las curvas de nivel es la distancia vertical entre ellas y depende del diseño del mapa, la escala y otros factores. Cuanto más cercanas estén las curvas, mayor será la inclinación del terreno, indicando un terreno más escarpado o abrupto (ver Figura 32) (Navarro, 2008, p. 1).
- **Elevación de Puntos:** Se refiere a la altura de un punto específico sobre la referencia establecida, y se indica numéricamente (ver Figura 32).
- **Sombreado:** Otro método común para representar el relieve es el uso de tonalidades de gris para reforzar la impresión del relieve mediante sombreado. La elevación se representa con sombras hacia el sureste y las depresiones hacia el noroeste (ver Figura 32).

Figura 32. Tintes Hipsométricos - Líneas de nivel – Sombreado

MATICES HIPSOMÉTRICOS



Fuente: (Escobar, 2024).

Figura de elevación máxima - MEF: Estas figuras informan sobre la máxima elevación según la información disponible en un cuadrante delimitado por las líneas de latitud y longitud. La elevación se expresa en miles y cientos de pies sobre el nivel del mar. Por ejemplo, en la Figura 33 se observa que la MEF enmarcada entre un grado de latitud y uno de longitud es de 18,600 pies. A medida que se reduce la escala del mapa, el tamaño del cuadrante también se reducirá en consecuencia.

Figura 33. *Figura de elevación máxima*



Fuente: (Escobar, 2024).



Figura 34. Cordillera



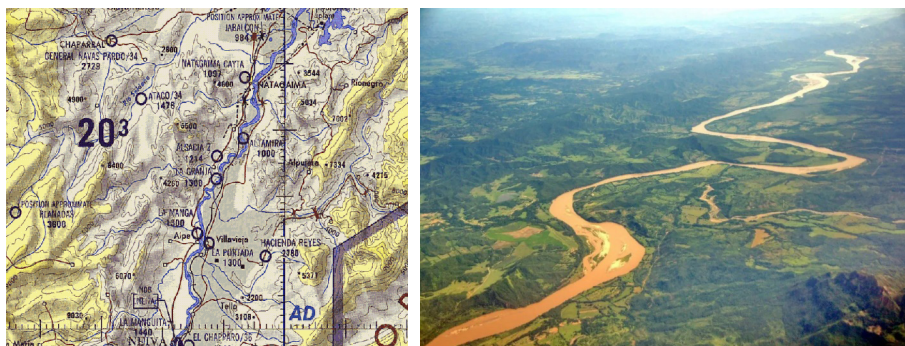
Fuente: (Escobar, 2024).

Figura 35. Nevado



Fuente: (Escobar, 2024).

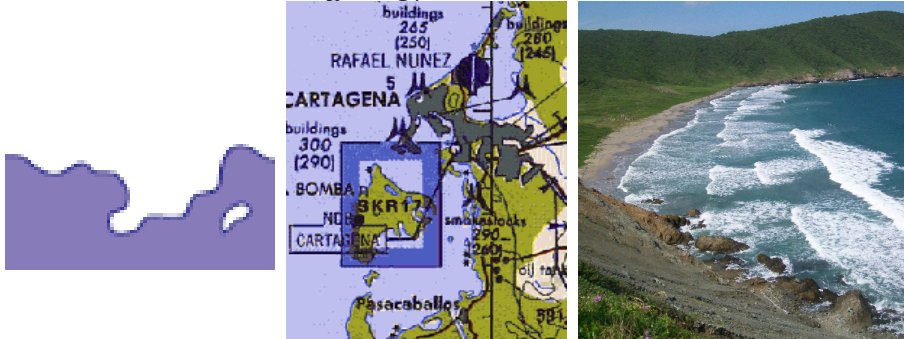
Figura 36. Valle



Fuente: (Escobar, 2024).

Información hidrográfica: Otra fuente de orientación para el piloto son las fuentes hidrográficas. Estas se representan en color azul e incluyen ríos, lagos, líneas de costa, entre otros elementos.

Figura 37. *Línea de costa*



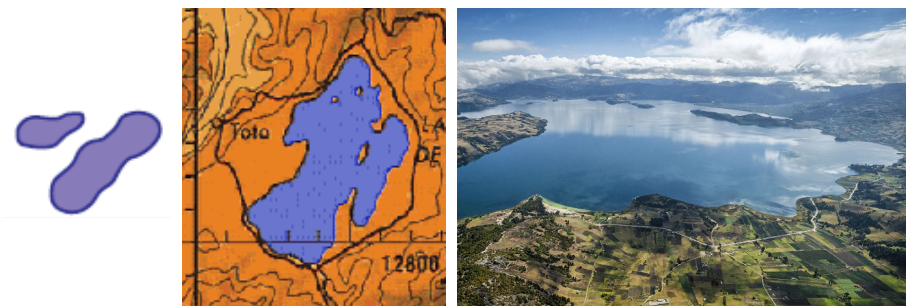
Fuente: (rcnradio.com, 2019; adaptado por Escobar, 2024).

Figura 38. *Ríos permanentes*



Fuente: (Geovirtual2.cl, 2024; adaptado por Escobar, 2024).

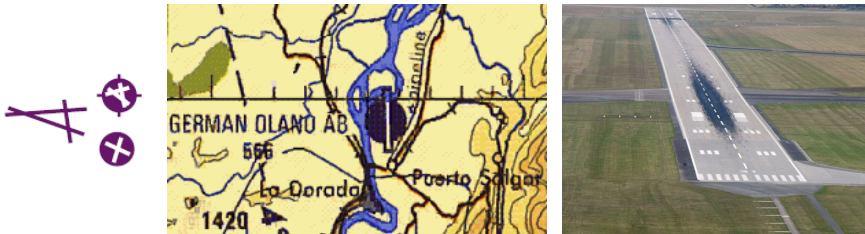
Figura 39. *Lago permanente*



Fuente: (rcnradio.com, 2019; adaptado por Escobar, 2024).

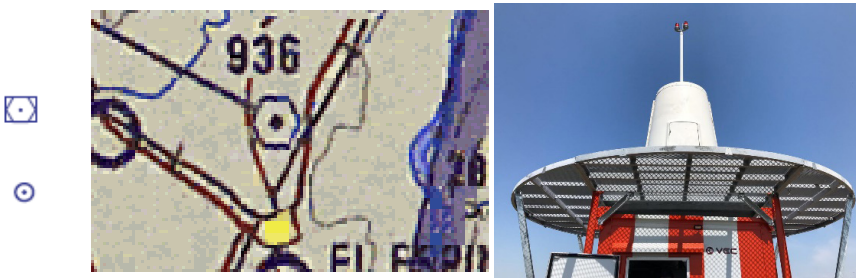
Información aeronáutica: La carta contiene la representación de aeropuertos, ayudas para la navegación, áreas restringidas para el sobrevuelo o prohibidas, entre otros. Esta información es crucial para la seguridad de las operaciones aéreas.

Figura 40. Aeródromo



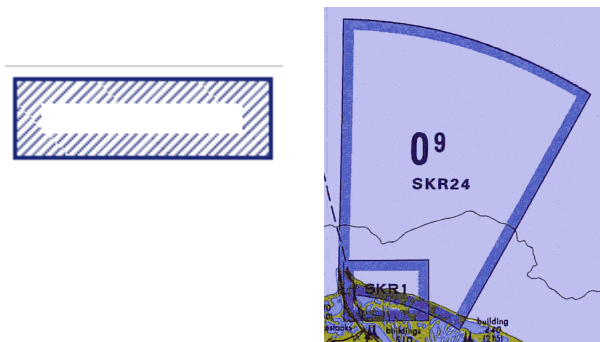
Fuente: (Wikipedia, 2024; adaptado por Escobar, 2024).

Figura 41. Radioayuda – VOR



Nota. Fuente: (hispaviacion.es, 2019; adaptado por Escobar, 2024).

Figura 42. Área restringida R-1 y R-24



Fuente: (Escobar, 2024).

Las unidades de medida en las cartas aeronáuticas, se utilizan millas náuticas (nm) para las distancias y pies (ft) para las altitudes y elevaciones. Para la longitud de las pistas, la unidad de medida puede ser metros o pies. Se recomienda consultar el AIP de Colombia para obtener información detallada sobre los aeródromos. Además de esta información, también se incluye la variación o declinación magnética, la cual se ha discutido en apartados anteriores.

INTRODUCCIÓN A LA NAVEGACIÓN

Concepto e Historia de la Navegación

La navegación se define como la ciencia y el arte de desplazarse de un lugar a otro, ya sea por aire, mar o tierra, utilizando métodos que permiten determinar la ubicación geográfica y mantener una dirección específica. La navegación por referencias celestiales es una capacidad que surgió millones de años antes de que los primeros humanos se aventuraran al mar abierto. Muchos animales, como las abejas, los pájaros y las focas, usan el día, la noche y la ubicación de las estrellas para orientarse. Sin embargo, la contaminación lumínica actual representa un problema significativo para estas especies (Neilbock, 2017, p. 3).

Entre los primeros humanos en navegar en aguas abiertas estuvieron los aborígenes australianos, quienes lo hacían en rutas costeras utilizando embarcaciones rudimentarias impulsadas por remos. La invención de la vela, comparable en importancia a la rueda, permitió alejarse de las costas y establecer rutas comerciales entre civilizaciones durante la Edad del Bronce (Neilbock, 2017, p. 4). Los navegantes, al igual que los animales, utilizaron cuerpos celestes para la orientación, especialmente las estrellas.

A lo largo del tiempo, la navegación ha evolucionado para convertirse en una ciencia multidisciplinaria que combina geometría, matemáticas, trigonometría, entre otras. La introducción de instrumentos como el sextante aumentó la precisión en la ubicación. Con el avance de la ciencia y la tecnología, surgieron nuevos medios de transporte, como el aeroplano, que llevaron a la reinvencción de la navegación y al nacimiento de la navegación aérea. Figuras históricas como Orville y Wilbur Wright, Charles Lindbergh, Amelia Earhart, y Elrey Jeppesen jugaron papeles cruciales en el desarrollo de la navegación aérea y la cartografía aeronáutica.

La navegación ha seguido desarrollándose constantemente desde su origen, con innovaciones que mejoran la precisión y seguridad.

Tipos de Navegación

- **Navegación Marítima:** Se realiza fuera de aguas protegidas, más allá de las 25 millas náuticas (nm) desde la línea de costa. En esta fase, la posición se determina por observación astronómica o medios satelitales (DIMAR, 2024).
- **Navegación Terrestre:** Según el manual del Ejército de Estados Unidos (2005), es un conjunto de habilidades para desplazarse de manera rápida, efectiva y segura en el campo, utilizando elementos como mapas y brújulas. Estas habilidades también se aplican en montañismo y otras actividades recreativas. Es importante complementar el estudio teórico con experiencia práctica en el terreno.
- **Navegación Aérea:** Es la ciencia de desplazarse por el aire, determinando la posición de la aeronave, la ruta a seguir y el tiempo estimado para recorrerla. Su desarrollo se resume en cuatro fases:
 1. **Desde el nacimiento hasta la Primera Guerra Mundial:** Se enfocó en la capacidad de mantenerse en el aire.
 2. **Primera Guerra Mundial:** La aviación demostró su capacidad bélica con equipos de fotografía y armamento.
 3. **Entre la Primera y Segunda Guerra Mundial:** Se consolidó como un medio de transporte que dinamizó la economía y fortaleció la unión entre países.
 4. **Post Segunda Guerra Mundial:** La fase tecnológica, marcada por la evolución de la tecnología aérea, ha creado posibilidades casi infinitas para el transporte de pasajeros y carga en cualquier condición atmosférica (Leguizamón, s.f.).

Métodos de Navegación Aérea

- **Navegación Visual o Pilotage:** Se realiza bajo reglas de vuelo visual (VFR) y condiciones meteorológicas visuales (VMC), utilizando referencias visuales en el terreno. Se emplea en entrenamientos como el de pista en el curso primario de vuelo (FAA, 2016, pág. 16-12).
- **Navegación a la Estima o Dead Reckoning:** Utiliza cálculos basados en tiempo, velocidad, distancia y dirección, aplicando correcciones por el viento y el magnetismo para determinar el rumbo y la velocidad sobre el suelo (GS). Es común en aeronaves de aviación general y helicópteros (FAA, 2016, p. 16-13).

- **Radionavegación:** En condiciones meteorológicas no visuales, se utiliza bajo reglas de vuelo por instrumentos (IFR). Emplea referencias de una red de estaciones de radio (radioayudas) y equipos giroscópicos o electrónicos en la aeronave para determinar altitud, velocidad y actitud con respecto al horizonte. En la última década, estos instrumentos se han reemplazado gradualmente por pantallas digitales que facilitan el escaneo y reducen la carga de trabajo del piloto.

Figura 43. *Cabina Boeing 737 análoga y digital*



Fuente: (wikiwand.com, s.f.).



Navegación autónoma: Estos sistemas de navegación no requieren señales externas o ayudas instaladas en tierra para su funcionamiento. Dependiendo de su principio de operación, tienen la capacidad de determinar automáticamente la posición de la aeronave a partir de la posición inicial y la integración de la velocidad. Entre los métodos utilizados se encuentran:

- **Efecto Doppler:** Utiliza la diferencia en la frecuencia de las ondas recibidas debido al movimiento para determinar la posición.
- **Sistema Inercial:** Emplea acelerómetros y magnetómetros basados en los principios de las leyes de Newton para calcular la posición mediante la medición de la aceleración y la orientación.

La navegación autónoma se desarrolló en 1955 como una solución para la aviación militar y fue adoptada en aerolíneas comerciales en 1962 (Olivares, 2015, p. 32).

Navegación de área – RNAV: Esta es definida por la OACI en el documento 9613 como:

[...] un método de navegación que permite la operación de aeronaves en cualquier trayectoria deseada ya sea dentro de la cobertura de ayudas de navegación (VOR/DME, DME/DME, LORAN-C, GNSS), dentro de los límites de prestaciones de sistemas autónomos (INS, IRS), o de una combinación de ambas posibilidades (OACI, 2008).

Horas Operacionales

A pesar del uso generalizado de sistemas de posicionamiento satelital y tecnologías electrónicas en la actualidad, la navegación astronómica puede ser útil en caso de fallos en estos sistemas. Esta navegación requiere una medición precisa del tiempo para realizar observaciones con una exactitud de segundos (Umland, 2001, p. 3.4).

Existen varias formas de medir el tiempo en relación con la rotación de la Tierra:

- **Hora Solar Aparente:** Basada en el movimiento del Sol a través del firmamento, esta medida varía a lo largo del año debido a la irregularidad en la duración de los días, resultando en una precisión limitada (FAA, 2011, p. 1-6).

- **Hora Solar Promedio:** Para superar las limitaciones de la hora solar aparente, se utiliza un promedio. Esta medida artificialmente constante se basa en promediar todas las horas solares aparentes durante un periodo determinado. La diferencia entre la hora solar promedio y la hora solar aparente puede variar hasta 15 minutos (FAA, 2011, p. 1-7).
- **Hora Promedio de Greenwich – GMT:** Medida a partir del meridiano de Greenwich en Inglaterra, esta hora se basa en la hora solar promedio. El día comienza cuando el Sol promedio pasa por el meridiano de Greenwich a las 24:00. En aviación, GMT, también conocida como hora Z (Zulu), se utiliza para evitar confusiones con las horas locales. Por ejemplo, si una aeronave despegue en Colombia a las 07:00, debe reportar en el plan de vuelo y en las comunicaciones la hora GMT correspondiente, que en ese caso sería las 12:00.
- **Relación entre Hora y Longitud:** Dado que el Sol se mueve hacia el Oeste (W), la hora varía según el meridiano. El tiempo es proporcional a la diferencia angular entre dos meridianos, con una relación de 15° por hora, o 1° cada 4 minutos. Por ejemplo, si dos puntos están separados por 30°, la diferencia horaria será de 2 horas, siendo más tarde para el punto al Este (E) debido al movimiento del Sol hacia el Oeste (W). El mundo se divide en 24 husos horarios de 15° de ancho, utilizando la hora del meridiano central de cada zona. Las zonas están numeradas del 1 al 12; al Oeste (W) del meridiano central, se suman las horas para obtener GMT, y al Este (E), se restan. (ver Figura 44).

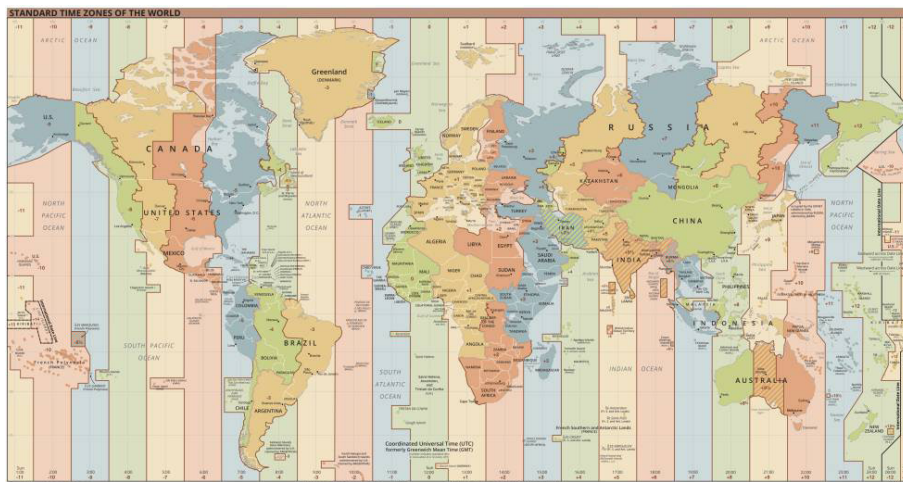
Es importante notar la distinción entre GMT y el Tiempo Universal Coordinado (UTC). Hasta 1972, se usaba GMT, pero actualmente se conoce como UTC, una escala de tiempo coordinada por la Bureau International des Poids et Mesures (BIPM) con relojes atómicos de alta precisión (NCH, s.f.).

Ejercicio: Colombia está ubicada en el meridiano 75°W. Si en Colombia son las 12:00, ¿cuál es la hora GMT que debe reportar un T-90 despegando en EMAVI?

Respuesta: Dado que Colombia está en el meridiano 75°W, la diferencia angular respecto al meridiano de Greenwich es de 5 horas (una hora por cada 15° de separación). Al estar al Oeste (W), se deben añadir 5 horas a la hora local. Por lo tanto, la hora GMT que debe reportar el T-90 al despegar es 17:00.



Figura 44. Husos Horarios



Fuente: (verne.elpais.com, 2018).

Hora legal y hora oficial: La hora legal de un país se refiere a la que corresponde según el meridiano central de su territorio, ajustada por la diferencia angular respecto al meridiano de referencia. Este aspecto se abordó en el apartado anterior. Sin embargo, en la práctica, muchos países, por razones económicas, políticas u otras, optan por adelantar o retrasar la hora respecto al huso horario correspondiente, lo que se conoce como hora oficial (Hernández et al., s.f., p. 35). Por ejemplo, en Estados Unidos y en muchos países europeos, se adelanta la hora durante el verano para ahorrar energía. En Colombia, en la década de 1990, debido a sequías extremas, el gobierno adoptó una estrategia similar.

NAVEGACIÓN VISUAL Y A LA ESTIMA

Navegación Visual y A la Estima

Como se ha establecido, la navegación visual se complementa con la navegación a la estima para asegurar el desplazamiento seguro de la aeronave. De ahí la importancia de un planeamiento de vuelo adecuado como soporte para la seguridad operacional. Nunca inicie un vuelo sin haber completado el planeamiento respectivo; recuerde que ningún vuelo es igual a otro.

Ubicación de Coordenadas en la Carta

Las coordenadas geográficas de un punto específico son ahora fáciles de consultar gracias a internet. Una vez obtenidas, con un sencillo procedimiento se pueden ubicar en la carta. Aunque el uso generalizado de sistemas de posicionamiento satelital ha reducido la práctica de esta habilidad, es crucial que un piloto mantenga su competencia en la lectura de cartas actualizada.

Lo primero que debe considerar es su ubicación en la Tierra, lo cual influye en la correcta ubicación en la carta. Por ejemplo, Colombia está en el hemisferio Norte y Occidental, lo que implica un procedimiento diferente al de Australia, que está en el hemisferio Sur y Oriental.

En el caso de Colombia, al estar en el hemisferio Norte, la latitud aumenta hacia arriba en la carta y la longitud hacia la izquierda, dado que el país está al Oeste del meridiano central (0°) y al Norte del ecuador (0°).

Realicemos un ejercicio para ubicar a Villavicencio, Meta, en una carta aeronáutica WAC. Las coordenadas son: latitud Norte (N) $04^{\circ} 09' 00''$ y longitud Oeste (W) $73^{\circ} 37' 59''$. Esto indica que la población se encuentra 9 minutos al Norte de los 4° de latitud y 37 minutos con 59 segundos al Oeste de los 73° de longitud.

Para ubicar estas coordenadas en la carta, siga estos pasos:

1. Localice el punto de cruce de la latitud con la longitud, en este caso, N 04° - W 073° .
2. Desde ese punto, cuente 9 minutos hacia el Norte y 37 minutos hacia el Oeste. Tenga en cuenta que cada marca en la línea de los meridianos y paralelos equivale a un minuto; por lo tanto, entre los 4° y los 5° de latitud Norte hay 60 marcas.
3. Una vez ubicados los minutos, trace las líneas rectas correspondientes. El punto donde se cruzan las líneas es donde se ubican las coordenadas en la carta.



Figura 45. Ubicación de coordenadas en la carta WAC



Fuente: (Escobar, 2024).

Tenga en cuenta que al variar la escala a Seccional (1:500.000) (ver Figura 46) o Terminal (1:250.000) (ver Figura 47), únicamente variará el nivel de detalle de la carta, por supuesto las coordenadas serán las mismas y el valor que representa cada marca en la línea de los meridianos y paralelos será invariablemente un minuto.

Figura 46. Ubicación de coordenadas en una carta Sectional



Fuente: (Escobar, 2024).

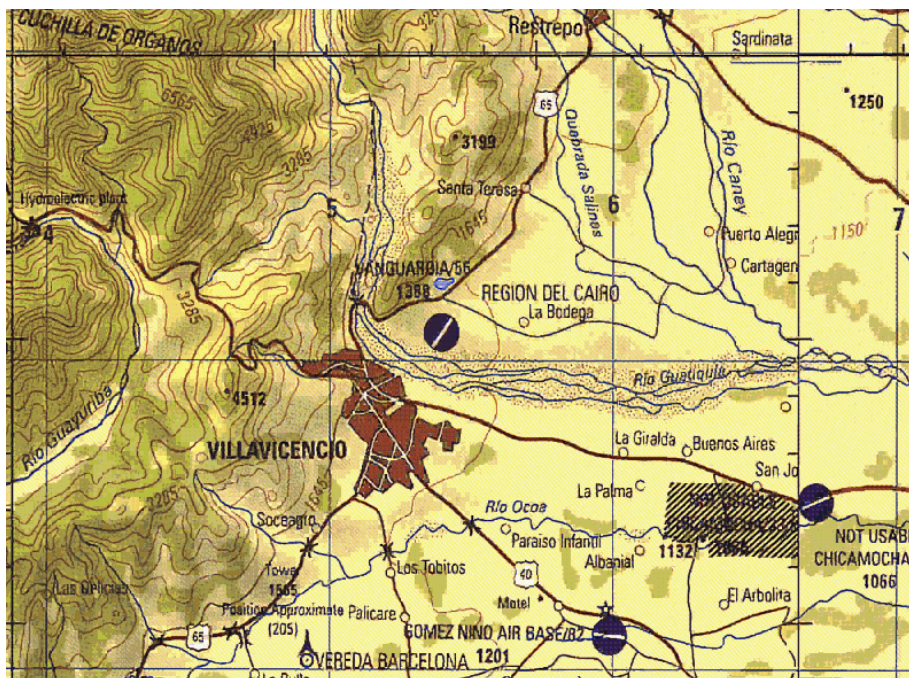
Navegación visual – Pilotage: Para un piloto, la navegación visual es la forma más básica de volar. Se basa en el uso de referencias visuales previamente identificadas en el terreno para facilitar la ubicación en la carta. Es crucial que los puntos de chequeo sean prominentes y fácilmente observables. Ejemplos de referencias útiles incluyen ríos, lagos y carreteras.

Sin embargo, esta técnica resulta poco efectiva en entornos donde el número de referencias útiles es reducido, como en la selva o el desierto. También puede ser muy demandante en trayectos largos.

Es fundamental definir el curso utilizando múltiples puntos de chequeo para determinar si se está desviando de la ruta. Referencias como una carretera larga o una vía de tren pueden ser útiles para este propósito. Nunca se debe depender de un solo punto de chequeo, ya que esto puede llevar a la desorientación o incluso a un accidente.



Figura 47. Vista de Villavicencio en una carta Terminal (1:250.000)

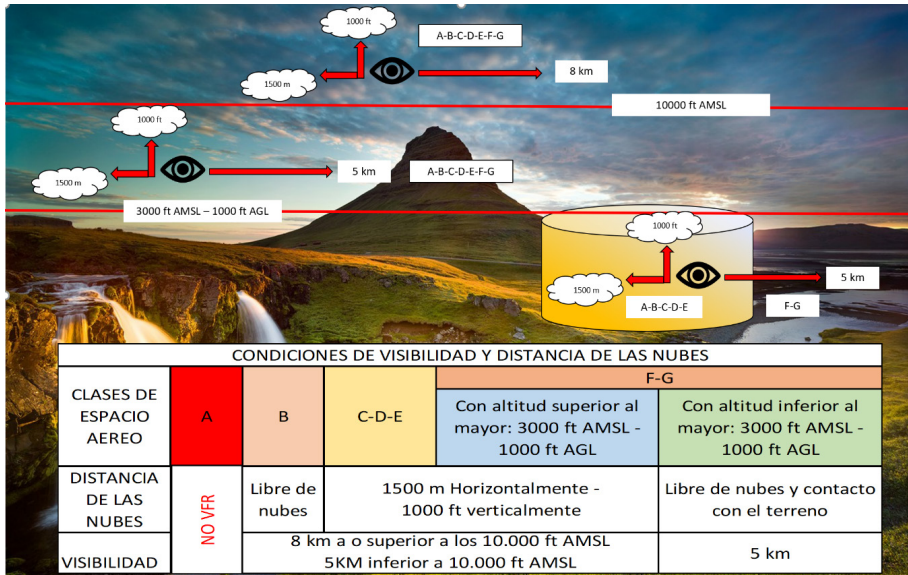


Fuente: (Escobar, 2024).

Igualmente, es fundamental contar con cartas actualizadas para identificar obstáculos recientes, como torres o antenas construidas recientemente, y nunca desviarse de las reglas de vuelo visual (VFR).

Reglas de Vuelo Visual – VFR: En la Figura 48 se especifican los mínimos meteorológicos establecidos en el Anexo 2 de la OACI, que deben cumplirse para realizar un vuelo bajo reglas de vuelo visual. Ninguna aeronave puede efectuar despegues ni aterrizajes si no se cumplen estas condiciones de visibilidad y separación de nubes. Por razones de seguridad, algunas áreas pueden requerir mínimos superiores. En tales casos, se debe consultar el AIP para planificar el vuelo adecuadamente.

Figura 48. Mínimos Meteorológicos VFR



Fuente: (Googleimages, s.f. adaptado por: Escobar, 2024).

No obstante, la meteorología es un factor muy dinámico, especialmente en regiones ubicadas en la zona de confluencia intertropical (ITCZ) como Colombia. Las condiciones meteorológicas pueden deteriorarse rápidamente hasta alcanzar condiciones de vuelo por instrumentos. En tales casos, es crucial mantener actualizado el entrenamiento en vuelo IFR. Recuerde que la combinación de reglas de vuelo visual en condiciones de baja visibilidad puede ser peligrosa, por lo que no dude en solicitar ayuda al control de tránsito aéreo si lo considera necesario.

Planeamiento de la navegación: El planeamiento de la navegación debe incluir toda la información necesaria para que el piloto pueda tomar decisiones acertadas durante la operación de la aeronave. Esto abarca la dirección, correcciones por viento, distancias, tiempos, entre otros factores. Dado que esta información puede resultar abrumadora en una cabina pequeña, especialmente para pilotos sin experiencia, es imperativo utilizar formatos estandarizados que permitan organizar la información de manera que sea fácilmente consultable durante el vuelo.



Figura 49. *Plan de navegación VFR*

Fuente: (FAA, 2016; adaptado por Escobar, 2024).

Figura 50. *Plan de navegación VFR*

[illegible]

Fuente: (FAA, 2016; Adaptado por Escobar, 2024).



Figura 51. Dog House

Compass Heading	
Tiempo de la pierna	Tiempo acumulado
Combustible de la pierna	Combustible remanente
Altitud	Frecuencia radioayuda
Observaciones	

Fuente: (Peraza, 2021; Adaptado por Escobar, 2024).

En En las Figuras 49 y 50 se presenta un plan de navegación que le proporcionará toda la información necesaria para garantizar un vuelo seguro y efectivo. En los apartados siguientes, se abordará en detalle cómo determinar los datos que deben consignarse.

Un método útil para organizar la información es el “doghouse”. Este método presenta la misma información que un plan de navegación tradicional, pero de manera más gráfica. Generalmente, se elabora uno para cada punto de chequeo y se suele realizar en la carta, lo que permite tener los cálculos de dirección, tiempo, etc., junto con la información topográfica que esta proporciona.

La Figura 51 sugiere una información mínima que debe contener este formato, aunque no se limita únicamente a esos datos. En realidad, es discreción del piloto adaptar la información de acuerdo con las necesidades específicas del vuelo.

Información necesaria para el planeamiento de la ruta: Para determinar la mejor ruta y comenzar con el planeamiento, es esencial contar con información clave.

Información del aeródromo: La Air Information Publication (AIP) de cada país proporciona toda la información relevante sobre los aeródromos de salida, destino y alternos. En el caso de Colombia, la información sobre los aeródromos comerciales, tanto con control de tránsito aéreo como sin él, está disponible en la página web de la Aeronáutica Civil: www.aerocivil.gov.co. En esta plataforma, se puede consultar información crucial como las distancias declaradas de pista, horarios de operación, frecuencias de comunicación o radioayudas, y las rutas estandarizadas de entrada o salida VFR, entre otras. Esta información es fundamental para determinar, por ejemplo, si el aeródromo alternativo es adecuado para nuestra aeronave o si ofrece servicios específicos que se requieran (ver Figura 51).

Es importante recordar que, si el aeródromo requiere entradas o salidas estandarizadas VFR, se debe planificar la navegación de acuerdo con las indicaciones de la carta y ajustarse a las altitudes especificadas (ver Figura 52).

Figura 52. Información de aeródromos AIP

AIP COLOMBIA		AD 2 - SKCL 1 17 JUN 21	
1. INDICADOR DE LUGAR / NOMBRE DEL AERÓDROMO		SKCL - CALI Alfonso Bonilla Aragón	
2. DATOS		AD 2 - SKRG 1 17 JUN 21	
AIP COLOMBIA		SKRG - RIONEGRO José María Córdova	
INDICADOR DE LUGAR / NOMBRE DEL AERÓDROMO			
2. DATOS GEOGRÁFICOS Y DE ADMINISTRACIÓN DEL AD		Observaciones: Capacidad total de descarga 11.907 L/min. Kit básico para atender emergencias con mercancías peligrosas.	
Coordenadas ARP: 06 09 52.06 N 075 25 22.80 W Distancia y dirección a la ciudad: 3 vías de acceso, Santa Helena 29 Km. Las Palmas 45 Km, Autopista 38 Km Elevación: 2.141 m / 7.025 ft Temperatura de referencia: 25 °C Declinación magnética: 06° W (2016) / 00° 08' W anual Administración: Operadora de Aeropuertos Centro Norte, AIRPLAN S.A.S Dirección: Aeropuerto Internacional José María Córdova - Rionegro Teléfono: DDN 0X4 - 4025110 - TWR 2874045 - ARO 2874034/4030 Fax: 4025110 Ext. 1003 AFS: SKRGYDYA - SKRGYDYX Tránsito autorizado: IFR / VFR Observaciones: Departamento Antioquia		7. REMOCIÓN DE OBSTÁCULOS	
3. SERVICIOS		Equipos: Si Prioridad de limpieza: Diaria Observaciones: Limpieza manual en plataforma	
Aeropuerto: H24 Aduana e Inmigración: H24 Médicos y sanidad: H24 AIS/ARO: H24 MET: H24 Abastecimiento de combustible: H24 Seguridad: H24 Observaciones: NIL		8. DETALLES DEL ÁREA DE MOVIMIENTO	
4. SERVICIOS INSTALACIONES DE ASISTENCIA EN TIERRA		Plataforma: Superficie: Concreto de cemento y asfáltico Resistencia: Ver AD 2 - SKRG - APDC Ver AD 2 - SKRG - APDC CARGA	
Instalaciones para el manejo de carga: A cargo de las compañías aéreas Tipos de combustible: AVGAS 100/130, JET A-1, agua metanol 44% Tipos de lubricantes: 100 - 120 y turbina Capacidad de reabastecimiento: 11 puentes de embarque cada uno con un Pit de JET A-1 de 600 galones, vehículos cisterna: 1 de 300 galones, 1 de 2.800 galones, 1 de 3.000 galones, 1 de 3.150 galones, 1 de 4.800 galones, 1 de 5.000 galones, 1 de 6.000 galones y 1 de 6.500 galones Espacio disponible en hangar: Si Instalaciones para reparaciones: Servirán menores.		Calles de rodaje:	
		Anchura: A, B, C, D, E, F, G, H, J = 30 m L = 18 m Categoría: A, B, C, D, E, F, G, H, J, K, N2 = E (Categoría E hasta 65m de envergadura) N, N1, S1, S2 = C (Categoría C hasta 36m de envergadura) L = B (Categoría B hasta 24m de envergadura) Superficie: Concreto asfáltico Resistencia: Ver AD 2 - SKRG - APDC Ver AD 2 - SKRG - APDC CARGA	
		Posiciones de comprobación:	
		VOR: NIL INS: 10 = 06 10 24 N 075 25 48 W 11, 12 = 06 10 30 N 075 25 48 W 13, 14 = 06 10 30 N 075 25 54 W Altímetro: Plataforma principal, elevación 2137 m.	
		Observaciones: El rodaje simultáneo de aeronaves categoría "C" (36m de envergadura) por las calles N y N1 cancela el rodaje por la calle de rodaje N2.	
		El rodaje de una aeronave categoría "D o mayor" (mayor a 36m de envergadura) por la calle de rodaje N2, cancela el rodaje por las calles de rodaje N y N1	
		9. SISTEMAS Y SEÑALES DE GUÍA DE RODAJE	
		Sistema de guía de rodaje: Tableros indicativos de Calles de rodaje y señales horizontales para calles de rodaje N, N1	

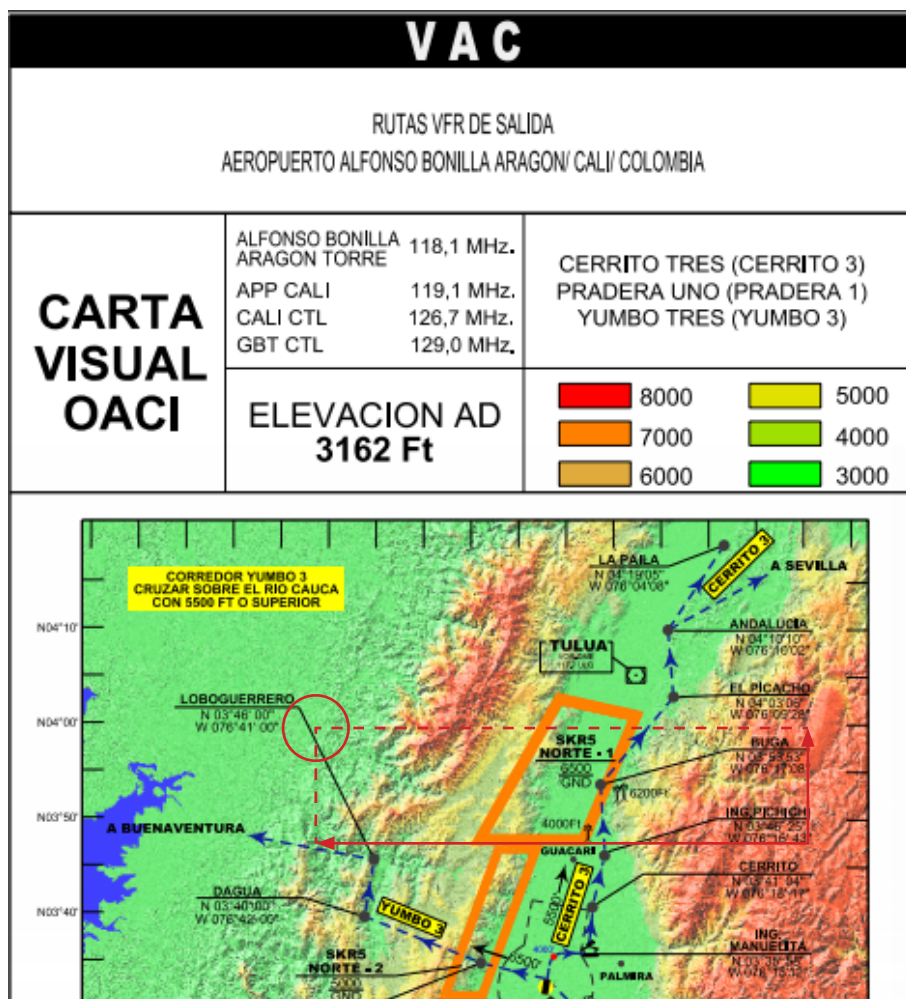
Fuente: (AIP, 2024).

De igual manera, si el aeródromo no presenta una carta de entrada o salida visual, significa que queda a discreción del piloto elegir la ruta más adecuada. Generalmente, esta situación se presenta en áreas con bajo tránsito aéreo.

En el caso de aeródromos militares o de aviación de estado, la Fuerza Aérea Colombiana es la autoridad aeronáutica responsable del Reglamento Aeronáutico de Aviación de Estado (RACAE). La información relevante sobre estos aeródromos también puede consultarse en su página web, de la misma manera que con los aeródromos comerciales.



Figura 53. Carta Visual OACI



Fuente: (AIP, 2024).

Información meteorológica: El tiempo meteorológico es un factor clave en el planeamiento de la navegación. El conocimiento de la meteorología y sus peligros es esencial para la formación de un piloto profesional.

Una de las formas de verificar el estado del tiempo es a través del METAR (Meteorological Aerodrome Report). Ningún piloto debe efectuar un vuelo sin haber consultado previamente el METAR. Esta información está disponible en las oficinas de información aeronáutica, así como en sitios web especializados y aplicaciones.

El METAR es un código estandarizado a nivel mundial que reporta la observación meteorológica de superficie en un aeródromo cada hora. La información puede ser generada por una estación meteorológica automatizada o por un observador experto, y se presenta en una serie de letras y números que resumen los datos de manera abreviada. Todos los involucrados en las operaciones de vuelo consultan el METAR y actúan conforme a los procedimientos para garantizar la seguridad aérea. Cuando un METAR se emite en un horario diferente al habitual, se denomina SPECI.

Asimismo, la información de pronóstico meteorológico, conocida como TAF (Terminal Aerodrome Forecast), proporciona las previsiones del tiempo en un periodo corto de hasta 9 horas o largo de hasta 24 horas. Esta información es vital para la seguridad del vuelo. En el capítulo de meteorología, encontrará detalles adicionales que le serán muy útiles.

Figura 54. METAR

METAR text:	SKBO 191900Z 13012KT 9999 BKN020 19/06 Q1027 NOSIG RMK A3033
Conditions at:	SKBO (BOGOTA/ELDORADO , CO) observed 1900 UTC 19 June 2021
Temperature:	19.0°C (66°F)
Dewpoint:	6.0°C (43°F) [RH = 43%]
Pressure (altimeter):	30.32 inches Hg (1027.0 mb)
Winds:	from the SE (130 degrees) at 14 MPH (12 knots; 6.2 m/s)
Visibility:	6 or more miles (10+ km)
Ceiling:	2000 feet AGL
Clouds:	broken clouds at 2000 feet AGL
Weather:	no significant weather observed at this time

Fuente: (aviationweather.gov, 2024).

Notice to air man – NOTAM: En el anexo 15 de la OACI se define como, un aviso distribuido por telecomunicaciones que contiene información relativa con el establecimiento, condición o modificación de cualquier instalación aeronáutica, servicio, procedimiento o peligro, cuyo conocimiento oportuno es esencial para el personal encargado de las operaciones de vuelo. Son de carácter temporal y de corta duración, sin embargo, también se utilizan cuando se introducen cambios de manera permanente o de larga duración que sean de importancia para las operaciones de vuelo, con poco tiempo de preaviso.

Entre las razones por las que habitualmente se emiten NOTAMS se pueden citar:

- Peligros como exhibiciones aéreas o saltos de paracaidistas.
- Pistas cerradas.
- Ayudas de navegación por radio inoperativas.
- Ejercicios militares que imponen restricciones en el uso del espacio aéreo.



- Presencia temporal de obstáculos cerca de los aeropuertos.
- Activación o desactivación de zonas restringidas.
- Radioayudas.

Planificación de rendimiento y peso y balance: Todas las aeronaves tienen límites específicos de rendimiento y peso y balance que deben respetarse sin excepción. Nunca inicie una operación de vuelo sin haber realizado los cálculos completos de su aeronave y familiarícese con el proceso para hacerlo correctamente. Una omisión o confusión en este aspecto puede resultar en pérdida de control o un accidente.

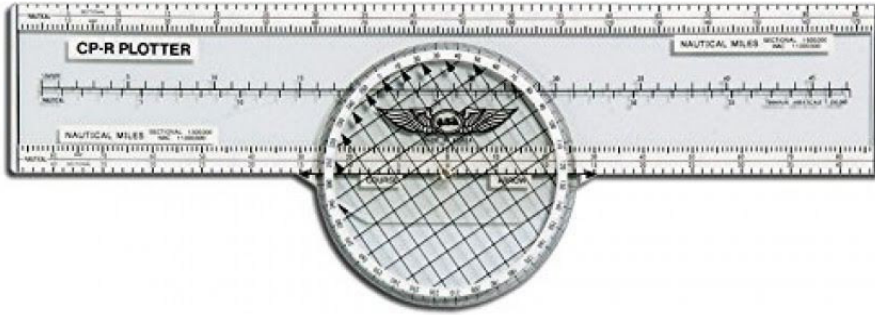
El **peso y balance** se refiere a mantener la aeronave en su punto de equilibrio, acomodando las cargas de manera adecuada según las indicaciones del manual de vuelo. Esto es fundamental para mantener las condiciones necesarias para un vuelo seguro.

El **rendimiento** se refiere a la capacidad del motor o motores, y de la aeronave en general, para producir sustentación en condiciones específicas, como peso, temperatura y humedad. Los manuales de vuelo definen claramente el proceso para calcular el rendimiento y las cartas que deben consultarse. Estos valores influyen directamente en la navegación y deben conocerse antes de iniciar el planeamiento, ya que pueden definir la ruta a seguir.

Por ejemplo, una aeronave no tiene la misma capacidad de carga a nivel del mar que en Bogotá. En altitudes elevadas, como en Bogotá, la capacidad de combustible puede verse reducida debido al menor rendimiento, lo que afecta directamente el planeamiento de la navegación.

Una vez recopilada y analizada toda la información, se puede comenzar el planeamiento de la navegación. Como se mencionó anteriormente, la navegación a la estima facilitará los cálculos necesarios, que se usarán en conjunto con las técnicas de navegación visual. A continuación, se explicará cómo obtener estos datos utilizando la carta y herramientas como el plotter (ver Figura 55).

Figura 55. Plotter



Fuente: (Peraza, 2021).

Dirección: La dirección se refiere a la posición de un punto en el espacio en relación con otro, sin considerar la distancia entre ellos. Aunque no forma un ángulo per se, se expresa como una medida angular con respecto a una referencia. (FAA, 2011, p. 1-2). La dirección puede verse afectada por diversos factores meteorológicos o naturales, como el magnetismo de la Tierra o el viento, lo que requiere que el piloto realice diferentes correcciones para mantener el curso planeado y seguir la ruta establecida.

Primero, es esencial que la carta utilizada sea la adecuada en términos de proyección, escala, etc., aspectos que se cubrieron en apartados anteriores. En Colombia, la mayoría del territorio está cubierto por las cartas L-26, K-26 o la CNO COLFAC Centro.

En segundo lugar, es crucial que la carta esté actualizada. El campo magnético de la Tierra es dinámico y no uniforme; por lo tanto, los valores de variación magnética pueden diferir dentro de un mismo país y cambian con el tiempo. Idealmente, se debe utilizar una carta con una fecha de impresión reciente. Sin embargo, si esto no es posible, puede consultar el valor de la variación magnética anual en el AIP para un caso específico o utilizar un promedio. En Colombia, el promedio de variación magnética anual obtenido del AIP es de 8 minutos.

Para actualizar la carta, puede usar el promedio mencionado como recurso, aunque no es el método más preciso. Multiplique el promedio anual por la diferencia entre la fecha de impresión de la carta y la fecha actual. Por ejemplo, si la carta fue impresa en 2000 y el año actual es 2021, hay una diferencia de 21 años. Multiplicando 8 minutos por 21 años, se obtiene el total de minutos que se deben sumar o restar a la línea isogónica que afecta la ruta, según corresponda si es W o E. Si la carta atraviesa varias líneas isogónicas,



el proceso debe repetirse para cada una. Para convertir ese valor en grados, divídalo por 60.

Recuerde que los valores de variación magnética que son W (oeste) equivalen a un número positivo, y los valores E (este) a un número negativo.

Ejercicio: Tiene una carta de Colombia impresa en el 2000 cuya variación magnética es de 4°E. ¿Cuál es el valor en el 2020 de variación magnética que debe aplicar en la navegación?

Para solucionar el ejercicio primero se calcula la diferencia de años entre la impresión de la carta (2000) y el año actual (2020), esto es igual a 20 años.

$$2020 - 2000 = 20$$

Seguidamente se multiplica el valor de la variación magnética anual, previamente consultada en el AIP, etc. Para el ejemplo se usará el promedio anual de 8 minutos W. Entonces, 8 minutos W multiplicado por 20 años, es igual 160 minutos, es decir, el valor de variación magnética ha cambiado en 160 minutos en 20 años.

$$20 \text{ años} \times 8' = 160' \text{ W}$$

Por lo tanto, el valor equivalente en grados será 160 minutos dividido 60; ya que es sabido que un grado tiene 60 minutos, igual 2,66°. El valor decimal se debe convertir a sexagesimal, por lo tanto 0,66 multiplicado 60, igual 39,6".

$$(160' / 60 = 2,66^\circ)$$

$$(0,66 \times 60 = 39,6'')$$

$$= 2^\circ 39'' \text{ W}$$

Finalmente, ese valor se debe sumar o restar a la variación magnética que presenta la carta, en este caso 4°E. Como es un valor E se asume como un número negativo.

$$-4^\circ + 2^\circ 39'' = 1^\circ 21'' \text{ W}$$

El valor que se aplicará de corrección en la navegación, después de actualizar la carta es 1°21" W.

Antes de iniciar el proceso de calcular la dirección entre dos puntos, es importante conocer el uso del plotter aeronáutico (ver Figura 54). Este dispositivo cuenta con una regla que tiene dos escalas para medir distancias geográficas: una para millas náuticas y otra para millas estatutarias. Estas escalas se utilizan en diferentes tipos de cartas:

- **Carta WAC (1:1,000,000):** Escala para distancias largas.
- **Carta Sectional (1:500,000):** Escala intermedia.

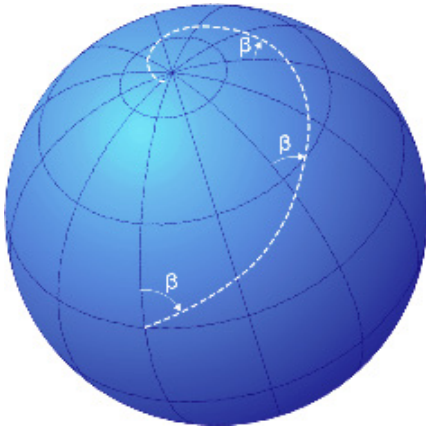
- **Carta Terminal (1:250,000):** Escala detallada para áreas pequeñas.

Es fundamental no confundir las escalas para asegurar que las distancias medidas sean precisas.

Además, el plotter tiene una rosa de los vientos, que puede ser móvil o fija. Esta rosa sirve para determinar la dirección en grados de una ruta, funcionando de manera similar a un transportador.

Para iniciar el proceso de cálculo, es necesario seleccionar una de las dos posibles líneas que se pueden describir en la esfera. Cada una tiene características propias que el piloto debe conocer para determinar la dirección correcta.

Figura 56. Línea loxodrómica



Línea rumbo o Loxodrómica:

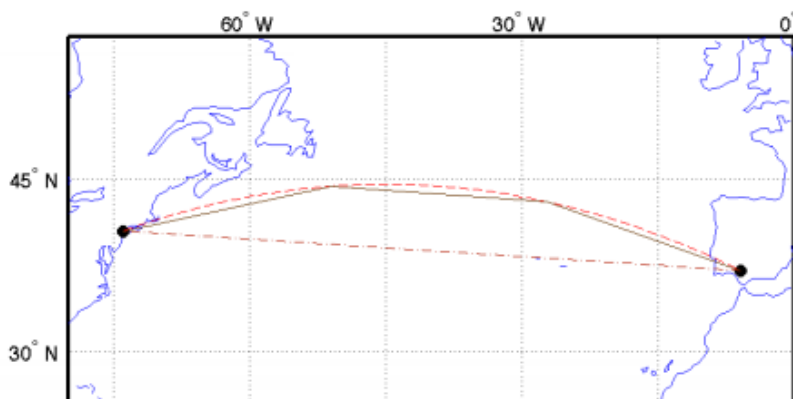
Esta línea no es una línea geodésica; mantiene una dirección constante a lo largo de la ruta, cruzando los meridianos en el mismo ángulo. En una carta de Mercator, se representa como una recta. Sin embargo, en la superficie del geoide, no constituye la menor distancia entre dos puntos. La línea loxodrómica sigue un espiral hacia uno de los polos sin llegar a alcanzarlo (Léniz, 2018, p. 1).

Fuente: (encvirtual.es, s.f.).

Línea Ortodrómica: En una superficie curva, la línea ortodrómica se denomina línea geodésica y corresponde al arco de un círculo máximo que une dos puntos en la esfera. Representa la menor distancia entre esos dos puntos, lo que puede resultar en un ahorro de tiempo y combustible. Sin embargo, no mantiene una dirección constante, ya que los ángulos de cruce de los meridianos cambian a lo largo de la ruta (FAA, 2011, p. 1-6).

Seguir una línea que presenta cambios constantes de dirección puede resultar demandante. Por lo tanto, se pueden hacer aproximaciones de líneas ortodrómicas a loxodrómicas. Por ejemplo, en la ruta Sevilla - Nueva York en una carta o proyección Mercator, se pueden crear dos puntos de chequeo intermedios. De esta manera, la línea ortodrómica se asemeja a tres loxodrómicas más cortas, facilitando el seguimiento de la ruta.

Figura 57. Línea Ortodrómica



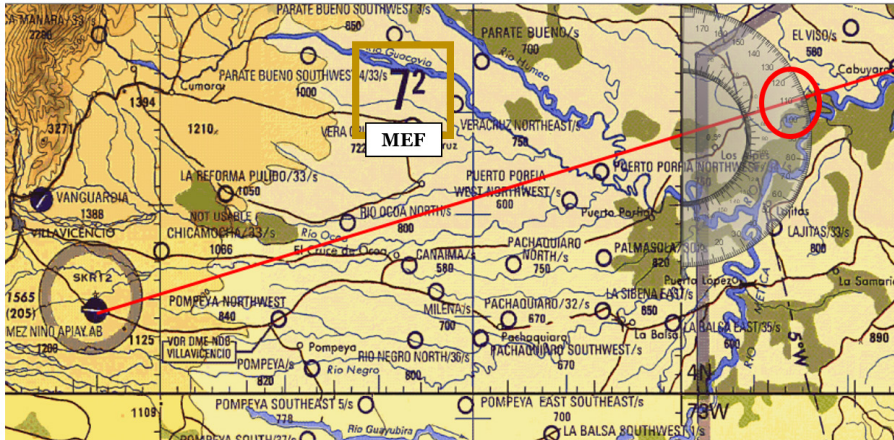
Fuente: (aero.us.es, s.f.).

Dirección real – True course: Para determinar la dirección entre dos puntos, se debe tomar la carta y trazar una línea que los una. Como se mencionó en apartados anteriores, una de las características de las cartas de navegación es que representan el azimut real. Dado que los meridianos convergen hacia el norte geográfico, la dirección referida a ellos será real; esto es lo que se conoce como true course.

El true course se obtiene al medir el ángulo que forma la línea trazada entre dos puntos específicos en la carta con el meridiano más central, que sirve de referencia. La referencia invariable será el norte geográfico, independientemente de si la aeronave se encuentra en el hemisferio Norte o Sur (Jeppesen, 2004, p. 4-1).

Suponga que debe realizar una misión de rescate en un UH-60 y debe desplazarse desde la base aérea de Apiay hasta la población de Cabuyaro (ver Figura 58). Después de ubicar las coordenadas del destino en la carta y trazar una línea que une ambos puntos, al alinear el 0° del transportador con el meridiano más central (en este caso, 73°W), se puede determinar que el ángulo que representa el true course es de 70°.

Figura 58. True course Apiay – Cabuyaro



Fuente: (Escobar, 2024).

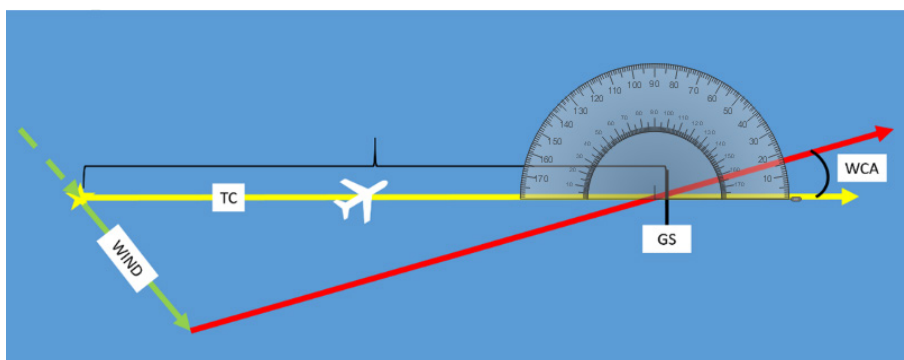
Rumbo verdadero - True Heading: El término “rumbo” (Heading) se refiere a la dirección hacia la cual está apuntando el eje longitudinal de la aeronave. A diferencia del curso, que es la dirección geográfica entre dos puntos y puede o no coincidir con el rumbo, el rumbo puede ajustarse según las correcciones necesarias.

El viento es un factor crucial que afecta la dirección deseada del vuelo. Si no se toman en cuenta y se aplican las correcciones adecuadas, el viento puede desviar significativamente la aeronave. Por ejemplo, un viento cruzado con una intensidad de 20 nudos puede desplazar la aeronave hasta 20 millas náuticas de la ruta en una hora. Por lo tanto, es esencial para la seguridad del vuelo que el piloto sepa cómo contrarrestar el efecto del viento.

Valiéndose del plotter y conociendo el True Course, la velocidad aérea de la aeronave y la velocidad e intensidad del viento, y teniendo en cuenta que la escala del plotter representa millas náuticas, se puede calcular fácilmente el **Wind Correction Angle (WCA)**. También se puede usar un computador de vuelo, el cual será explicado en un apartado posterior.

Lógicamente, con la experiencia, el piloto realiza esta corrección casi de manera instintiva. Sin embargo, incluso los aviadores más expertos deben calcular la corrección necesaria para contrarrestar el efecto del viento.

Figura 59. Triángulo del viento



Fuente: (Escobar, 2024).

En la **Figura 59** (no a escala) se puede observar un triángulo del viento donde el **True Course (TC)** es de color amarillo y tiene un valor de 90° . El viento (**WIND**) es de color verde y tiene una dirección de 310° y una intensidad de 15 Kn. Observe que la dirección del viento se toma desde donde viene, lo que significa que afectará la aeronave hacia el lado contrario. En este ejemplo, el viento con dirección de 310° empujará a la aeronave hacia los 130° . Estas direcciones pueden ser obtenidas usando el plotter desde un punto de origen común, y la intensidad se puede traducir en 15 millas náuticas por hora.

Suponga que su velocidad es de 90 Kn, equivalente a 90 nm por hora. Utilizando la regla del plotter, mida el vector resultante (línea roja) desde el punto donde se representa el viento (310° -15 Kn) hasta el punto donde las 90 nm cruzan o interceptan la línea del TC, siempre con la precaución de usar la misma escala que utilizó para medir el viento.

El punto donde se cruzan, medido con la misma escala que la del punto anterior y desde el inicio en la línea del TC, representa la **Ground Speed**, la velocidad afectada por el viento. El ángulo formado entre la línea del TC y el vector resultante es el **Wind Correction Angle (WCA)**. El plotter puede ser usado como un transportador para este propósito.

El valor del TC más o menos el WCA, dependiendo de si el ángulo se forma a la derecha o a la izquierda, es el **True Heading**, la dirección hacia la cual el eje longitudinal de la aeronave debe apuntar para contrarrestar el efecto del viento.

Figura 60. *Fórmula del true heading*

$$TC \pm \text{CORRECCION DE VIENTO} = TH$$

Fuente: (Peraza, 2021).

Figura 61. *Fórmula del magnetic heading*

$$TH \pm \text{DECLINACION MAGNÉTICA} = MH$$

Fuente: (Peraza, 2021).

Rumbo magnético – *Magnetic Heading*: La variación magnética, que resulta de la diferencia entre el norte geográfico y el magnético de la Tierra, es otro factor que se debe tener en cuenta al realizar correcciones de dirección, especialmente en áreas donde esta puede tener valores realmente altos (por ejemplo, 40°W). Es importante recordar que la actividad magnética de la Tierra no es uniforme y está en constante variación, por lo que su magnitud puede cambiar incluso a solo unas millas de distancia. Por ende, se debe consultar la carta o el AIP para obtener el valor correcto y aplicar la corrección correspondiente. El valor observado en la carta, o el obtenido al actualizarla, debe sumarse si corresponde a W y restarse si es E.

Rumbo de brújula – *Compass Heading*: Los equipos electrónicos a bordo, que generan campos magnéticos durante su operación, pueden inducir errores en los instrumentos de navegación, especialmente en la brújula magnética. Es esencial que la brújula se calibre anualmente como parte del mantenimiento, y es responsabilidad del piloto verificar la vigencia de esta calibración.

Se debe instalar una placa en un lugar visible en la aeronave que indique la fecha de expiración y la corrección necesaria derivada de la calibración. Esta corrección se expresa en grados y el cuadrante donde se tomó la medida, por ejemplo, +5° o -3° en el cuadrante N o 045°. De esta manera, el piloto que navegue en un rumbo cercano al indicado en la placa deberá sumar o restar el valor especificado para calcular el rumbo de brújula (*Compass Heading*).

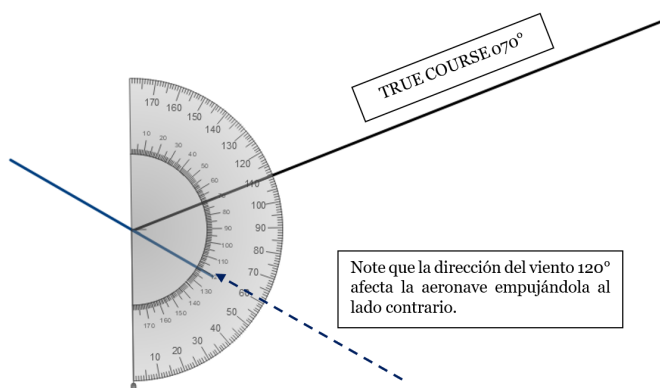
Figura 62. *Fórmula compass heading*

$$MH \pm \text{DESVIACIÓN MAGNÉTICA} = CH$$

Fuente: (Peraza, 2021).

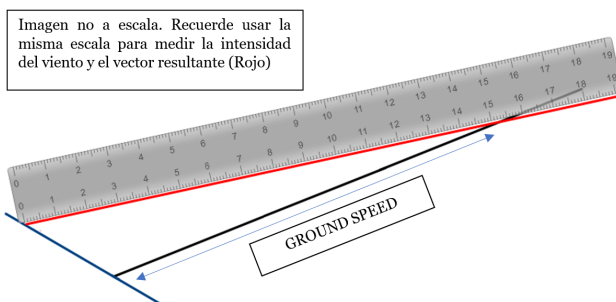
Ejercicio 1: En el ejemplo del UH-60 en la ruta Apiay – Cabuyaro (ver figura 58) cuyo true course ya se estableció es 070°. Suponga que tiene una dirección e intensidad del viento de 120° con 10 nudos (Kn) (Figura 63, 64 y 65). Asuma la variación magnética actual de 5°W. Y finalmente imagine que tiene una desviación magnética de +3° y una velocidad aérea de 100 nudos (Kn). Haga los cálculos de dirección necesarios.

Figura 63. *Triángulo del viento ejercicio Apiay – Cabuyaro*



Fuente: (Escobar, 2024).

Figura 64. *Triángulo del viento ejercicio Apiay – Cabuyaro*

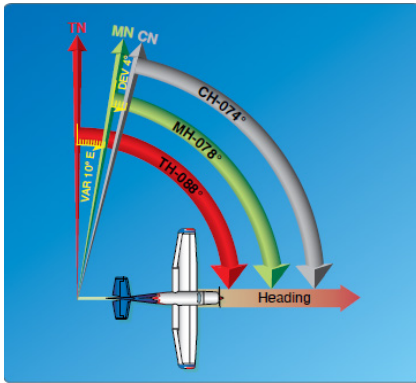


Fuente: (Escobar, 2024).

Al hacer las mediciones de la velocidad sobre el suelo (ground speed) y del ángulo de corrección por viento (WCA), según el procedimiento descrito en apartados anteriores, se concluye que se debe aplicar una corrección de 3° a la derecha. Esto resulta en una velocidad de la aeronave afectada por el viento, disminuyendo a 94 nudos. Por lo tanto, el rumbo verdadero (True Heading) será 073° .

Adicionalmente, la variación magnética es de 5°W , lo que implica que se debe sumar este valor al rumbo verdadero. Esto da un rumbo magnético (Magnetic Heading) de 078° . Finalmente, sumando la corrección de 3° (según el ejemplo), se obtiene un rumbo de brújula (Compass Heading) de 081° . Este es el valor de la dirección una vez aplicadas todas las correcciones (ver Figura 65).

Figura 65. Relación entre true, magnetic y compass heading



Fuente: (FAA, 2016).

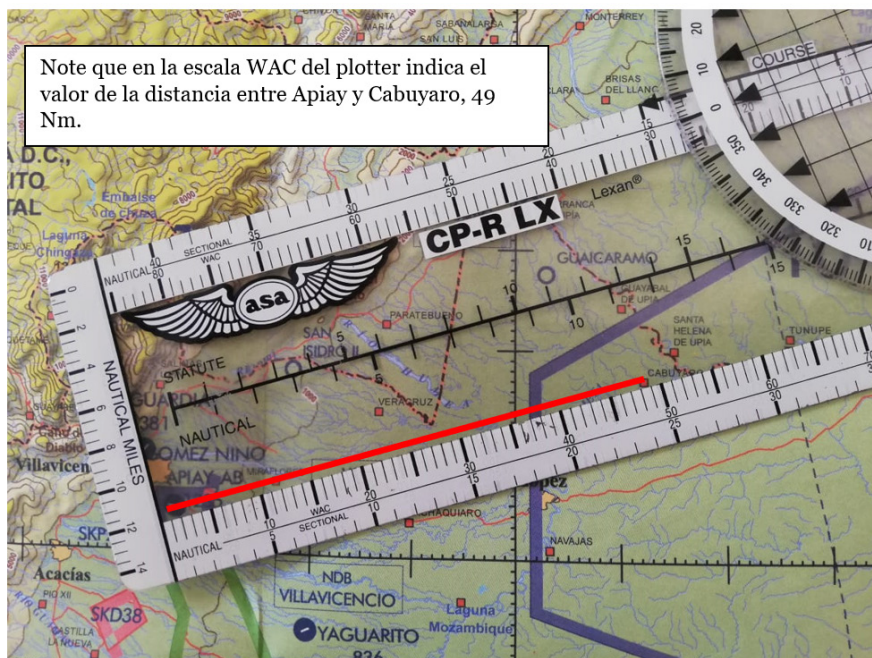
La trayectoria (track) de la aeronave es la ruta que realmente sigue sobre la superficie. Es importante tener en cuenta que, si las correcciones son correctas y las condiciones permanecen constantes, el rumbo verdadero (True Course) y la trayectoria (Track) serán iguales. Sin embargo, en caso contrario, puede haber una deriva (drift) que afecte la seguridad del vuelo, provocando desvíos o incluso accidentes.

Distancia: La distancia es un factor crucial en la planificación de la navegación, ya que es necesario asegurar que se cuente con suficiente combustible para cubrir la ruta. El cálculo de la distancia es esencial para determinar cuántas millas náuticas (Nm) se van a recorrer.

Existen varios métodos para calcular la distancia. El más sencillo es utilizar las características de la carta, que están diseñadas matemáticamente para mantener las áreas lo más precisas posible. Usando un plotter aeronáutico como una regla, se puede medir la distancia entre los dos puntos trazados (ver Figura 66).

Cuando realice este cálculo, asegúrese de utilizar la escala adecuada de la carta, ya sea WAC, sectional o terminal

Figura 66. *Uso del plotter para medir la distancia*



Fuente: (Escobar, 2024).

Otra característica particular de la proyección Lambert utilizada en la construcción de la carta es la equidistancia, donde los meridianos se presentan como líneas rectas en la carta. Esto facilita el cálculo de distancias de manera alternativa, especialmente en latitudes donde la proyección mantiene su precisión. Sin embargo, esta cualidad se pierde en latitudes altas.

Para calcular la distancia utilizando esta característica, puede medir la línea trazada en la carta con el plotter y extrapolarla utilizando las marcas del meridiano en la carta. Cada marca en el meridiano representa un minuto de arco, que es equivalente a 1 milla náutica. Dado que en un grado hay 60 minutos, cada grado representa 60 millas náuticas.

Este método es útil para verificar las distancias medidas con el plotter, aprovechando la correspondencia directa entre las marcas del meridiano y las millas náuticas (ver Figura 67).

Figura 67. Meridianos automecólicos



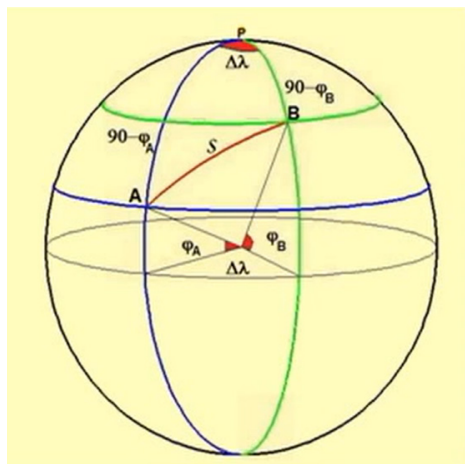
Fuente: (Escobar, 2024).

Un tercer método para determinar la distancia; y sin lugar a duda el de mayor precisión, es usar la trigonometría esférica, no olvidemos que las cartas son resultado de modelos matemáticos complejos basados principalmente en el cálculo diferencial. Aplicando el teorema del coseno, se puede calcular la distancia entre dos puntos A y B, si se conoce sus coordenadas respectivas.

$$\cos S = \cos(90 - \varphi A) \times \cos(90 - \varphi B) + \sin(90 - \varphi A) \times \sin(90 - \varphi B) \times \cos \Delta \lambda \frac{B}{A}$$

Donde se toma como vértice el polo, por lo tanto, el coseno de A equivale al coseno del arco de círculo mayor que une A con el polo, es decir, $90 -$ la latitud de A, e igualmente el coseno de B. De igual manera se aplica al valor del seno de A y B.

Figura 68. Teorema del coseno



Fuente: (Porres, 2016).

Finalmente, $\Delta\lambda$ es el valor de la diferencia de las longitudes de A y B. El valor resultante será el coseno del arco de círculo mayor que une los puntos A y B. Conociendo el perímetro de la Tierra, se puede calcular fácilmente el valor en millas náuticas. En este momento toma valor el datum de referencia o el elipsoide con que fue construida la carta, de esa forma se sabe el perímetro de la Tierra para poder hacer el cálculo de la distancia, para este caso en específico, WGS84.

Altitud: Otro aspecto que resulta definitivo para la seguridad del vuelo es la altitud que se va a mantener en la ruta. En las cartas se puede consultar la figura de elevación máxima (MEF), que es la elevación máxima de una característica geográfica dentro de una cuadrícula georreferenciada. Retomando el ejemplo de la ruta Apiay – Cabuyaro, en la imagen se observa la MEF de 7,200 ft. Esto representa que en esa cuadrícula, el obstáculo más alto tiene esa elevación sobre el nivel medio del mar (AMSL), (ver Figura 58).

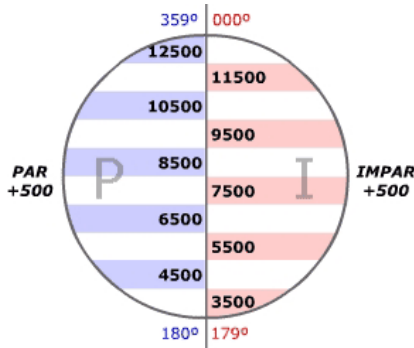
Por otra parte, las altitudes mínimas que se deben contemplar para vuelos VFR están contenidas en el reglamento aeronáutico colombiano 91 y son:

- 1,000 ft sobre aglomeraciones de edificios en ciudades, pueblos o lugares habitados o sobre una reunión de personas al aire libre, sobre el obstáculo más alto en un radio de 600 m desde la aeronave.
- 500 ft sobre agua o tierra en cualquier otra parte a las descritas anteriormente.

De igual forma estipula que los vuelos bajo reglas de vuelo visual que operen por encima de 3000 ft AMSL, deben mantener una altitud que dependerá de la ruta magnética de esta manera:

Para rutas magnéticas comprendidas entre 360° y 179° , la altitud debe corresponder a una cifra impar en los miles, y agregarle 500 ft, por ejemplo, 7500 o 9500 pies. Para rutas magnéticas comprendidas entre 180° y 359° , la

Figura 69. *Alturas semicirculares*



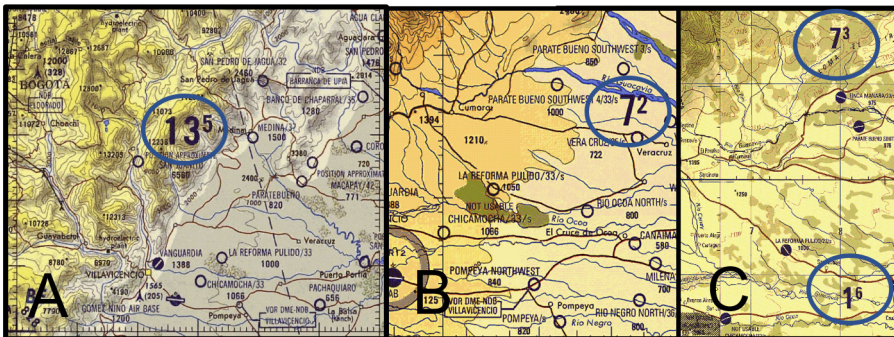
altitud debe corresponder a una cifra par en los miles y agregarle 500 ft, por ejemplo 8500 o 10500 pies.

En el caso del ejemplo, la MEF es 7200 ft. Aplicando la norma de altitud mínima, debe ascender a 8500 ft y, según los niveles semicirculares, el true course 070° es hacia la región de altitudes impares; por lo tanto, la altitud mínima que debe aplicar sería 9500 ft.

Desde luego que, al utilizar cartas de una escala menor, la MEF será mucho más específica y permitirá hacer un planeamiento de la altitud de mayor precisión. En la Figura 70 A se puede apreciar la MEF en una carta WAC, el mismo sector en escala seccional se ilustra en la B y el la C en escala terminal. Note que, en la escala mayor, para el cuadrante se presenta la MEF de 13500 ft; esto responde a que en ese cuadrante se ubica la cordillera oriental al W de Villavicencio, pero el mismo lugar en la escala siguiente, al ser de mayor detalle, la MEF se reparte en el cuadrante en dos partes de 30 minutos, es por esto por lo que se observa 7200 ft al E (ver Figura 70B).

Finalmente, en la Figura 70 C, se observa que la MEF se reparte ahora en cuadrantes de 15 minutos, mucho más específica. De esta manera se observa que los 7200 ft se encuentran al N y, para el caso del ejemplo, podría usarse 1600 ft como referencia. Así pues, aplicando las normas de altitud aprendidas, la altitud mínima podría ser 3500 ft y no 9500 ft; la diferencia radica en el tipo de escala que se usó.

Figura 70. *MEF en diferentes escalas*



Fuente: (Escobar, 2024).

Cálculos básicos:

Una vez obtenidos los datos de dirección y distancia, por medio de unos cálculos básicos se puede estimar la posición que tendrá la aeronave transcurrido determinado tiempo conociendo la velocidad y, por supuesto, las referencias en tierra, de ahí el origen de su nombre navegación a la estima.

Tiempo:

En la aviación, el cálculo del tiempo puede significar el éxito o el fracaso de un vuelo, ya que de su precisión depende directamente el cálculo del combustible. Son innumerables los casos de accidentes de aviación que se presentan por falta de combustible, y muchos de ellos con lamentables consecuencias. Por esta razón, el piloto debe prestar especial atención a la planificación de la navegación y determinar el tiempo que estará en el aire con la mayor precisión posible.

Es necesario tener la precaución de comparar las unidades de medida de distancia con la velocidad, ya que las cartas se presentan por lo general en millas náuticas y algunos equipos indican la velocidad en millas estatutarias por hora o kilómetros por hora, lo que puede prestarse para imprecisiones o confusiones.

Figura 71. *Formula para calcular el tiempo*

$$\text{DISTANCIA} \div \text{VELOCIDAD} = \text{TIEMPO}$$

Fuente: (Peraza, 2021).

Son varias las consideraciones que se deben observar al calcular el tiempo que la aeronave estará en el aire.

Por un lado, tenga presente que todas las aeronaves sin excepción tienen una velocidad de ascenso, otra de crucero y una más de descenso y aproximación; este es un dato que no puede ser pasado por alto para no comprometer la precisión del cálculo del tiempo.

Por otro lado, tenga en cuenta que la velocidad se ve afectada directamente por la altitud, de manera que 100 Kn a nivel del mar, no equivalen al mismo valor si la aeronave se encuentra a 5000 ft de altitud, esta aumenta un 2% por cada mil pies de altitud, y esta es una precaución que se debe observar para no tener un detrimento en la precisión con se calcula el tiempo.

De esta manera, se cuenta con velocidades distintas que son equivalencias de acuerdo con el factor que las inflencie en el momento.

Velocidad indicada – IAS: Se muestra en el instrumento y no tiene ninguna corrección.

Velocidad calibrada – CAS: Es la velocidad a la que la aeronave se mueve por el aire, se obtiene luego de corregir errores propios del instrumento y posición.

Velocidad equivalente – EAS: Es la CAS corregida por la compresibilidad del aire dentro del tubo Pitot.

Velocidad verdadera – TAS: Es la EAS corregida por efecto de la temperatura y altitud no estándar; recuerde que los instrumentos son calibrados con la atmosfera internacional – ISA.

Ground speed: Como ya se explicó con anterioridad, es la velocidad verdadera corregida por el efecto del viento.

Existen muchas formulas y reglas de dedo para calcular la TAS, pero una de las más precisas es la propuesta en la regla 60-1.

$$TAS = IAS + (0.02 \times Altitud/1000 \times IAS)$$

Ejercicio 2: El UH-60 cubriendo la ruta Apiay – Cabuyaro, tiene una IAS de 130 kn y una altitud de crucero de 3500 ft, según el ejemplo. ¿A cuánto equivale la TAS?

$$TAS = 130 + (0.02 \times 3500/1000 \times 130)$$

$$TAS = 139.1 \text{ Kn}$$

Ahora bien, suponiendo que Apiay tiene una elevación de 1000 ft y se asciende a 3500 ft, ¿cuál altitud se debe tomar como referencia para calcular la TAS? La respuesta es simple: se debe usar una altitud para el ascenso, tomando el promedio entre la elevación de despegue y la altitud de crucero, y otra para el crucero. Lo mismo se debe hacer en el caso del descenso. De esta manera, la precisión en el cálculo del tiempo será adecuada.

Combustible: Es primordial garantizar un suministro ininterrumpido de combustible durante todo el vuelo. Para esto, es necesario saber cuánto tiempo tomará el trayecto entre los puntos geográficos y, de igual forma, tener en cuenta la capacidad de la aeronave y el régimen de consumo. La siguiente fórmula será de utilidad:

Figura 72. Cálculo de combustible

$$\begin{array}{l} \text{CONSUMO} \\ \text{EN HORAS} \end{array} \div 60 = \text{CONSUMO EN} \\ \text{MINUTOS}$$
$$\begin{array}{l} \text{CONSUMO DE} \\ \text{COMBUSTIBLE} \\ \text{EN MINUTOS} \end{array} \times \text{TIEMPO DEL} \\ \text{VUELO} = \text{COMBUSTIBLE} \\ \text{QUE SE USARÁ}$$

Fuente: (Peraza, 2021).

Para garantizar la seguridad, de acuerdo con el reglamento aeronáutico de Colombia, debe contarse con un combustible mínimo, el cual abarca:

1. **Combustible básico:** el necesario para volar desde el origen hasta el destino.
2. **Combustible de reserva:** el que se debe contemplar para llegar al alterno más lejano.
3. **Combustible de sostenimiento:** equivalente a 30 minutos para vuelos internacionales y 45 minutos para nacionales, con el régimen de consumo de crucero.
4. **Combustible de contingencia:** correspondiente al 10% del total de la ruta planeada.

Ninguna aeronave debe iniciar actividades de vuelo si no tiene garantizado este combustible mínimo (UAEAC, 2020, pág. 120). El piloto debe consultar en el manual de vuelo de la aeronave lo concerniente al régimen de consumo de combustible en ascenso, crucero y descenso.

Gradientes y Velocidad Vertical: En el diccionario de la lengua española se define el gradiente como la “razón entre la variación del valor de una magnitud en dos puntos próximos y la distancia que los separa” (del.rae.es, 2020).

Suponga que debe cruzar un obstáculo (montaña, antena, etc.) que tiene 500 ft y está a 8 Nm de su posición. El gradiente sería igual a dividir la altitud por la distancia, de manera que 500 pies dividido entre 8 millas náuticas es igual a 62.5 pies por milla náutica. Es decir, debe ascender 62.5 pies por cada milla náutica que recorre para poder librar el obstáculo.

Retomando el ejemplo del UH-60 al despegar de Apiay, que tiene una elevación de 1000 ft y asciende a 3500 ft, la cantidad de altitud que va a ganar es de 2500 ft. Suponga que lo va a hacer en 10 Nm. Por lo tanto, el gradiente sería:

$$\text{GRADIENTE} = 2500 \text{ ft} / 10 \text{ Nm} = 250 \text{ ft/Nm}$$

Ahora bien, no se cuenta con un instrumento que indique los gradientes en cabina, pero sí con uno que indica la velocidad vertical – Vertical Speed. Es sencillo de calcular, toda vez que es directamente proporcional a la velocidad. Suponga que la Ground Speed es 120 Kn. Hallando la equivalencia en millas náuticas por minuto se puede encontrar la Vertical Speed al multiplicar este valor por el gradiente.

$$120 \text{ Kn} / 60 = 2 \text{ Nm/min.}$$

$$\text{VS} = 2 \text{ Nm/min} \times 250 \text{ ft/Nm}$$

$$\text{VS} = 500 \text{ ft/min}$$

Observe que en la ecuación, las millas náuticas (nm) se eliminan para dar como resultado pies por minuto (ft/min). Este sencillo procedimiento se aplica de la misma manera en el descenso.

Aeródromo alternativo: Se debe prever dos aeródromos alternos en el plan de vuelo a los que se dirigirá la aeronave en caso de que resulte imposible o no recomendable proceder al aeródromo de destino. Deben cumplir unas características para su elección según la circular AIC-C21-A17-2013 de la Aeronáutica Civil de Colombia.

1. Debe contar con las instalaciones y los servicios necesarios para la operación de las aeronaves.
2. Debe satisfacer las necesidades de rendimiento de la aeronave, en términos de distancia declarada de pista, etc.
3. Debe estar operativo a la hora prevista de su utilización.

Cabe aclarar que el aeródromo de origen puede ser considerado como alternativo, siempre y cuando la visibilidad y el techo de las nubes no sean inferiores a lo requerido para vuelos VFR o se prevea la salida dentro de los 30 minutos anteriores al cierre de operaciones del aeródromo (UAEAC, 2013, p. 1).

Se debe tener la precaución de que el alternativo no se encuentre demasiado cerca del destino, ya que, al encontrar condiciones meteorológicas adversas en el destino, estas podrían afectar de igual forma a ambos aeródromos. Sin embargo, siempre se debe asegurar que este se encuentre dentro del rango de autonomía de la aeronave, conservando los requisitos de combustible mínimo.

Selección de puntos de chequeo: Ya se estableció que los puntos de chequeo o checkpoints son necesarios para poder tener una referencia en tierra y nunca depender de uno solo. Cada uno de ellos constituye una pierna en la navegación y son de utilidad para llevar un control de la deriva, el consumo de combustible, etc.



Es recomendable ubicar puntos de chequeo máximo cada 20 millas náuticas (Nm), aunque la cantidad de puntos de chequeo dependerá de la velocidad de la aeronave y de la experiencia del piloto. Retomando el ejemplo de la ruta Apiay – Cabuyaro, se pueden ubicar tres checkpoints que son fáciles de identificar en la superficie (ver Figura 73).

Figura 73. Ubicación de puntos de chequeo



Fuente: (Escobar, 2024).

1. El cruce de una carretera que se extiende en sentido E – W.
2. Lateral la población de Pachaquiario a la derecha.
3. El cruce del río Humea que tiene dirección SE y desemboca en el Meta.

De esta manera, tendrás tres puntos para verificar tu navegación, realizar las correcciones necesarias y comprobar el consumo de combustible para tomar decisiones apropiadas. Recuerda que, si no conoces el área donde vas a volar, debes aumentar el número de puntos de chequeo para incrementar la seguridad.

El uso de radioayudas para corroborar la ubicación de un punto de chequeo es una práctica frecuente y adecuada. Basta con calcular el curso verdadero (true course) y la distancia desde la radioayuda hasta el punto deseado para obtener una indicación en la cabina que facilite la visualización de una referencia, especialmente si el área es desconocida para el piloto.

Por ejemplo, en la Figura 73, se observa la línea punteada que indica la dirección entre el VOR DME de Villavicencio y el checkpoint número 2. De esta manera, puedes verificar si te encuentras en el lugar adecuado y, además, asegurarte de que la población de Pachaquiario está a la derecha.

Frecuencias de comunicaciones y ayudas para la navegación:

Al igual que con la información de los aeródromos, en el AIP se encuentra todo lo concerniente a las frecuencias de comunicaciones utilizadas para el control e información del tránsito aéreo. De igual manera, consulta y utiliza las frecuencias de las radioayudas disponibles, incluso si estás planeando una navegación VFR. Esto es una medida de seguridad tanto para tu ubicación, como ya se explicó, y en caso de que las condiciones meteorológicas empeoren y debas asumir la navegación por instrumentos. Estar preparado desde antes del despegue para una situación como esta puede significar evitar un accidente.

Precaución con obstáculos: En la navegación VFR, es responsabilidad del piloto mantener la separación adecuada con el terreno. Por lo tanto, debes adherirte a los lineamientos explicados en el apartado de altitud. No obstante, es fundamental tener especial cuidado en la identificación de obstáculos que pueden no estar representados en las cartas y que podrían suponer un peligro para el vuelo, especialmente durante las fases de despegue y aterrizaje, cuando te encuentras más cerca del terreno.

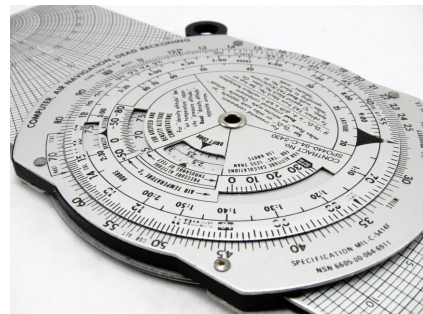
Los obstáculos contruidos por el hombre, como antenas o torres, son difíciles de observar, por lo que se debe ejercer extrema precaución. Consulta el AIP para identificar estos obstáculos en las cartas del aeródromo y ten presente que las torres son más visibles que los cables de energía. Si ves una torre, sospecha la presencia de cables y toma las precauciones necesarias.

COMPUTADOR DE VUELO E6B

El computador de vuelo es una regla de cálculo metálica muy utilizada en aviación a la estima. Esta herramienta se compone de una regla circular en la parte frontal, que permite realizar los cálculos necesarios para el vuelo, y en la parte posterior está diseñada para calcular la corrección de viento.

Aunque el E6B ha sido desplazado por el uso de calculadoras y, más recientemente, por los sistemas de posicionamiento satelital, sigue siendo una herramienta práctica que todo

Figura 74. *Computador de vuelo E6B*



Fuente: (Pilotinstitute.com s.f.)



piloto debería conocer. Su uso permite comprender de manera sencilla y eficaz diversos fenómenos y dinámicas del vuelo.

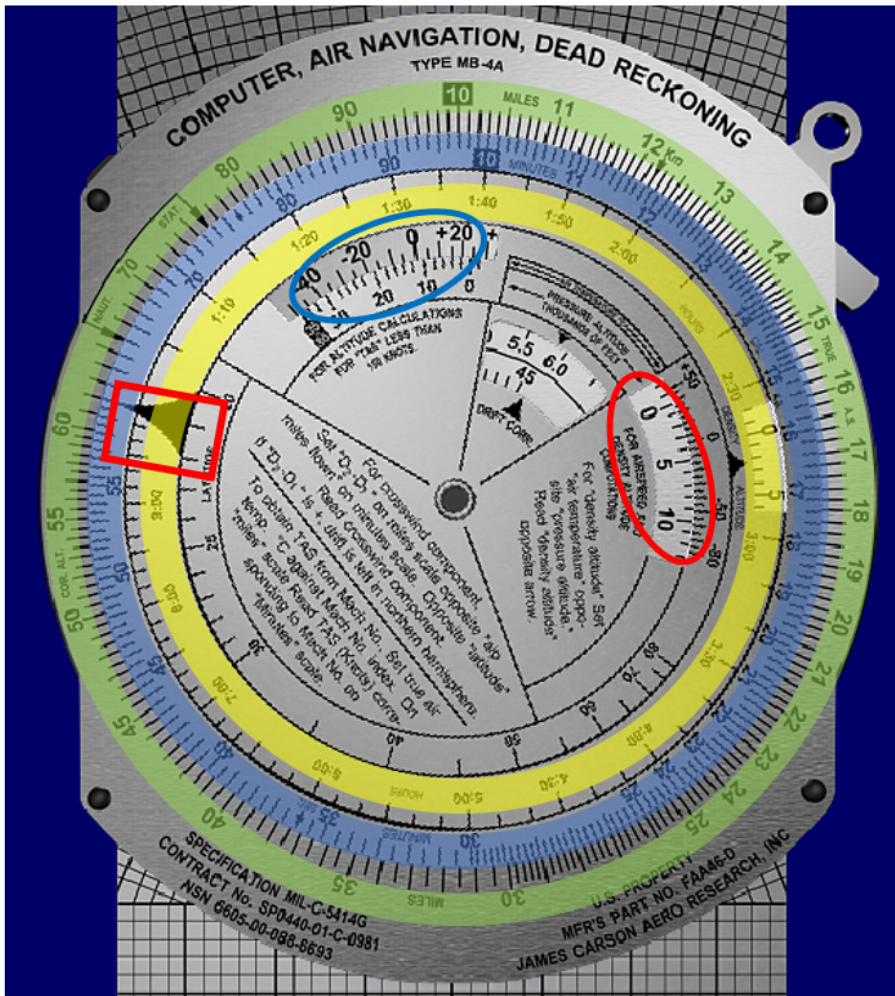
Lo primero que se debe tener en cuenta al utilizar el computador de vuelo E6B es que no tiene una escala definida en términos absolutos. Esta, por el contrario, depende de la experiencia y del juicio del usuario. Por ejemplo, en el índice puede observarse un 60, que puede representar 0.6, 6, 60, 600, etc., dependiendo del cálculo que se esté realizando. Así, si consumes 3 galones por hora y vuelas durante 2 horas, la respuesta en el E6B será 60, pero esto corresponde a 6 galones.

También es importante familiarizarse con la manera en que las cantidades aumentan en la regla, ya que este aumento no es uniforme en toda la herramienta, lo que podría llevar a errores en los cálculos. Además, ten en cuenta la marca o el fabricante, ya que pueden haber diferencias mínimas según el diseño.

Antes de continuar con el uso del computador de vuelo, es necesario conocer sus partes e identificarlas para evitar confusiones en los apartados siguientes. En la Figura 75 se observa una escala en verde, denominada exterior para los efectos de las explicaciones; aquí se pueden encontrar valores de millas náuticas, galones y otros según el ejercicio. La escala azul es la intermedia, que corresponde a los minutos, y la interior en color amarillo es la escala de las horas.

Asimismo, el índice está resaltado con un rectángulo rojo, y en los óvalos rojo y azul se encuentran las ventanillas para la altitud por densidad y la corrección de altitud, respectivamente.

Figura 75. Regla de cálculos - Slide rule side



Fuente: (Escobar, 2024).

Algunos modelos de computador de vuelo presentan características adicionales, como la ventanilla para la deriva mostrada en la figura 75. La disponibilidad de estas características adicionales depende del fabricante. Se recomienda que el piloto se familiarice con el modelo específico que está utilizando. Una vez que adquiera práctica, podrá manejar cualquier modelo, incluso aquellos incorporados en algunos relojes.

Tiempo, distancia y velocidad: Como se estableció en apartados anteriores, el tiempo es igual a la distancia dividida por la velocidad. Con esta



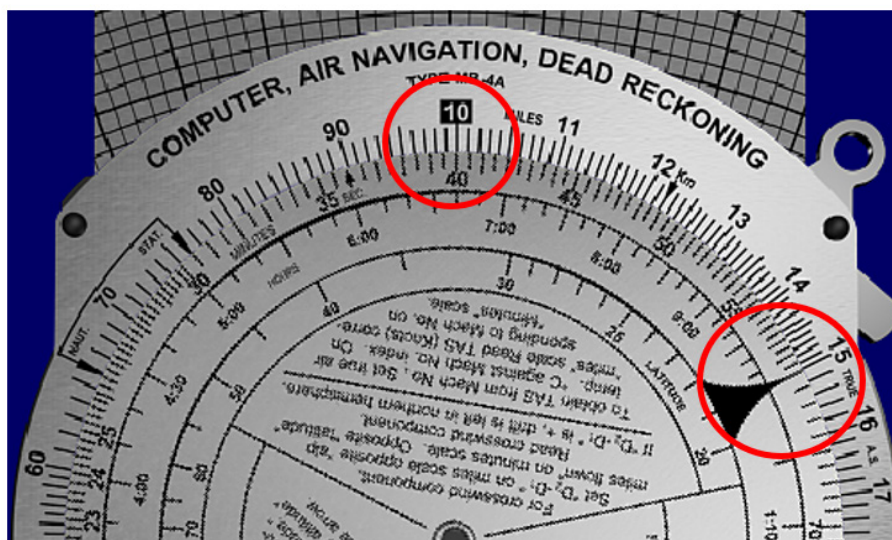
fórmula, se puede calcular cualquiera de estos factores en el computador de vuelo, siempre que se conozcan los valores de los otros dos.

La velocidad se expresa en nudos (kn), que equivale a millas náuticas por hora. Por lo tanto, la distancia se representa en millas náuticas (nm) y el tiempo en minutos.

Cálculo del tiempo: Para calcular el tiempo, se deben conocer los valores de la distancia y la velocidad de la ground speed (GS). El funcionamiento del E6B se basa en reglas de tres. Así, expresada la velocidad en millas náuticas por hora, es sencillo determinar el tiempo necesario para recorrer una determinada distancia.

Por ejemplo, si tienes una ground speed de 150 kn y necesitas recorrer 100 nm, debes calcular cuánto tiempo tomará. El índice en el E6B representa 60 minutos. Alinea el índice con el valor de la velocidad, 15 en la escala exterior, que representa 150 kn en 60 minutos. Luego, para determinar el tiempo que tomará recorrer 100 nm, ubica el valor 10 en la escala exterior, que representa la distancia en cuestión. Alineado con la escala intermedia, observarás el valor 40. Esto significa que, con una velocidad de 150 kn, se necesitarán 40 minutos para recorrer 100 nm (ver Figura 76).

Figura 76. Cálculo de tiempo



Fuente: (Escobar, 2024).

Ejercicio: En la Figura 76 ¿Cuántos minutos tarda en recorrer 60 Nm? R/ 24 minutos.

Para encontrar el valor de la velocidad o la distancia recorrida en determinado tiempo, basta con hacer el mismo procedimiento, pero con la variante requerida, por ejemplo, si necesita saber la velocidad, se debe alinear el tiempo en la escala intermedia con la distancia en la escala exterior y el índice le indicará la respuesta.

Tabla 2. Ejercicios de Tiempo - Distancia – Velocidad

TIEMPO	DISTANCIA	VELOCIDAD
30 min.		180 Kn.
	350 Nm	95 Kn
5 min.		210 Kn
15 min.	80 Nm	
	25 Nm	130 Kn

Fuente: (Escobar, 2024).

Combustible: El cálculo del combustible es crucial para el planeamiento de la navegación. El manual de cada aeronave proporciona el régimen de consumo, ya sea en ascenso, crucero o descenso, por lo que es necesario tener una estimación precisa del tiempo. En este caso, el índice del computador de vuelo indica el régimen de consumo de combustible, y el procedimiento para el cálculo es similar al utilizado en los ejercicios de tiempo, distancia y velocidad.

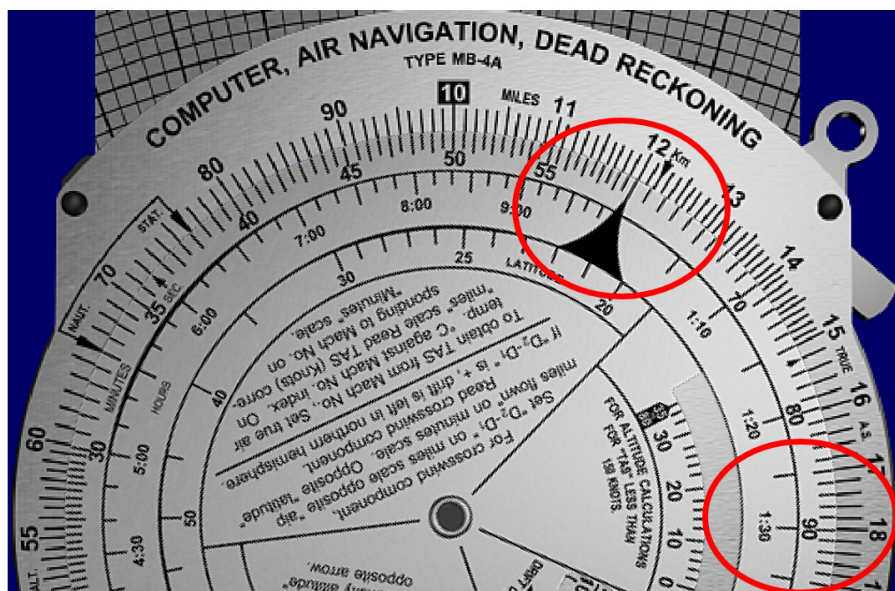
Para calcular el consumo de combustible, alinea el índice con el régimen de consumo, que especifica cuántos galones o libras se consumen en una hora, dependiendo de la aeronave. También puedes calcular el consumo por minuto utilizando el mismo procedimiento.

Dependiendo del cálculo que necesites hacer, busca el tiempo en minutos en la escala intermedia o las horas en la escala interior. Como en los ejercicios anteriores, se aplica una regla de tres: si en una hora se consumen X galones, ¿cuántos galones se consumirán en Y tiempo? Coloca la cantidad de galones correspondientes en la escala exterior.

Por ejemplo (ver Figura 77), si una aeronave consume 12 galones por hora, el índice se alinea con 12, lo que indica el consumo de 12 galones en 60 minutos. Para determinar el consumo en 90 minutos, ubica los 90 minutos en la escala intermedia o 1:30 en la escala interior y lee el resultado en la escala exterior, que será 18 galones. Esto significa que, con un consumo de 12 galones por hora, se consumirán 18 galones en 90 minutos.

De manera similar a los ejercicios de tiempo, distancia y velocidad, solo debes hacer una pequeña variación para calcular el tiempo basado en el consumo y el régimen, siguiendo el mismo procedimiento.

Figura 77. Cálculo de combustible



Fuente: (Escobar, 2024).

Conversiones: El computador de vuelo E6B es una herramienta versátil que facilita diversas conversiones entre metros y pies, millas náuticas, millas estatutarias y kilómetros. También permite calcular el peso del combustible y del aceite en galones, entre otras conversiones útiles durante el planeamiento y ejecución de la navegación.

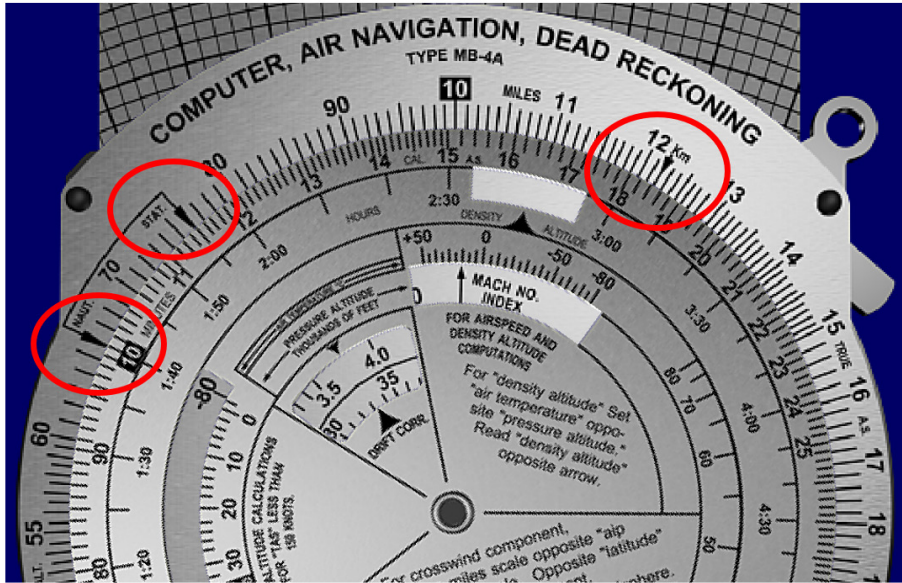
Millas Náuticas, Estatutitarias y Kilómetros: Dado que las cartas de navegación y los instrumentos de velocidad utilizan diferentes unidades de medida, es esencial poder convertir entre ellas de manera rápida y precisa. Además, las fuerzas de superficie suelen utilizar cartas en las que las distancias se expresan en kilómetros.

Para realizar una conversión, ubique las marcas correspondientes en la escala exterior del computador de vuelo. Estas marcas indican millas náuticas (Naut.), millas estatutarias (Stat.) y kilómetros (Km). Alinear un valor con una de estas marcas permitirá leer la conversión correspondiente en las otras escalas.

Capítulo 2. Navegación Básica

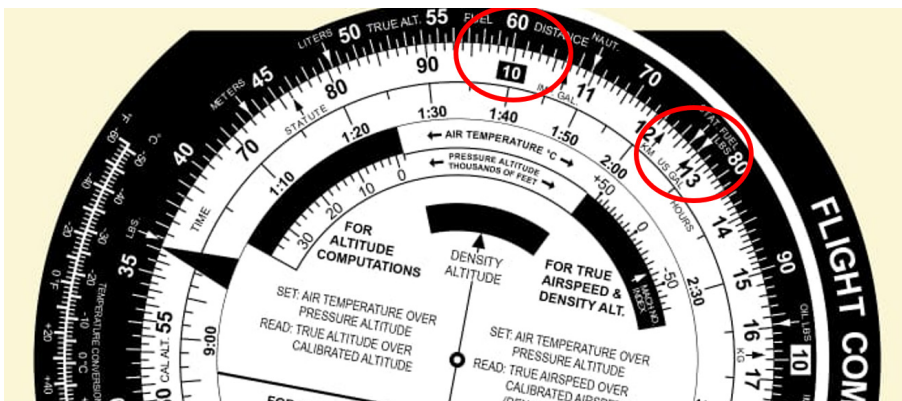
Por ejemplo, en la Figura 78 se observa que una milla náutica equivale a 1.15 millas estatutarias y 1.85 kilómetros.

Figura 78. Conversión de millas náuticas a estatutarias y kilómetros



Fuente: (Escobar 2024).

Figura 79. Conversión de galones a libras de combustible



Fuente: (Escobar, 2024)

Galones a libras de combustible: El computador también es útil para saber cuánto pesa el combustible, recuerde que no es un dato menor, toda vez que el rendimiento de la aeronave se puede ver afectado por el exceso de peso.

Conversión de Unidades: Para realizar la conversión entre galones americanos (US Gal.) y libras de combustible (Fuel LBS), alinee las marcas de estas unidades en el computador de vuelo. De esta manera, puede leer el valor en galones en la escala intermedia y su correspondencia en libras en la escala exterior. Por ejemplo, en la Figura 78, se muestra que un galón de combustible (marcado como 10) pesa 6 libras.

Este procedimiento también se aplica a otras conversiones, como metros a pies, galones a litros, kilos a libras, galones imperiales a galones americanos, galones de aceite a libras, entre otros.

Altitudes: El altímetro es un instrumento esencial para el vuelo, que compara la diferencia de presión entre la capa de aire que se sobrevuela y un nivel de referencia, traduciendo esta diferencia en términos de distancia vertical para facilitar su comprensión por parte del piloto (Cáceres, 2017, p. 87).

Al ser un instrumento Pitot-estático, similar al velocímetro, el altímetro presenta errores debido a las diferencias entre la presión estándar (ISA) y la presión real. Por ello, el altímetro necesita ajustarse con un nivel de referencia basado en la presión. Existen tres presiones referenciales a tener en cuenta (ver Figura 80):

1. **Elevación:** Es la distancia entre el nivel medio del mar y un punto en la tierra.
2. **Altura - QFE:** Es la distancia desde un punto en la tierra hasta un punto en el espacio. Refleja la presión atmosférica en el aeródromo. La diferencia vertical entre la aeronave y el QFE se denomina altura (Cáceres, 2017, p. 87).
3. **Altitud - QNH:** Es la distancia entre un punto en el espacio y el nivel medio del mar. En tierra, al ajustar el QNH en el altímetro, se indica la elevación del aeródromo.
4. **Nivel de Vuelo – QNE:** Es la referencia de presión con respecto a la atmósfera estándar, conocida como la isobara estándar, y su valor se mantiene constante en 29.92 pulgadas de mercurio o 1013 milibares.

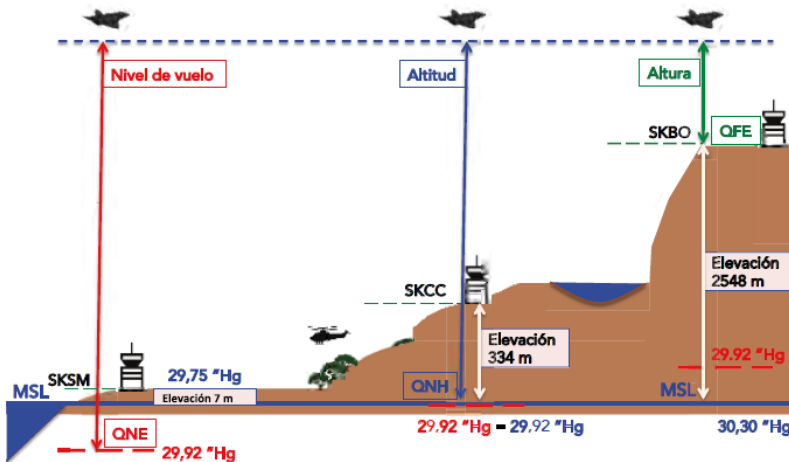
Tipos de Altitud:

- **Altitud Indicada:** Se lee directamente en el altímetro sin aplicar correcciones.

- **Altitud por Presión:** Se obtiene al ajustar 29.92 pulgadas de mercurio en el altímetro, indicando niveles de vuelo.
- **Altitud por Densidad:** Es la altura a la que encontraríamos una densidad determinada de aire en un día de atmósfera estándar (ISA). La atmósfera estándar se define por condiciones teóricas de presión y temperatura del aire a nivel del mar (15°C y 1013 mb), con variaciones típicas en función de la altura. La altitud por densidad se calcula ajustando la altitud por presión por desviaciones de la temperatura estándar. A mayor temperatura, la altitud por presión será mayor y viceversa, lo que afecta directamente el rendimiento de las aeronaves.

Por ejemplo, en EMAVI con una elevación de 3200 ft y una temperatura de 35°C, una aeronave que despegue experimentará un rendimiento afectado por las condiciones que el aire tendría a 5200 ft, lo que influye en el peso máximo de despegue, la distancia de pista requerida, etc.

Figura 80. Presiones referenciales



Fuente: (Cáceres, 2017).

Altitud Verdadera: Se refiere a la distancia vertical con respecto al nivel medio del mar (MSL).

Altitud Absoluta: Es la distancia vertical de una aeronave con respecto al terreno y se basa en la presión QFE.

El computador de vuelo permite realizar cálculos sencillos y rápidos de altitud por densidad y altitud verdadera. Para estos cálculos, es fundamental conocer el valor de la altitud por presión, ya que es un dato necesario.



Cálculo de la Altitud por Presión: Como se explicó anteriormente, la altitud por presión se puede leer en el altímetro cuando se ajusta el QNE (29.92 inHg o 1013.25 mbar). Debe tenerse en cuenta que una pulgada o 33 milibares en el ajuste altimétrico equivalen a 1000 ft. Por lo tanto, podemos calcular fácilmente la altitud por presión a partir de la indicada, conociendo el QNH.

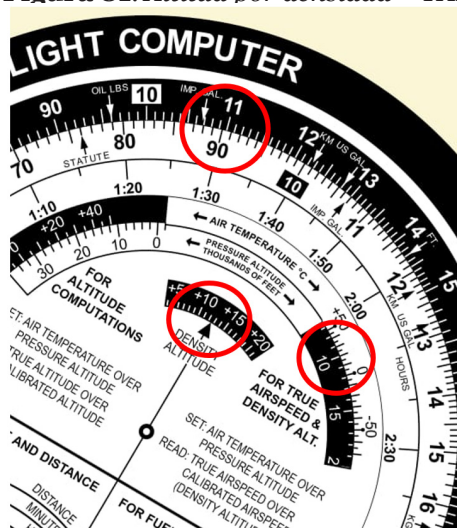
Por ejemplo, si la aeronave se encuentra a 5000 ft indicados con un QNH de 29.82 inHg, la altitud por presión será de 5100 ft. Esto significa que, dado que el QNH es menor que el QNE, la altitud por presión será mayor que la indicada, y viceversa. La diferencia entre los dos ajustes es de 0.10 inHg, que equivale a 100 ft.

Cálculo de Altitud por Densidad: Conociendo los valores de la temperatura y la altitud por presión, se puede calcular la altitud por densidad usando el computador de vuelo.

En la ventanilla de altitud por densidad, previamente identificada, alinee la altitud por presión y la temperatura. La altitud por densidad se observará en una ventanilla destinada a tal fin, cuyo lugar varía según el modelo del computador.

Por ejemplo, si la altitud indicada es de 10,500 ft y el QNH es de 30.32 inHg, la altitud por presión será menor que la indicada. La diferencia entre los ajustes altimétricos es de 0.50 inHg, lo que equivale a 500 ft. Por lo tanto, la altitud por presión será de 10,000 ft. Conociendo la temperatura de 20°C, alinee estos valores en la ventanilla correspondiente, y leerá en la ventanilla de altitud por densidad un valor de 12,500 ft (ver Figura 81)

Figura 81. Altitud por densidad – TAS



Fuente: (Escobar, 2024).

La altitud por densidad también se puede calcular mediante una fórmula matemática y se obtienen resultados similares.

$$\text{Dens. Alt.} = \text{Press. Alt} + 120(T - \text{ISA})$$

$$\text{ISA} = (-2(\text{ALT})/1000) + 15$$

De manera que reemplazando los valores del ejemplo anterior se puede decir que $DA = 10000 + 120(20 - (-2(10000/1000) + 15))$. Se obtiene 11800 ft, un resultado aproximado al obtenido mediante el E6B.

True Air Speed – TAS: En el mismo ejercicio de altitud por densidad, se puede obtener la TAS de manera sencilla (Figura 80). Basta con ubicar la IAS en la escala intermedia y en la escala exterior ubicar la TAS. Por ejemplo, si la IAS es 90 Kn, a esa altitud la TAS equivale a 110 Kn.

Tabla 3. Ejercicios altitud por densidad – TAS

ALT. PRESIÓN	TEMP.	IAS - CAS	TAS	ALT. DENSIDAD
10000	20°C	140		
5000	30°C	110		
8000	-10°C	150		
16000	-30°C	210		

Fuente: (Escobar, 2024).

Cálculo de Altitud Verdadera: Cuando la temperatura es inferior a la estándar, el altímetro puede indicar una altitud mayor a la real.

Para corregir esta discrepancia, utilice la ventanilla de corrección de altitud del computador de vuelo. Alinee la altitud por presión con la temperatura; observe que, a diferencia de la ventanilla de altitud por densidad, esta ventanilla incrementa en intervalos de 2000 ft.

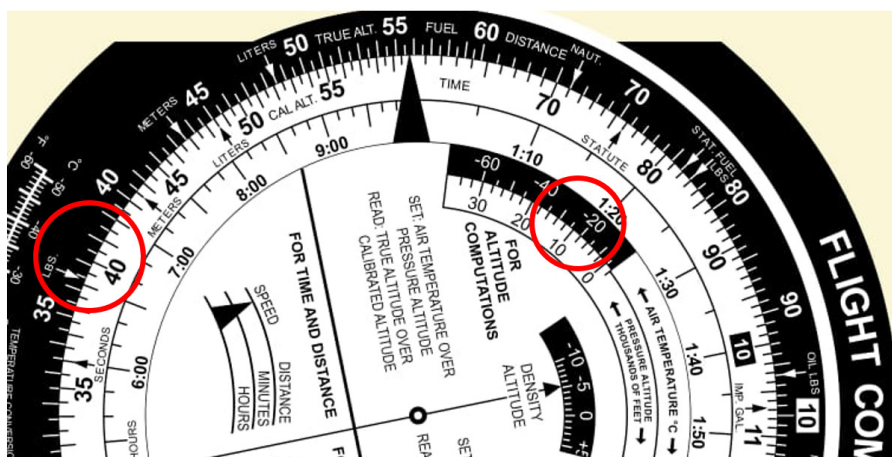
Primero, resta la elevación del terreno a la altitud indicada para determinar la altura sobre el terreno (AGL). Por ejemplo, si la altitud indicada es 12,000 ft y la elevación del terreno es 8,000 ft, la altura AGL será 4,000 ft. Coloque este valor en la escala intermedia para leer en la escala exterior la corrección que se debe aplicar.

Finalmente, sume el valor de la corrección obtenido a la elevación del terreno para obtener la altitud verdadera.

Por ejemplo, con una altitud por presión de 11,000 ft y una temperatura de -25°C (una situación rara en Colombia, pero útil para observar el efecto de bajas temperaturas sobre la altitud), la altitud por presión en la ventanilla aumenta en intervalos de 2000 ft. Por lo tanto, los 11,000 ft se ubicarán a la mitad entre los 10,000 ft y los 12,000 ft en la ventanilla.

Coloque los 4,000 ft de altura AGL en la escala intermedia; en la escala exterior, esto indicará una corrección de 3,710 ft. Sumando los 8,000 ft de elevación del terreno con los 3,710 ft de corrección, obtendrá una altitud verdadera de 11,710 ft, que es 300 ft menos que lo indicado por el altímetro. Esta diferencia podría comprometer la seguridad del vuelo si no se corrige adecuadamente.

Figura 82. Cálculo de altitud verdadera



Fuente: (Escobar 2024).

Tabla 4. Ejercicios altitud verdadera

ALT. INDICADA	ELEVACIÓN	ALT. PRESIÓN	TEMP.	AGL	ALT. VERDADERA
9500	8000	9000	-20°C		
11000	3000	12000	0°C		
5000	4000	4000	35°C		
4200	3200	5000	30°C		

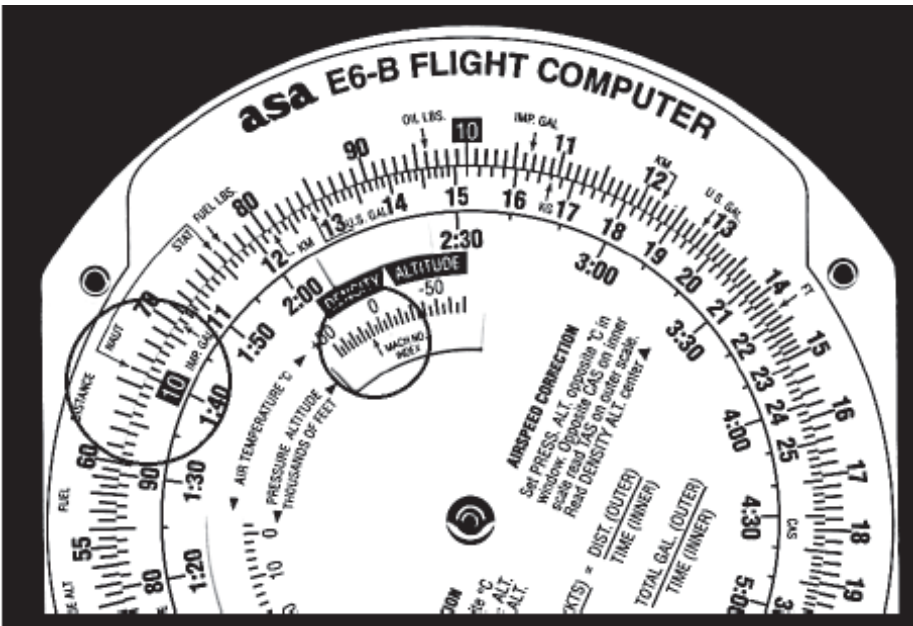
Fuente: (Escobar 2024).

Conversión del Número Mach en TAS: Muchas aeronaves utilizan el número Mach para indicar su velocidad. Para convertir este número Mach en nudos (kn), se puede emplear el computador de vuelo mediante el siguiente procedimiento:

1. **Alineación del Mach Index:** Gire la ventanilla de altitud por densidad hasta que la marca del Mach Index esté alineada con la escala de temperatura en la ventanilla.
2. **Ubicación del Número Mach:** En la escala intermedia, coloque el porcentaje del número Mach que desea convertir.
3. **Lectura de la TAS Equivalente:** Frente al valor del número Mach en la escala exterior, leerá la velocidad equivalente en nudos (TAS).

Este procedimiento le permitirá obtener la velocidad verdadera en nudos a partir del número Mach indicado, facilitando la interpretación y gestión de las velocidades de la aeronave.

Figura 83. *Conversión Número Mach*



Fuente: (ASA, 2000).

Con una temperatura de 15°C, 1.0 mach, es decir, la velocidad del sonido equivale a 660 kn. (Figura 83)



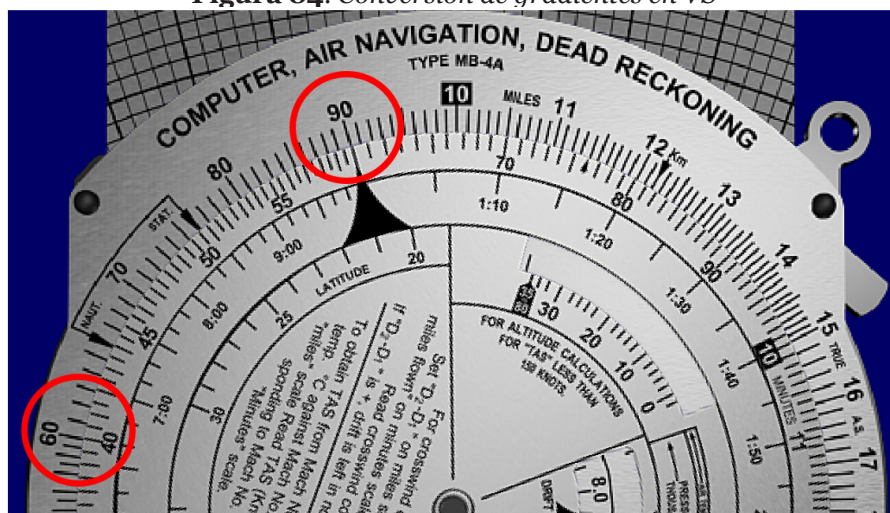
Conversión de Gradientes a Velocidad Vertical: El gradiente indica la cantidad de pies que se debe ascender o descender por cada milla náutica para alcanzar una altitud deseada al recorrer una distancia específica. Por ejemplo, si se necesita sortear un obstáculo de 2000 pies ubicado a 10 millas náuticas de distancia, el gradiente se calcula dividiendo la altitud por la distancia, expresándose en pies por milla náutica (ft/nm). La autoridad aeronáutica proporciona esta información en las cartas en forma de gradientes. Es responsabilidad del piloto, conociendo su velocidad, calcular la velocidad vertical necesaria para cumplir con esta condición, que se expresa en pies por minuto (ft/min).

Para realizar este cálculo usando el computador de vuelo:

1. **Alineación del Gradiente:** Alinee el índice con la velocidad de la aeronave.
2. **Lectura de la Velocidad Vertical:** Ubique el gradiente en la escala intermedia. El valor opuesto en la escala exterior corresponderá a la velocidad vertical requerida.

Por ejemplo, en la Figura 84, con una velocidad de 90 nudos y un gradiente de 400 ft/nm, la aeronave tendrá una velocidad vertical de 600 ft/min.

Figura 84. *Conversión de gradientes en VS*



Fuente: (Escobar, 2024).

Corrección de Desvío de Ruta: Durante la navegación a estima o visual, es común que, al llegar a un punto de chequeo, se descubra que la aeronave se



ha desviado de la ruta planificada. Por ello, es crucial tener establecidos varios puntos de chequeo. El conocimiento y buen uso de las cartas de navegación son fundamentales para manejar estas situaciones. Recuerde que una pulgada en la carta tiene una equivalencia específica según la escala utilizada; por ejemplo, en una escala de 1:500.000 (sectional), una pulgada equivale a 6,8 millas náuticas en el terreno.

Para corregir el desvío:

1. Cálculo de la Corrección para Alinear la Ruta:

- Alinee en la escala exterior las millas que se ha desviado con las millas ya voladas en la escala intermedia.
- El índice indicará la cantidad de grados que debe corregir su dirección para alinearse paralelamente a la ruta y evitar la deriva.

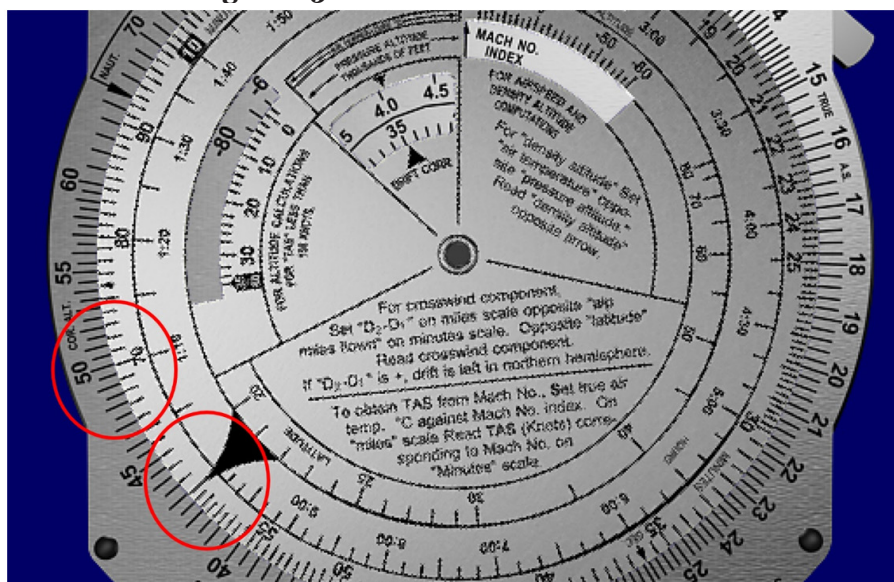
2. Cálculo de la Corrección para el Próximo Punto de Chequeo:

- Con el mismo procedimiento, pero sustituyendo las millas voladas por las millas restantes hasta el próximo punto de chequeo, encontrará la corrección necesaria para regresar a la ruta deseada.

La corrección total que debe aplicar a la dirección es la suma de estas dos correcciones.

Algunos computadores de vuelo incluyen una ventanilla adicional para este propósito. En el ejemplo mostrado (ver Figura 85), si la aeronave se ha desviado 5 millas náuticas y ya ha volado 70 millas náuticas, el índice indica una corrección de 4,3 grados para alinearse paralelamente a la ruta.

Figura 85. Corrección de deriva – Paralelo



Fuente: (Escobar, 2024).

Corrección de Desvío de Ruta: Para ajustar el rumbo y corregir el desvío, alinear las millas desviadas con las millas restantes en la escala exterior y en la escala intermedia le dará la corrección en grados necesarios para retornar a la ruta. Por ejemplo, si ha desviado 5 millas náuticas y ha volado 100 millas náuticas, al alinear estas cifras en el computador de vuelo, encontrará una corrección de 3,0 grados.

Sumando la corrección para alinear la ruta (4,3 grados) con la corrección para el próximo punto de chequeo (3,0 grados), obtendrá una corrección total de 7,3 grados. El sentido de la corrección dependerá de la dirección de la deriva observada: a la izquierda o a la derecha, respectivamente. (Ver Figura 85).

Multiplicación y División: El computador de vuelo también puede usarse para operaciones básicas como la multiplicación y la división. Para realizar estas operaciones, siga estos pasos:

1. Multiplicación:

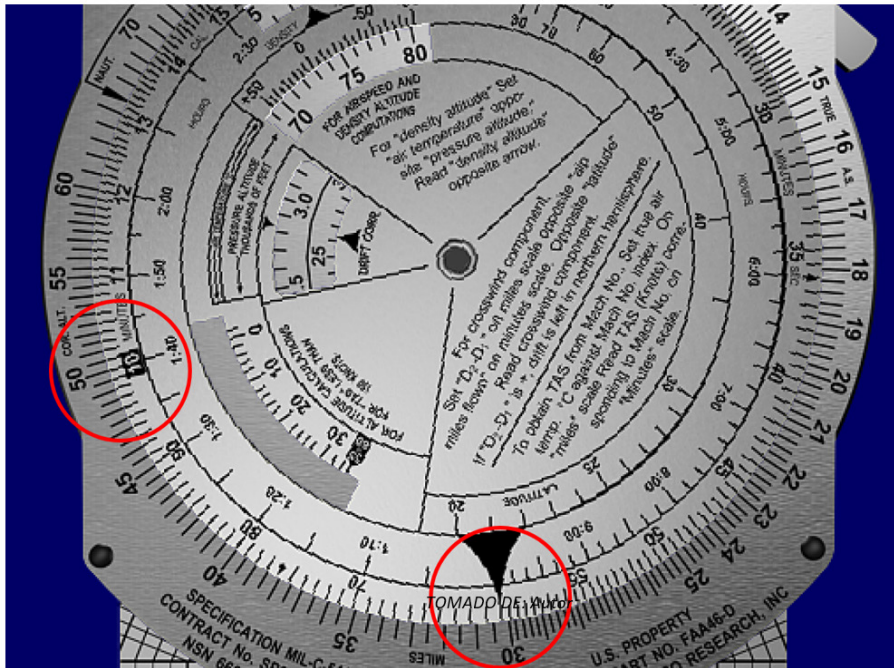
- Alinee el número 10 en la escala intermedia con el multiplicador en la escala exterior.
- Ubique el multiplicando en la escala interior.
- El resultado se leerá en la escala exterior.

2. División:

- Alinee el número del divisor en la escala exterior con el número 10 en la escala intermedia.
- Coloque el dividendo en la escala interior.
- El resultado aparecerá en la escala exterior.

Este procedimiento le permitirá realizar cálculos rápidos y precisos mientras navega.

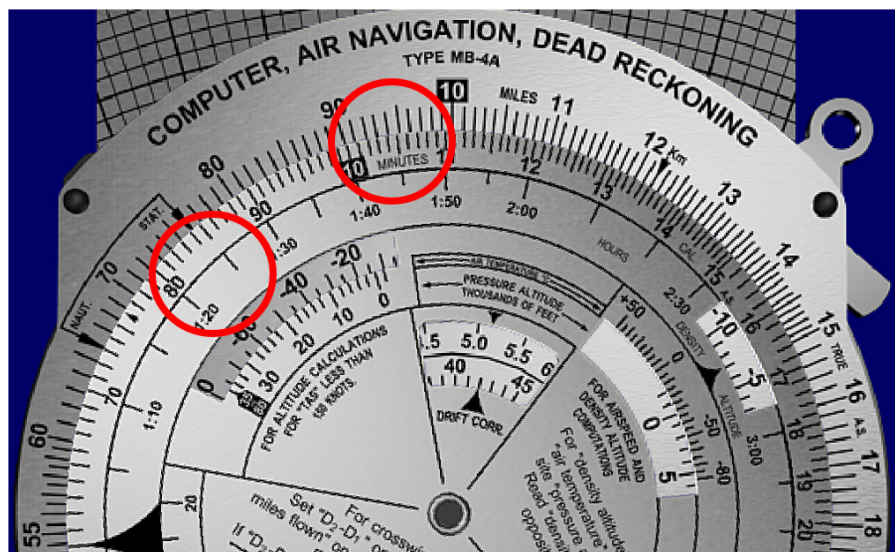
Figura 86. Corrección de deriva



Fuente: (Escobar, 2024).



Figura 87. Multiplicación



Fuente: (Escobar, 2024).

Multiplicación: Por ejemplo, para calcular 9×8 , cuyo resultado es 72, proceda de la siguiente manera. Alinee el número 10 en la escala intermedia con el 9 en la escala exterior. Luego, ubique el 8 en la escala intermedia. El resultado, 72, se leerá en la escala exterior. (Ver Figura 87). Note la correspondencia de cada número con la tabla del 9.

Correcciones por Viento y Ground Speed: Para ajustar la dirección debido al efecto del viento, utilice la parte posterior del computador de vuelo. Debe conocer previamente el true course, la dirección e intensidad del viento, y la True Air Speed (TAS).

En esta sección, encontrará una carátula móvil que representa los 360° de la rosa de los vientos, así como una cuadrícula que muestra la TAS en forma de arcos. Es crucial verificar que esté utilizando la regla adecuada para las velocidades correctas: una para velocidades bajas hasta 270 nudos y otra para velocidades superiores.

Pasos para la Corrección:

1. Colocación del Viento:

- Alinee la dirección del viento con el true index. Para facilitar la alineación, el grommet (pequeño hoyo en el centro de la



carátula) debe estar en el valor más cercano a los números de la tabla del viento. Luego, cuente hacia arriba hasta alcanzar el valor correspondiente a la intensidad del viento y haga una marca con un lápiz o marcador borrrable.

2. Ajuste del True Course:

- Gire la rosa de los vientos hasta que el true course esté alineado con el true index. La marca que hizo previamente se desplazará, y debe situarse en el valor correspondiente a la TAS en los arcos de la regleta.

3. Lectura de la Corrección y Ground Speed:

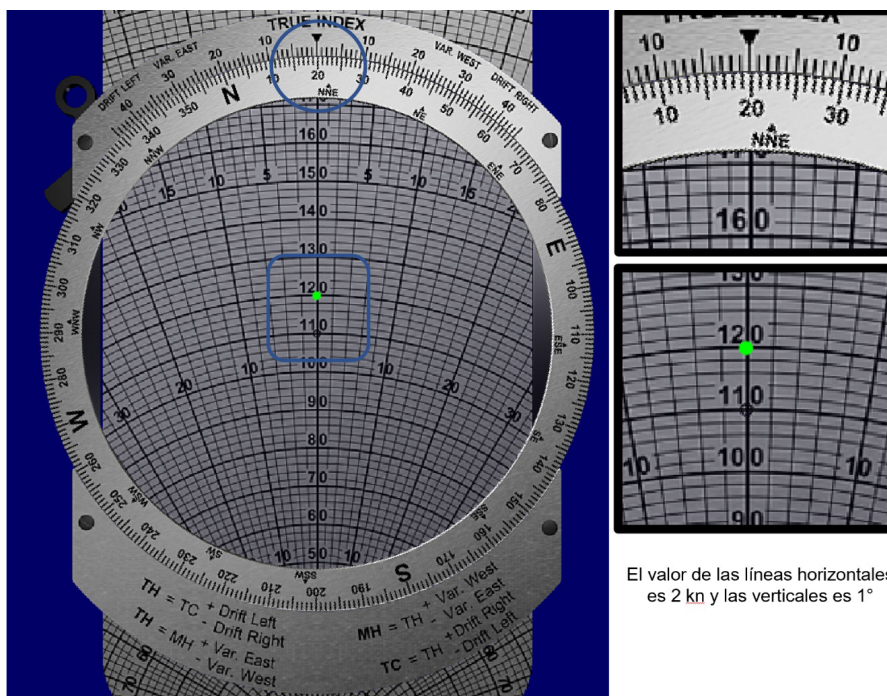
- El ángulo de corrección del viento (WCA) se mostrará en la marca que hizo, en referencia a las líneas de la regleta, ya sea a la izquierda o a la derecha según corresponda. El grommet indicará el valor de la ground speed.

Como un ejemplo de este proceso se tomarán los siguientes valores:

- Viento de 20° y 10 kn
- Tas = 130 kn
- True course = 340°

En la Figura 88 se puede observar la dirección del viento en la rosa de los vientos y la velocidad, tomando como valor cerrado el número 110, se cuentan 10 kn hacia arriba, por lo tanto, la marca del viento quedará en el 120, representando los 10 Kn de la intensidad.

Figura 88. Dirección e intensidad del viento



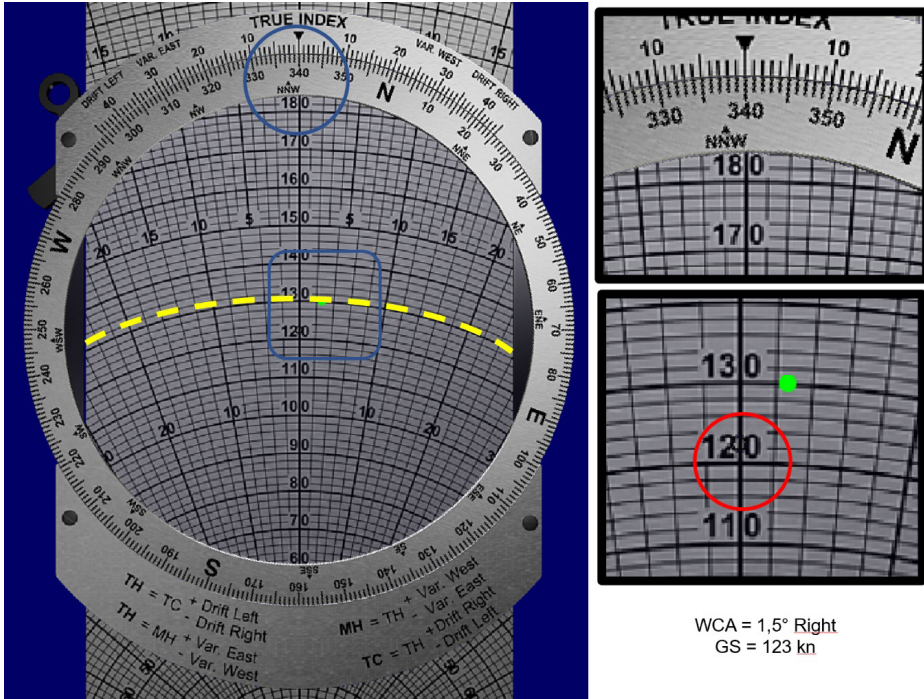
El valor de las líneas horizontales es 2 kn y las verticales es 1°

Fuente: (Peraza, 2021).

Para finalizar, al ubicar el *true course* 340° en el *true index* la marca del viento lógicamente se desplazará y al ubicarla en la TAS 130 kn, se puede apreciar el valor de la corrección por el efecto del viento o *wind correction angle* (WCA). (Figura 89).

En este caso es de 1,5° a la derecha, este valor se le debe sumar al *true course* para hallar el *true heading* 341,5°. Por último, la *ground speed* se encontrará en la posición del *grommet* con la marca del viento sobre la línea de la TAS, en este caso es de 123 kn. En conclusión, el efecto que tiene el viento sobre la aeronave es un desplazamiento hacia la izquierda y reducción de la velocidad, por lo tanto, se debe aplicar la corrección de dirección apropiada y calcular los tiempos con la *ground speed* para mayor precisión.

Figura 89. WCA - GS



Fuente: (Peraza, 2021).

Sumario

La seguridad del vuelo depende de numerosos factores que interactúan entre sí, mucho antes de encender los motores. Una planificación exhaustiva de la navegación es crucial. Una navegación bien planificada no solo reducirá la carga de trabajo del piloto, sino que también incrementará la eficiencia y la seguridad del vuelo.

Un conocimiento profundo de las cartas de navegación y su uso adecuado le permitirá prever situaciones que podrían poner en riesgo la operación del vuelo. Familiarizarse con los accidentes geográficos, los aeródromos cercanos, y otros elementos relevantes jugará a su favor en la toma de decisiones acertadas.

Aunque los sistemas de navegación satelital son una herramienta invaluable, una planificación sólida le brindará un respaldo en caso de fallos en el sistema y le proporcionará una visión general de su ruta. Esto facilitará la toma de decisiones más informadas.

Saber interpretar instrumentos como el E6B no solo le hará más profesional, sino que también le permitirá realizar cálculos de manera rápida y precisa, sin necesidad de baterías.

Finalmente, preste especial atención a los puntos de chequeo, ya que estos le confirmarán que está siguiendo la ruta correcta y le permitirán identificar posibles desvíos. Dependiendo de su experiencia, el número de puntos de chequeo puede variar, pero nunca debe depender de un solo punto de chequeo

REFERENCIAS

- Aero.us.es. (s.f). Fundamentos de navegación aérea. <http://www.aero.us.es/fna/files/T2FNA.pdf> 20 de junio de 2024.
- Aeroclub de Bages. (s.f.) <https://www.facebook.com/aeroclubdelbages/posts/la-regla-del-pi/1099090200128393/> 20 de junio de 2024.
- Air Information Publication - AIP Colombia. (2024). 15.SKCL.pdf. <https://www.aerocivil.gov.co/servicios-a-la-navegacion/servicio-de-informacion-aeronautica-ais/Documents/15%20SKCL.pdf> 14 de junio de 2024.
- Alfaro Consuelo; et al. (2016). Guía para la elaboración de mapas. Universidad Nacional de Colombia. http://www.geo.una.ac.cr/phoca-downloadpap/ECG-Normativa/GUIA_PARA_LA_ELABORACIoN_DE_MAPAS_II_V.pdf 14 de jun. de 21.
- Alonso Francisco. (s.f.). Localizaciones geográficas, las coordenadas geográficas y la proyección UTM. Universidad de Valladolid. <https://www.cartesia.org/data/apuntes/cartografia/cartografia-geograficas-utm-datum.pdf> 14 de junio de 2024.
- Alonso Francisco. (s.f.). Capítulo 1. Cartografía y geodesia. Sistemas de proyección. <https://cvsyecuadorunigis.files.wordpress.com/2017/12/temario.pdf> 11 de junio de 2024
- Angeles Guillermo; Gentili Jorge. (2020). Cartografía General y Temática: Apuntes de cátedra. Universidad Nacional del Sur. Bahía Blanca. https://repositoriodigital.uns.edu.ar/bitstream/handle/123456789/4783/Cartografia_General_y_Tematica-Apuntes_de_Catedra.pdf;jsessionid=5B215A2F76CAD7B7A4D79BE23117E-CE4?sequence=1 12 de junio de 2024.
- Aviation Supplies and Academics Inc. (2000). E6-B Flight Computer Instructions.
- Aviationweather.gov. (2024). Aviation Digital Data Services (ADDS) https://www.aviationweather.gov/adds/metars/index?submit=1&station_ids=SKBO&chk_metars=on&chk_tafs=on&hoursS-



- tr=1&std_trans=translated 19 de junio de 2024.
- Borisov, M., Petrović, V. M., & Vulić, M. (2015). Optimal Map Conic Projection - a Case Study for the Geographic Territory of Serbia. *Tehnicki Vjesnik / Technical Gazette*, 22(2), 391–399. <https://doi-org.min-defensa.basesdedatosezproxy.com/10.17559/TV-20140707123107>
- Britannica.com. (2024). Latitude and Longitude. <https://www.britannica.com/science/latitude> 11 de junio de 2024
- Cáceres Richard. (2017). Meteorología aplicada a las operaciones aéreas. Escuela de Posgrados de la Fuerza Aérea Colombiana. Bogotá.
- Cadenaser.com. (2016). https://cadenaser.com/emisora/2016/11/08/radio_murcia/1478614076_489084.html 16 de junio de 2024.
- Castellanocreativo.wordpress.com. (2024). <https://castellanocreativo.wordpress.com/sociales3/>
- Claret, R.; Cabrera, C.; Ramirez, L. (2010). Cartografía temática, Representaciones Cartográficas de Implantación Puntual y Lineal: Elaboración mediante Sistemas de Información Geográfica. *Revista geográfica digital*. Universidad Nacional del Nordeste. Corrientes. https://d1wqtxts1xzle7.cloudfront.net/39404613/2010-Revista_Geografica-Cartog_Tematica-with-cover-page-v2.pdf?Expires=1623440917&Signature=ZSobz4SSpxv35ypTsqEmPWakz~QmPwS40oLM8EWksZorshUjbUoslyPFbvwEh8oOgv-7MUjooNPpNPXjz3NeLo06odFNgw6eLLkkKLNArJvma~jLIxoppHxjNzvdT2LS5-1xRayYtdSBfFk7HSFBf9T3T7AwZ-isg1t3pE-lSJ8t29~3TY7pU99HD4FGfYR9myarL6aDVYyY7V-COJVhN-tW6XBSnjBRts4VDXea0iE2k3Ph5QPapiHMA~XxV5fNDR5dN-dOAhOHOJHI55snULAoPqeq3PBFQgW5ukUEornytKX87qrwrPlac1x18wGeRIircZftErCeCDhB9nkaihXhW__&Key-Pair-Id=APKA-JLOHF5GGSLRBV4ZA 11 de junio de 2024.
- Definicionabc.com. (2011). <https://www.definicionabc.com/geografia/geoide.php>
- Department of the Army. (2005). Map reading and land navigation. <https://fas.org/irp/doddir/army/fm3-25-26.pdf> 16 de junio de 2024.
- Department of transportation, Federal Aviation Administration. (2011). Flight Navigator Handbook (FAA-H-8083-18). Airman Testing Standard Branch. Oklahoma City.
- Department of transportation, Federal Aviation Administration. (2016). Pilot Handbook of Aeronautical Knowledge, Chapter 16. Airman Testing Standard Branch. Oklahoma City.
- Dirección General Marítima – DIMAR. (2024). Tipos de navegación y aguas protegidas. <https://www.dimar.mil.co/tipos-de-navegacion-y-aguas-protegidas> 16 de junio de 2024.
- Del.rae.es. (2020). Gradiente. <https://dle.rae.es/gradiente> 21 de junio de 2024.
- Encvirtual.es. (s.f.). 4. Navegación carta, 4.8 Derrota loxodrómica. https://encvirtual.es/cursos/PYATE/c2/seccion_06/48%20Derrota%20



- loxodromica.html 20 de junio de 2024.
- Fernández Dario. (2015). Declinación magnética y cartas isogónicas. Instituto Superior de Navegación – ISDNFD <https://www.isndf.com.ar/declinacion-magnetica-y-cartas-isogonicas/> 11 de junio de 2024.
- Fernández Ignacio. (s.f.). Las coordenadas geográficas y la proyección UTM. Universidad de Valladolid. Valladolid. <https://www.cartesia.org/data/apuntes/cartografia/cartografia-geograficas-utm-datum.pdf> 11 de junio de 2024
- Folgueira Marta. (2015). Series solución del movimiento de rotación de la tierra obtenidas por métodos analíticos. Universidad Complutense de Madrid.
<https://eprints.ucm.es/id/eprint/54575/1/532963256X.pdf> 10 de junio de 2024.
- Freak, J., & Hoolloway, S. (2012). How not to get to straddie. Red Land City Bulletin. <http://www.redlandcitybulletin.com.au/story/104929/how-not-to-get-to-straddie>
- Fuerza Aérea Colombiana – FAC. (s.f.) Acimut o Azimut. <https://www.fac.mil.co/acimut-o-azimut> 14 de junio de 2024.
- Funcionpublica.gov.co. (2019). https://www.funcionpublica.gov.co/web/eva/biblioteca-virtual/-/document_library/bGsp2IjUBdeu/view_file/35901432?_com_liferay_document_library_web_portlet_DLPortlet_INSTANCE_bGsp2IjUBdeu_redirect=https%3A%2F%2Fwww.funcionpublica.gov.co%2Fweb%2Feva%2Fbiblioteca-virtual%2F%2Fdocument_library%2FbGsp2IjUBdeu%2Fview%2F35899984%3F_com_liferay_document_library_web_portlet_DLPortlet_INSTANCE_bGsp2IjUBdeu_displayStyle%3Dicon%26_com_liferay_document_library_web_portlet_DLPortlet_INSTANCE_bGsp2IjUBdeu_navigation%3Dhome%26_com_liferay_document_library_web_portlet_DLPortlet_INSTANCE_bGsp2IjUBdeu_curEntry%3D1%26_com_liferay_document_library_web_portlet_DLPortlet_INSTANCE_bGsp2IjUBdeu_deltaEntry%3D75 16 de junio de 2024.
- Gamboa Yuri. (2019). La cartografía. Mapas clasificación. Sistema de proyección. Las escalas. La fotointerpretación de las imágenes de satélite, fotos aéreas, sistemas de información geográfica. Aplicación Didáctica. Universidad Nacional de Educación “Enrique Guzmán y Valle”. Lima. <https://repositorio.une.edu.pe/bitstream/handle/UNE/3270/MONOGRAF%C3%8DA%20-%20GAMBOA%20GAS-TELU.pdf?sequence=1&isAllowed=y>
- Gangui Alejandro. (s.f.). La precesión de los equinoccios. Instituto de astronomía y física del espacio – UBA-CONICET. <https://arxiv.org/ftp/arxiv/papers/0903/0903.1508.pdf> 10 de junio de 2024.
- Garcia Maria del Pilar; et al. (2018). Glosario de geografía. Universidad Complutense de Madrid. <https://eprints.ucm.es/id/eprint/47867/7/Glosario%20de%20Geograf%C3%ADA%20.pdf> 11 de junio de 2024.

- Geografiainfinita.com. (s.f.) Las propiedades y tipos de proyecciones cartográficas. <https://www.geografiainfinita.com/2020/11/las-propiedades-y-tipos-de-proyecciones-cartograficas/> 14 de junio de 2024.
- Geovirtual2.cl. (2024). <https://www.geovirtual2.cl/MVgeo/0324Mean-droso2.htm> 16 de junio de 2024.
- Gonzalez Arnaldo. (2017). Precesión y nutación de la tierra. https://www.researchgate.net/figure/Figura-634-Precesion-y-nutacion-de-la-Tierra_fig78_331838997 10 de junio de 2024.
- Hernández Raúl; et al. (s.f.) El trabajo con el mapa de husos horarios del atlas general escolar y de Cuba. file:///C:/Users/soyif/Downloads/Dialnet-ElTrabajoConElMapaDeHusosHorariosDelAtlasEscolar-Ge-6126876.pdf 18 de junio de 2024.
- Hernandez Jaime. (s.f.). Sistemas de proyección. <http://www.gep.uchile.cl/Biblioteca/Sistemas%20de%20coordenadas/01a%20Sistemas%20de%20Proyecci%C3%B3n.pdf> 15 de junio de 2024.
- Hispaviacion.es. (2019). <https://www.hispaviacion.es/la-empresa-argentina-de-navegacion-aerea-inaugura-un-nuevo-vor-en-tucuman/> 16 de junio de 2024.
- Huet Michael. (2015). El mundo del mapa, configuración de un derrotero con una carta náutica. International Cartographic Association, <https://mapyear.icaci.org/el-mundo-de-los-mapas/index.html>, 27 de enero de 2024
- Instituto de Tecnologías Educativas – ITE. (2024). Ciclos de Milanovitch. https://fjferre.webs.ull.es/Apuntes3/Leccion02/21_ciclos_de_milankovitch.html. 10 de junio de 2024.
- Instituto Geográfico Agustín Codazzi - IGAC. (2018). <https://www.igac.gov.co/es/contenido/areas-estrategicas/modelo-geoidal-de-colombia>
- Instituto Geográfico Agustín Codazzi - IGAC. (2020). Especificaciones técnicas cartografía básica digital. https://www.igac.gov.co/sites/igac.gov.co/files/documento_especificaciones_tecnicas_cartografia_basicas.pdf 12 de junio de 2024.
- Instituto Geográfico Nacional - IGN. (s.f.). Conceptos cartográficos. Gobierno de España, Ministerio de fomento. https://www.ign.es/web/resources/cartografiaEnsenanza/conceptosCarto/descargas/Conceptos_Cartograficos_def.pdf 14 de junio de 2024.
- Instituto Geográfico Nacional - IGN. (2024). <http://www.ign.es/resources/docs/IGNCnig/GDS-Teoria-Geodesia.pdf>
- Instituto Superior de Navegación. (2015). Las distintas proyecciones cartográficas. <https://www.isndf.com.ar/las-distintas-proyecciones-cartograficas-i/> 14 de junio de 2024.
- Jeppesen. (2004). General Navigation, JAA ATPL Training. Jeppesen Sanderson Inc. Neu-Isenburg.
- Ladino Hugo. (2016). Cartografía básica y digital con énfasis en recursos naturales Universidad Santo Tomás. Ediciones USTA. Bogotá.

- <https://repository.usta.edu.co/bitstream/handle/11634/23259/Cartograf%C3%ADa%20b%C3%A1sica%20y%20digital%20con%20%C3%A9nfasis%20en%20recursos%20naturales.pdf?sequence=1&isAllowed=y> 14 de junio de 2024.
- Lapaine Miljenko; Userly Lynn. (2015). El mundo del mapa, Proyecciones cartográficas y sistemas de referencia. International Cartographic Association, <https://mapyear.icaci.org/el-mundo-de-los-mapas/index.html>, 27 de enero de 2024
- Leguizamón Mauro. (s.f.) Navegación aérea. <https://www.fac.mil.co/navegaci%C3%B3n-a%C3%A9rea> 16 de junio de 2024.
- Léniz Roberto. (2018). Manual de navegación. Capítulo 5. Navegación ortodrómica. Servicio Hidrográfico y oceanográfico de la Armada de Chile. <https://navegacion.tripod.com/webonmediacontents/30.2%20Ortodr%C3%B3mica%202018.pdf> 20 de junio de 2024.
- Llanoalmundo.com. (2019). <https://llanoalmundo.com/2018/04/30/con-exito-se-superaron-pruebas-de-carga-en-el-puente-la-libertad-sobre-el-rio-ariari-en-puerto-lleras/> 16 de junio de 2024.
- Mapasinteractivos.didactalia.net. (s.f.) <https://mapasinteractivos.didactalia.net/comunidad/mapasflashinteractivos/recurso/mapa-de-fronteras-maritimas-y-terrestres-de/12e8c575-884b-4a5d-b9f6-339d3ad41fdf> 12 de junio de 2024.
- Mejía Harlen. (2015). Cartografía aeronáutica. Universidad Militar Nueva Granada. Bogotá. <https://repository.unimilitar.edu.co/bitstream/handle/10654/6185/CARTOGRAFIA%20AERONAUTICA.pdf?sequence=1&isAllowed=y> 12 de junio de 2024.
- Metargentina.blogspot.com. (2013). <http://metargentina.blogspot.com/2013/06/el-campo-magnetico-de-la.html> 11 de junio de 2024
- Meteorologiaenred.com. (2024). <https://www.meteorologiaenred.com/movimientos-de-la-tierra.html>. 10 de junio de 2024.
- Nanowitz Dan. (2017). Training Tip: The image is everything. Aircraft Owners and Pilots Association – AOPA. <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2017/may/22/training-tip> 15 de junio de 2024.
- National Geographic. (2019). El polo norte magnético de la tierra se está moviendo. <https://www.ngenespanol.com/ciencia/polo-norte-magnetico-tierra-moviendo/amp/> 11 de junio de 2024
- National Hurricane Center – NCH. (s.f.). What is UTC or GMT time? National Oceanic and Atmospheric Administration. <https://www.nhc.noaa.gov/aboututc.shtml> 18 de junio de 2024.
- National Oceanic and Atmospheric Administration – National Geophysical Data Center. (2020). US/UK World Magnetic Model. https://www.ngdc.noaa.gov/geomag/WMM/data/WMM2020/WMM2020_D_BoZ_MILL.pdf 11 de junio de 2024.
- Navarro Sergio. (2019). Topografía II, Curvas de nivel. <https://sjnavarro.files.wordpress.com/2008/08/folleto-topografia-ii.pdf> 16 de junio de 2024.

- Neilbock Marcus. (2017) Navigation in the ancient mediterranean and beyond. https://www.researchgate.net/publication/319311945_Navigation_in_the_Ancient_Mediterranean_and_Beyond 16 de junio de 2024.
- NIMA. (2000). Department of Defense World Geodetic System 1984. Technical Report TR8350.2, 3.ed., National Imagery and Mapping Agency, Washington D.C., USA
- Noah, Yuval. (2018). 21 lecciones para el siglo XXI. Penguin Random House. Barcelona.
- Olivares Jesús. (2015). Análisis de sistema de navegación por satélite europeo EGNOS para su integración con VSR. Universitat Politècnica de València. <https://m.riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/61981/Olivares%20-%20An%C3%A1lisis%20del%20sistema%20de%20navegaci%C3%B3n%20por%20sat%C3%A9lite%20europeo%20EGNOS%20para%20su%20integraci%C3%B3n%20con%20....pdf?sequence=1&isAllowed=y> 17 de junio de 2024.
- Organización de Aviación Civil Internacional – OACI. (2008). Doc. 9613 Manual de navegación basado en el performance (PBN). Montreal. https://www.caistech.net/uploads/XXI_1.1_OACI_H51_G192_9613_R3_2008.pdf 17 de junio de 2024.
- Organización de Aviación Civil Internacional – OACI. (2001). Anexo 4, Cartas Aeronáuticas. <https://www.udi.edu.co/images/biblioteca/aeronautica/anexo4.pdf> 15 de junio de 2024.
- Pabón Daniel. (2001). El medio ambiente en Colombia, El universo, el sistema solar y el planeta tierra. <http://documentacion.ideam.gov.co/openbiblio/bvirtual/005192/medioambiente/cap1.pdf>, 27 de enero de 2024
- Páez José. (2003). La esfera de la tierra plana medieval como invención del siglo XIX. Tlaquepaque, Jalisco, México. <https://rei.iteso.mx/bitstream/handle/11117/2472/Jos%C3%A9%20Rub%C3%A9n%20P%C3%A9z%20Kano%20Lista.pdf?sequence=2>
- Peraza Salazar, J. S. (2021). *Estandarización de los conocimientos de navegación aérea básica para el programa de Ciencias Militares Aeronáuticas* [Tesis de pregrado, Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” - Fuerza Aérea Colombiana]. https://mindefensa.primo.exlibrisgroup.com/permalink/57MDN_INST/1891p2c/alma991243308807231
- Pirazzini Giorgio. (2020). Terraplanismo en la edad media. National Geographic. https://historia.nationalgeographic.com.es/a/terraplanismo-edad-media_14991
- Porres Maru. (2016). Cálculo de distancias sobre la esfera terrestre. <https://www.youtube.com/watch?v=3fzCYl6GJUs> 20 de junio de 2024.
- Radiosantafe.com. (2019). <https://www.radiosantafe.com/2019/10/01/penalosa-propone-que-lineas-ferreas-abandonadas-sean-corredor>

- res-verdes/ 16 de junio de 2024.
- Rodriguez Hector. (2020). El campo magnético terrestre se está debilitando gradualmente. National Geographic. https://www.nationalgeographic.com.es/ciencia/campo-magnetico-terrestre-se-esta-debilitando-gradualmente_15557 11 de junio de 2024
- Rystedt Bengt. (2015). El mundo del mapa, cartografía. International Cartographic Association, <https://mapyear.icaci.org/el-mundo-de-los-mapas/index.html>, 27 de enero de 2024
- Sánchez Javier; Pereda Raúl. (2013). Topografía y Geodesia. Universidad de Cantabria. https://ocw.unican.es/pluginfile.php/713/course/section/736/Topografia_cartografia_geodesia.pdf 11 de junio de 2024
- Santamaría Jacinto. (2011). La cartografía y las proyecciones cartográficas. Universidad de la Rioja, servicio de publicaciones. La Rioja.
- Sarmiento Antonio. (2011). La forma de la tierra. Revista de cultura científica 102. Facultad de ciencias Universidad Autónoma de México. <https://www.revistacienciasunam.com/pt/110-revistas/revista-ciencias-102/950-la-forma-de-la-tierra.html>
- Seeber Günter. (2003). Satellite Geodesy: Foundation, Methods and Applications Vol.2. Berlín-New York De Gruyter.
- Soto Francisco. (2019). Interacciones físicas: La tierra y su entorno. Ministerio de educación de Chile. <https://epja.mineduc.cl/wp-content/uploads/sites/43/2019/06/Gu%C3%ADas-Ciencias-Naturales-M%C3%B3dulo-N%C2%BA-3-La-tierra-y-su-entorno.pdf>
- Torge Wolfgang. (2001). Geodesy. Berlín-New York: De Gruyter.
- Torge Wolfgang. (2015). Geodesy. Berlín-New York: De Gruyter. <http://web.b.ebscohost.com/mindefensa.basesdedatos/proxy.com/ehost/ebookviewer/ebook/bmxlYmtfXzEoNjY4MzJfXoFOO?sid=f98740fc-010c-4d0a-8d84-d86082d90813> 12 de junio de 2024
- Umland Henning. (2001). A shot guide to celestial navigation. http://www.devill.net/Infos/Astro/Celestial_Navigation.pdf 18 de junio de 2024.
- Unidad Administrativa Especial Aeronáutica Civil – UAEAC. (2020). RAC91, Reglas generales de vuelo y operación. <https://www.aerocivil.gov.co/normatividad/RAC/RAC%20%2091%20-%20Reglas%20%20Generales%20de%20Vuelo%20y%20Operaci%C3%B3n.pdf> 21 de junio de 2024.
- Unidad Administrativa Especial Aeronáutica Civil – UAEAC. (2013). AIC-C21-A17-2013, Aeródromo alternativa de destino en el plan de vuelo. https://www.aerocivil.gov.co/servicios-a-la-navegacion/servicio-de-informacion-aeronautica-ais/Documents/AIC%202013/AIC_C21_A17_2013.pdf 21 de junio de 2024.
- Unisigzayrao.blogspot.co. (2024). <https://unisigzayrao.blogspot.com/p/sistemas-de-referecia.html>

Verne.elpais.com. (2018). ¿Estamos en el huso horario que nos corresponde? https://verne.elpais.com/verne/2018/08/31/articulo/1535714804_413657.html 18 de junio de 2024.

Wikipedia.com. (2024). https://es.wikipedia.org/wiki/Pista_de_aterrizaje 16 de junio de 2024.

Wikipedia.com. (2024). [https://es.wikipedia.org/wiki/Regi%C3%B3n_Caribe_\(Colombia\)](https://es.wikipedia.org/wiki/Regi%C3%B3n_Caribe_(Colombia)) 16 de junio de 2024.

Wikipedia.com. (2015) https://es.wikipedia.org/wiki/E6B_Flight_Computer 22 de junio de 2024.

Wikiwand.co. (s.f.). https://www.wikiwand.com/es/Boeing_737 16 de junio de 2024.

90minutos.co. (2014). <https://90minutos.co/accidente-deja-dos-muertos-en-la-recta-cali-palmira/> 16 de junio de 2024.

Diagramación y diseño:

Chako Hernández

Correo: contactochako@gmail.com

Cel: +57 312 440 5897

<https://www.behance.net/chako>

Este libro fue diagramado utilizando fuentes tipográficas Georgia en sus respectivas variaciones a 10 puntos para el contenido, y Fira Sans para títulos a 10 pts.

Para los capitulares se usó Playfair Display a 37 pts.

Impreso en el mes de diciembre de 2024.

100 ejemplares

EF Business Outsourcing SAS

Carrera 10 D 23 26 Sur

Bogotá, Cundinamarca

Colombia

Cel: (+57) 310 774 012

La Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” y el Programa de Ciencias Militares Aeronáuticas presentan con orgullo el segundo volumen de Conocimientos Aeronáuticos para el Piloto Militar, una obra resultado de diversos proyectos de investigación desarrollados por un equipo multidisciplinar de docentes, asesores y estudiantes.

Este volumen continúa la línea del primero, proporcionando conocimientos actualizados y adaptados a la realidad geográfica, social y cultural de nuestra aviación. Se centra en dos áreas fundamentales para la formación del piloto militar: los sistemas del avión, con material esencial para la comprensión técnica y la profundización académica, y la navegación básica, una disciplina que, pese al auge de la tecnología satelital, sigue siendo un pilar esencial en la formación de los oficiales.

Además de fortalecer el aprendizaje y el entrenamiento continuo, esta obra busca fomentar la investigación como motor del desarrollo nacional, resaltando la importancia de la colaboración entre el Estado, la Universidad, la Empresa y la Sociedad.

Este compendio es un aporte significativo para la seguridad en las operaciones de vuelo y refleja el compromiso de la Fuerza Aeroespacial Colombiana con la excelencia en la formación de sus pilotos.

FUERZA AEROSPAACIAL
COLOMBIANA



ISBN: 978-628-96090-6-6



9 786289 609066