

1. INTRODUCCIÓN

2. INSTRUMENTOS DE PRESIÓN

2.1. SISTEMA PITOTY ESTÁTICA

2.2. ALTÍMETRO

- 2.2.1. Principios de operación
- 2.2.2. Construcción
- 2.2.3. Lectura del Altímetro
- 2.2.4. Presiones referenciales
- 2.2.5. Calaje del altímetro
- 2.2.6. Tipos de altitud

2.3. VARIOMETRO (VSI)

- 2.3.1. Principios de operación
- 2.3.2. Construcción
- 2.3.3. Lectura del Variómetro
- 2.3.4. Errores de lectura
- 2.3.5. Tipología (H.Reichmann. "Vuelo sin motor. Técnicas avanzadas")

2.3.5.1. Variómetros bruto

- 2.3.5.1.1. Variómetro de cápsula
- 2.3.5.1.2. Variómetro de banda
- 2.3.5.1.3. Variómetro de disco
- 2.3.5.1.4. Variómetros electrónicos

2.3.5.2. Variómetros de energía total compensada

- 2.3.5.2.1. Variómetro de energía total compensada por membrana
- 2.3.5.2.2. Variómetro de energía total compensada por Venturi
- 2.3.5.2.3. Variómetro de energía total compensada electrónicamente

2.3.5.3. Variómetros Netos

- 2.3.5.3.1. Variómetro neto de energía total no compensada
- 2.3.5.3.2. Variómetro neto de energía total compensada

2.3.5.4. Variómetro de velocidades de planeo

2.4. ANEMÓMETRO

- 2.4.1. Principios de operación
- 2.4.2. Construcción
- 2.4.3. Lectura del indicador de velocidad
- 2.4.4. Nomenclatura de velocidades
- 2.4.5. Códigos de colores
- 2.4.6. Velocidades limitadas por razones estructurales

3. INSTRUMENTOS GIROSCÓPICOS

3.1. INDICADOR DE ACTITUD

- 3.1.1. Construcción
- 3.1.2. Lectura

3.2. INDICADOR DE DIRECCIÓN

- 3.2.1. Construcción
- 3.2.2. Lectura

3.3. INDICACIÓN DE VIRAJE/ COORDINACIÓN

- 3.3.1. Velocidad angular de viraje
- 3.3.2. Indicador de viraje
- 3.3.3. Lectura del indicador de viraje
- 3.3.4. Coordinador de viraje o bola
- 3.3.5. Resbale y derrape

4. INSTRUMENTOS MAGNÉTICOS

4.1. BRÚJULA

- 4.1.1. Magnetismo
- 4.1.2. Construcción
- 4.1.3. Declinación
- 4.1.4. Errores en la lectura de la brújula
- 4.1.5. Indicador de dirección y brújula

5. OTROS INSTRUMENTOS ("Vuelo sin motor. Técnicas avanzadas" H.Reichmann)

- 5.1. COMPUTADORAS DE ABORDO
- 5.2. LANITAO INDICADOR DE DERRAPE
- 5.3. NIVEL DE ALBAÑIL
- 5.4. BARÓGRAFO

1. INTRODUCCIÓN

Una de las cosas que más sorprenden a los no iniciados en esta pasión de volar, es la cantidad de "relojes", indicadores, palancas e interruptores que hay en la cabina de un avión. A pesar de que en este aspecto los aviones normalmente empleados en instrucción básica son "espartanos", comparados con los aviones comerciales, la primera vez que se asoma uno a la cabina se tiene la sensación de no poder "digerir" todo aquello.

La disposición de los instrumentos en el panel tiene una disposición estándar, establecida por la OACI, de forma que permita una lectura rápida y eficaz de todos ellos, y para facilitar a los pilotos el paso de un tipo de avión a otro. Además, esta disposición permite realizar un chequeo "cruzado" de instrumentos con relativa facilidad.

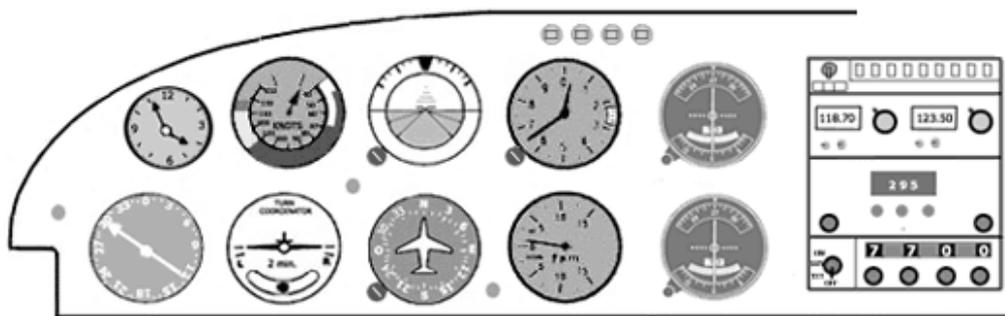


Fig.2.1.1 - Disposición de instrumentos en el panel de control.

Los instrumentos a bordo proporcionan a la tripulación la información adecuada para la vigilancia y control del rendimiento del avión, el funcionamiento de sus sistemas y su posición en el espacio.

Los instrumentos básicos de vuelo son aquellos que nos informan de

- altura
- velocidad
- actitud con respecto al suelo sin necesidad de tomar referencias (vuelo en ascenso, descenso o nivelado)
- dirección de vuelo.

Estos instrumentos básicos se suelen dividir en tres grupos:

- **Instrumentos de presión:** los que muestran información basándose en las propiedades del aire. Utilizan las variaciones de la presión atmosférica y de la presión de impacto. (anemómetro, altímetro y variómetro).
- **Instrumentos giroscópicos:** los que se basan en propiedades giroscópicas de un sólido rígido en rotación – rigidez en el espacio y precesión. (indicador de actitud, indicador de viraje e indicador de dirección).
- **Instrumentos magnéticos:** basados en las propiedades del campo magnético terrestre. (Brújula).

2. INSTRUMENTOS DE PRESIÓN

2.1 Sistema de pitot y estática.

Como veremos en el capítulo correspondiente a cada uno de ellos, los instrumentos basados en las propiedades del aire realmente miden presiones, absolutas o diferenciales, que convenientemente calibradas, nos ofrecen traducidas en forma de pies de altura, pies por minuto, o nudos de velocidad. El sistema de pitot y estática es el que se encarga de proporcionar las presiones a medir, y los instrumentos conectados a este sistema son: altímetro, variómetro y anemómetro.

Para su correcto funcionamiento, estos instrumentos necesitan que se les proporcione la presión estática, la presión dinámica, o ambas. Estos dos tipos de presión definen los componentes principales de este sistema: el dispositivo de recogida de presión de impacto (pitot) y sus conducciones, y el dispositivo que recoge la presión estática con sus respectivas conducciones.

En los aeroplanos antiguos, la recogida de ambas presiones se realizaba en un mismo dispositivo (pitot), pero hoy en día lo habitual es que ambas fuentes estén separadas.

El tubo de pitot. Consiste en un tubo sencillo u otro dispositivo similar, de tamaño no muy grande, que suele estar montado, enfrentado al viento relativo, en el borde de ataque o debajo del ala, aunque en ciertos aeroplanos está colocado en el morro del avión o en el estabilizador vertical. Esta localización le pone a salvo de perturbaciones o turbulencias causadas por el movimiento del avión en el aire. Este dispositivo, tiene un pequeño orificio en la punta para recoger la presión de impacto, que debe permanecer siempre libre de cualquier impureza (insectos, etc.) que lo obstruya. Suele tener un pequeño orificio en la parte de abajo para facilitar su limpieza.

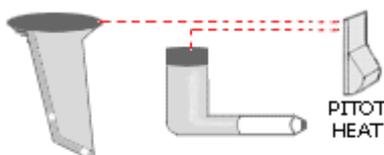


Fig.2.2.1 - Tipos de tubo pitot.

No es recomendable soplar este tubo para limpiarlo, pues esto podría causar daño a los instrumentos.

Cuenta también con una resistencia, accionable con un interruptor desde la cabina (pitot heat), que al calentarse impide la creación de hielo cuando se vuela en condiciones atmosféricas que propician su formación. Siempre que se vaya a entrar en condiciones de humedad visible, es conveniente conectar la calefacción del pitot para prevenir la formación de este hielo, y una vez desaparecidas estas condiciones, desconectarla para evitar desgastes y falsas indicaciones debido a la temperatura.

Las tomas estáticas. Como su propio nombre indica, toman la presión del aire libre en que se mueve el avión. Son unos orificios, protegidos por alguna rejilla o similar, que normalmente están situados en el fuselaje porque es donde sufren menos perturbaciones. Lo usual es que estas tomas sean dobles, una a cada lado del fuselaje, y sus conducciones se conecten en forma de Y en una sola para compensar posibles desviaciones, sobre todo en los virajes ceñidos en que una toma recibe mayor presión estática que otra.

Estas tomas, salvo en aviones capaces de volar en zonas de muy baja temperatura, no necesitan de protección antihielo debido a su ubicación. Igual que el tubo pitot deben mantenerse limpias de impurezas.

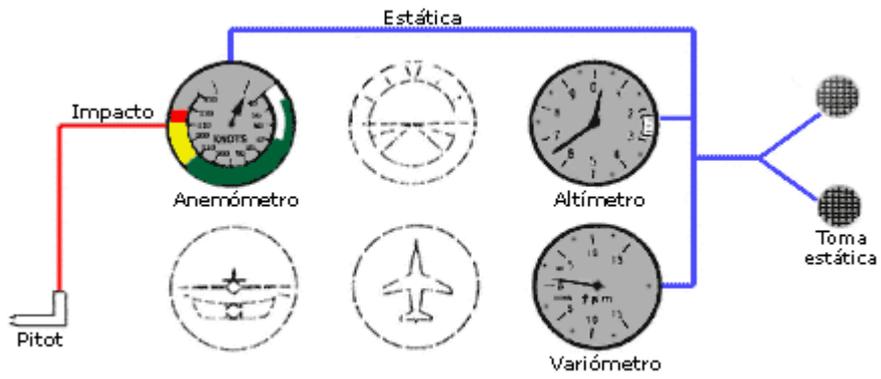
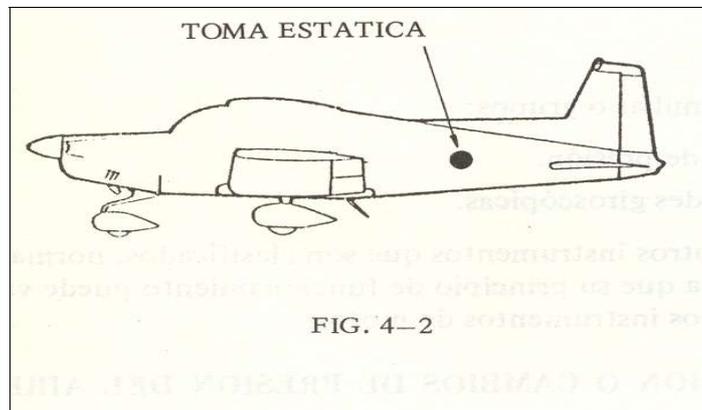


Fig.2.2.2 - Sistema de pitot y estática.



2.2. ALTÍMETRO

El altímetro muestra la altura a la cual está volando el avión. El hecho de que sea el único aparato que indica la altitud del aeroplano hace del altímetro uno de los instrumentos más importantes. Para interpretar su información, el piloto debe conocer sus principios de funcionamiento y el efecto de la presión atmosférica y la temperatura sobre este instrumento.



Fig.2.3.1 - Altimetro

2.2.1 Principios de operación.

El altímetro es simplemente un barómetro aneroide que, a partir de las tomas estáticas, mide la presión atmosférica existente a la altura en que el avión se encuentra y presenta esta medición traducida en altitud, normalmente en pies. Su principio de operación se basa en una propiedad de que en la atmósfera, "la presión disminuye con la altura".

2.2.2 Construcción.

El altímetro consiste en una caja cilíndrica, dentro de la cual hay una o más cápsulas aneroide hechas con una fina capa de metal, por ejemplo cobre, a modo de membranas herméticas, y taradas con una presión estándar. Una toma conectada al sistema de estática permite la entrada de la presión atmosférica dentro de la caja, presión que aumenta o disminuye conforme el avión desciende o asciende respectivamente.

Así pues, la diferencia de presión entre la caja y el interior de las cápsulas aneroide, provoca que estas últimas se dilaten o contraigan, movimiento que, adecuadamente calibrado, se transmite mecánicamente a un sistema de varillas y engranajes que hacen moverse las agujas del altímetro.

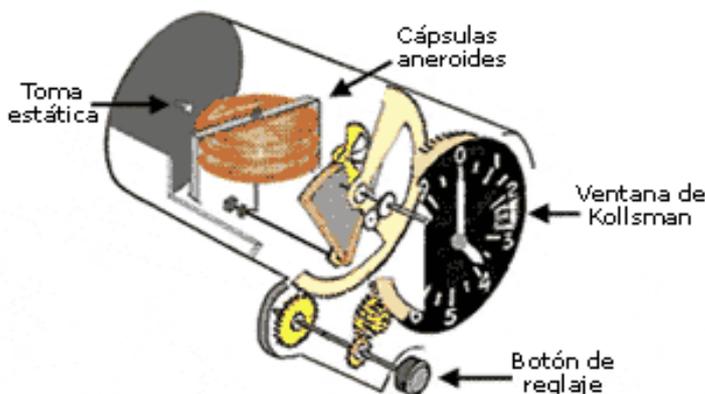


Fig.2.3.2 - Construcción del altímetro.

El frontal visible del altímetro consta de una esfera con un dial numerado, unas agujas indicadoras, y una ventanilla de calibración entre los números 2 y 3 (ventana de Kollsman) que se ajusta con un botón giratorio situado en el lateral.

Este tipo de altímetro sencillo es el modelo habitual en los aviones ligeros, pero hay altímetros más precisos y sofisticados. Algunos presentan la información en forma digital; otros tienen un dispositivo que mediante procedimientos electrónicos codifica la altitud y la transmite a los radares de las estaciones en tierra (torres y centros de control); otros han sustituido el sistema de varillas y engranajes por dispositivos electrónicos, etc.

2.2.3 Lectura del altímetro.

Generalmente, el dial está graduado con números que van de 0 a 9 en el sentido de las agujas del reloj, con divisiones intermedias de 20 en 20 pies. Aunque su lectura no debería presentar ninguna dificultad, se debe prestar atención a la forma en que se muestra la altitud, debido a que puede hacerse mediante agujas (dos o tres), mediante contadores, o de forma mixta.

Si el altímetro tiene dos agujas, que es lo habitual en aviones ligeros, la menor indica miles de pies y la mayor centenas de pies; una indicación en forma de cuña es visible a altitudes por debajo de 10000 pies e invisible por encima de esa altitud. Si tiene tres agujas, la más pequeña indica decenas de miles, la intermedia miles y la mayor centenas de pies. Si el altímetro presenta la altura solo mediante agujas indicadoras, se deben leer estas de menor a mayor tamaño, como un reloj.



Fig.2.3.3 - Lectura del altímetro de dos agujas.

2.2.4 Presiones referenciales.

Según hemos visto, el altímetro presenta en unidades de altitud los cambios de presión de la atmósfera real respecto a la presión según la [atmósfera tipo](#) con que están calibradas las cápsulas aneroide. Con esta premisa, este instrumento solo mostraría la altitud correcta si los valores atmosféricos coincidieran con los de la atmósfera tipo. Pero como es bastante improbable que las condiciones reales coincidan con las estándar, además de que estas condiciones cambian continuamente y son distintas de un lugar a otro, el altímetro sería poco fiable y el vuelo se haría arriesgado si no fuera por la posibilidad de ajustarlo y compensarlo para situaciones no estándar.

Este ajuste se hace mediante el botón de reglaje, que permite seleccionar una presión de referencia que se irá mostrando en la ventanilla de calibración a medida que se gira el botón. La escala mostrada en esta ventanilla puede estar graduada en milibares, en pulgadas de mercurio o ambas. Al seleccionar una presión de referencia, en realidad se está ajustando la marcación de las agujas a la dilatación que en ese momento tienen las cápsulas aneroide en condiciones de atmósfera real. Un símil: para que un reloj marque la hora correcta, primero hay que ponerlo en hora, es decir ajustar las manillas con la maquinaria que las mueve, en base a la hora real.

Y ahora una buena pregunta ¿cómo sabemos qué presión de referencia seleccionar en el altímetro?

La mayoría de los aeródromos y todas las estaciones de seguimiento en tierra disponen de aparatos que miden la presión atmosférica. Puesto que la altura de la estación es fija, aplicando una sencilla regla (la presión decrece 1" por cada 1000 pies o 110 milibares por cada 1000 metros) "deducen" la presión al nivel del mar; cuando un piloto establece contacto, se le comunica esta presión deducida.

Los distintos tipos de presión referencial que podemos colocar en la ventanilla del altímetro son:

QNH. Presión al nivel del mar deducida de la existente en el aeródromo, considerando la atmósfera con unas condiciones estándar, es decir sin tener en cuenta las desviaciones de la temperatura real con respecto a la estándar. Esta presión de referencia es la más utilizada por los pilotos (al menos en España) y normalmente las torres de control y las estaciones de seguimiento nos darán la presión QNH.

La utilidad de esta presión de referencia se debe a que en las cartas de navegación y de aproximación a los aeródromos, las altitudes (de tráfico, de circuito con fallo de radio, obstáculos, balizas, etc...) se indican respecto al nivel del mar. Con esta presión de referencia, al despegar o aterrizar el altímetro debería indicar la altitud real del aeródromo.

QNE. Presión estándar al nivel del mar. Por encima de una determinada altitud denominada de transición (normalmente 6000 pies) los reglamentos aéreos establecen que todos los aviones vuelen con la misma presión de referencia. Esta presión, 29,92" o 1013 milibares, es la correspondiente a la atmósfera tipo al nivel del mar. De esta manera, cualquier cambio en las condiciones atmosféricas afecta por igual a todos los aviones, garantizando la altura de seguridad que los separa.

QFE. Presión atmosférica en un punto de la corteza terrestre. No utilizada en la práctica, al menos en España. Si calamos el altímetro con la presión QFE que nos dé un aeródromo, este marcará 0 al despegar o aterrizar en el mismo.

QFF. Presión al nivel del mar, deducida de forma similar a la QNH pero teniendo en cuenta los gradientes de presión y temperatura reales en vez de los de la atmósfera estándar. Prácticamente no se utiliza.

2.2.5 Calaje del altímetro.

Una vez calado el altímetro con el QNH al despegar de un aeródromo, es razonable pensar que las condiciones atmosféricas no cambiarán mucho en un determinado radio de vuelo, pero esto no garantiza nada y mucho menos a

medida que nos alejamos del aeródromo. Por ello, es sensato mantener una altura suficiente que permita sortear los obstáculos en nuestra ruta con seguridad.

Este hecho es más relevante todavía si volamos de una zona de altas presiones o temperaturas a otra zona de bajas presiones o temperaturas. Se debe tener en cuenta que:

- Con una misma presión de referencia ajustada en el altímetro, al volar de un lugar cálido a otro más frío, en este último lugar el altímetro marcará una altitud mayor que la real de vuelo. El mismo efecto se produce al volar de una zona de altas presiones a otra de bajas presiones. Volar de un sitio frío a otro más cálido, o de una zona de bajas presiones a otra de altas presiones produce el efecto inverso.
- Con el altímetro calado a la presión estándar (29,92" o 1013 mb.), si la presión real es baja el altímetro marcará más altura que la real, y si la presión es alta el altímetro marcará de menos.
- Con ese mismo calaje, si la temperatura es menor que la estándar (15° a nivel del mar y 2° C de gradiente por cada 1000ft.) el altímetro marcará más altura que la real y si la temperatura es mayor marcará menos.
- La regla nemotécnica a tener presente es muy sencilla: **En una zona de baja o menor temperatura o presión volamos más bajo de lo indicado; en una de alta o mayor temperatura o presión volamos más alto.**

BAJA/MENOR: volamos más bajo; ALTA/MAYOR: volamos más alto.

Por ejemplo, tal como muestra la fig.2.3.5, supongamos el altímetro calado en el despegue con un QNH de 30.22" que supone altas presiones en ese área. Se sube a una altitud de 3000 ft. y tras un tiempo de vuelo el avión se aproxima a un destino afectado por bajas presiones. Si el piloto no cambia el calaje del altímetro, este interpreta (como siempre) la presión más baja del lugar como mayor altitud y por tanto, señala una altura mayor (3000ft.) que la real del avión sobre el nivel medio del mar (2000ft.) lo cual puede comprometer el sortear obstáculos además de que puede resultar peligroso en contramos con otros aviones, o que otros aviones se encuentren con nosotros, a una altura inesperada debido a la distinta calibración de los altímetros. Recuerde el dicho: "**Desde alto a bajo, mira debajo**".



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

Para mayor seguridad en vuelo, a lo largo de una ruta se debe ajustar el altímetro con el QNH que corresponda a la estación más cercana en un radio de 100 millas.

Cuando el altímetro está calado con QNH, en las comunicaciones con estaciones o torres de aeropuertos hablamos de altitudes de vuelo (4500 pies, 5000 pies, ...).

Existe una determinada altitud, denominada **altitud de transición**, que es actualmente de 6000 pies en todos los aeropuertos españoles excepto en Granada que es de 7000, por encima de la cual se debe calar el altímetro con QNE. Con esta presión de referencia en el altímetro se habla de niveles de vuelo. El nivel de vuelo es la altitud marcada por el altímetro sin las dos cifras finales (7500 pies = Nivel 75; 10000 pies = Nivel 100...).

La línea de 6000 pies llamada altitud de transición cuando se está en ascenso, se denomina **nivel de transición** en descenso. Por debajo del nivel de transición lo apropiado es ajustar el altímetro con el QNH.



Fig.2.3.6 - Altitud y Nivel de transición.

2.2.6 Tipos de altitud.

Debido al funcionamiento del altímetro y a las diferentes presiones de referencia que se pueden poner, se entiende por altitud a la distancia vertical existente entre el avión y un punto o nivel de referencia. Puesto que hay varios niveles de referencia también hay varios tipos de altitud. Las altitudes habitualmente definidas en los manuales son:

- **Altitud indicada.** Es la leída directamente del altímetro. Si está calado con el QNH, la altitud indicada será aproximadamente igual a la altitud del avión sobre el nivel medio del mar (MSL).
- **Altitud verdadera.** O altitud real, es la altitud real sobre el nivel del mar. La altitud de aeropuertos, montañas, obstáculos, etc.. en las cartas se dan en altitud verdadera.
- **Altitud absoluta.** Distancia vertical real entre el avión y la tierra.
- **Altitud de presión.** Altitud leída del altímetro calado con QNE.
- **Altitud de densidad.** Altitud de presión corregida con la desviación de temperatura no estándar. Conocer la altitud de densidad es necesario para determinar cuánta pista es necesaria para despegar y aterrizar, así como la velocidad de ascenso, sobre todo en días calurosos y húmedos en aeropuertos con una altitud considerable sobre el nivel medio del mar.

- **Altitud determinada por radar**. Los aviones comerciales están equipados con radio-altímetros que indican la altitud absoluta, la cual sirve a los pilotos para determinar la altitud de decisión en las fases finales de aproximación y aterrizaje, especialmente cuando el techo y la visibilidad son bajos.

Notas:

Cuando se vuela sobre terreno de altas montañas, ciertas condiciones atmosféricas pueden causar que el altímetro indique una altitud de hasta 1000 pies mayor que la realidad; en estos casos conviene ser generoso con los márgenes de seguridad que nos concedamos.

La contracción/expansión de las cápsulas aneroides sigue el ritmo del cambio de presión según la atmósfera tipo, por lo que ajustar el altímetro con una presión de referencia NO significa que este compense automáticamente las posibles irregularidades atmosféricas a cualquier altura, particularmente los cambios de temperatura no estándar.

En las cercanías de los aeródromos, donde el tráfico se hace más intenso, el que todos los aviones vuelen con alturas referenciadas a la misma calibración del altímetro incrementa la seguridad aeronáutica.

2.3. VARIÓMETRO. (VSI)

El variómetro o indicador de velocidad vertical muestra al piloto dos cosas:

- si el avión está ascendiendo, descendiendo o vuela nivelado;
- la velocidad vertical o régimen, en pies por minuto (f.p.m), del ascenso o descenso.



Este instrumento también se denomina abreviadamente VSI (Vertical Speed Indicator).



Fig.2.4.1 - Variómetro.

2.3.1 Principios de operación.

El principio de funcionamiento de este aparato, similar al del altímetro, está basado en la contracción/expansión de un diafragma o membrana debido a la diferencia de presión entre el interior y el exterior de la misma. Aunque este instrumento funciona por presión diferencial, únicamente necesita recibir la [presión estática](#).

2.3.2 Construcción.

Este instrumento consiste en una caja hermética, salvo un pequeño orificio calibrado en fábrica que la conecta al sistema de estática. Dentro de esta caja hay una membrana o diafragma acoplado a unas varillas y engranajes que

amplifican su movimiento y lo transmiten a la aguja indicadora. Este diafragma recibe también la presión atmosférica desde el sistema de estática.

Cuando el aeroplano está en el suelo o en vuelo nivelado, la presión dentro de la membrana y la existente en la caja son iguales y la aguja debe marcar cero si el instrumento está bien calibrado. Pero cuando el avión asciende o desciende, la membrana acusa inmediatamente el cambio de presión (altura) mientras que en la caja este cambio se produce gradualmente debido a la toma por el orificio calibrado. Esta diferencia de presión hace que la membrana se dilate o contraiga, movimiento que a través del sistema de varillas y engranajes se transmite a la aguja indicadora.

En otros casos, la presión solo incide en el interior de la membrana y se transmite a la caja por el orificio calibrado, situado en este caso en la membrana. El funcionamiento es el mismo; la membrana acusa el cambio de presión de forma inmediata en tanto en la caja se percibe gradualmente a través del orificio de la membrana.



Fig.2.4.2 - Modelo de variómetro.

En la medida que el avión continúe en ascenso o descenso seguirá existiendo diferente presión entre el interior y el exterior de la membrana y esto se reflejará en la aguja indicadora; pero al nivelar el avión las presiones tenderán a igualarse y la aguja deberá marcar cero.

2.3.3 Lectura del variómetro.

El variómetro tiene una única aguja sobre un dial con una escala que comienza en cero en la parte central de la izquierda. Su lectura es muy sencilla e intuitiva: las marcas por encima del cero indican ascenso, las situadas por debajo descenso, y el cero vuelo nivelado.

En aviones ligeros, la escala suele estar graduada con cada marca representando una velocidad de ascenso o descenso de cien pies por minuto (100 f.p.m.), hasta un máximo de 2000 f.p.m.



Fig.2.4.3 - Indicaciones del variómetro.

2.3.4 Errores de lectura.

Los cambios súbitos de la posición de morro, maniobras de viraje bruscas, o el vuelo en aire turbulento pueden producir falsas presiones estáticas que hagan las indicaciones del instrumento erróneas o inexactas.

Tal como está construido, este instrumento lleva implícito un retraso en la indicación exacta del número de pies por minuto de ascenso o descenso, retraso que puede llegar a ser de hasta 9 segundos; la indicación de subida o bajada es sin embargo inmediata. Por esta razón no debe utilizarse el VSI como referencia principal de vuelo nivelado, pues cuando el avión comience a ascender o descender, el VSI indicará inicialmente el cambio en la dirección correcta, pero tardará algunos segundos en detectar la tasa real de ascenso o descenso. Perseguir la aguja del VSI para mantener un vuelo nivelado es como meter el avión en una montaña rusa.

En caso de fallo en las tomas de presión estática por formación de hielo, obturación, etc... los instrumentos conectados a este sistema darán lecturas erróneas. Si el avión no dispusiera de tomas de emergencia o estuvieran también estropeadas, se puede romper el cristal de uno de estos instrumentos, normalmente el variómetro, para proveer al sistema de una toma de presión estática alternativa.

En estas circunstancias, las indicaciones del variómetro son contrarias, indicando ascenso cuando se desciende y descenso cuando se asciende; el resto de instrumentos darán lecturas ligeramente más altas y con retraso.

2.3.5 Tipología (H.Reichmann. "Vuelo sin Motor. Técnicas avanzadas")

El término «variómetro» significa «medidor de variaciones» y así es, de un modo general como hemos de considerar su funcionamiento. Ahora bien, si no especifica qué variaciones mide, la definición resulta ambigua. Con el fin de aclarar este concepto, a continuación vamos a diferenciar los variómetros, según el tipo de variaciones que midan:

- **2.3.5.1 Indicador de velocidad vertical (VSI)**

Mide las variaciones de altura del velero por unidad de tiempo.
No está compensado.

- **2.3.5.2 Variómetro de energía total**

Mide las variaciones de la energía total del velero por unidad de tiempo.
Es de energía total compensada.

- **2.3.5.3 Variómetro Neto**

Mide el desplazamiento vertical, ascendente o descendente, de las masas de aire. Es de energía total compensada.

- **2.3.5.4 Variómetro de velocidades de planeo (Sollfahrt)**

Señala la óptima velocidad de planeo, en función de la intensidad esperada en la próxima térmica

Estos cuatro instrumentos miden cosas distintas, a pesar de que su componente principal – el mecanismo que realiza las mediciones – sea muy similar.

La clase de mediciones que cada uno de ellos lleva a cabo depende de la modalidad de conexión realizada y de ciertos elementos adicionales.

El variómetro funciona, en general, según el siguiente mecanismo: utiliza, para medir las variaciones de presión, un volumen de aire determinado (que se introduce en la llamada «botella termo»). El volumen de la cápsula es aumentado con ayuda de uno o varios recipientes de compensación, con el fin de que, incluso con velocidades mínimas de ascenso y descenso, surja también la necesaria diferencia de presión entre cámara y cápsula, para la indicación. Como recipientes de compensación se utilizan frascos térmicos y por ello se descartan las influencias de temperatura). Para ello este volumen de aire dispone de una apertura capilar. De este modo. Puede medirse directamente la diferencia entre la presión del volumen de aire utilizado y la procedente del tubo capilar. Esta medición puede realizarse también de modo indirecto, aprovechando la diferencia de flujo que existe entre el aire procedente de la botella y del tubo capilar (por ejemplo, por enfriamiento de una resistencia en el variómetro electrónico).

2.3.5.1 INDICADOR DE VELOCIDAD VERTICAL (VSI: Vertical Speed Indicator)

Los variómetros ordinarios, cuyo empleo fue muy generalizado en épocas anteriores y en los que la botella termo tenía una conexión directa con la presión estática, son indicadores de velocidad vertical. Miden pues, la velocidad ascendente y descendente del velero en metros por segundo (o en pies/minuto, o en nudos).

Los indicadores de velocidad vertical pertenecen al pasado. Sin embargo, se ha mencionado este instrumento por dos razones:

- en primer lugar, porque desgraciadamente forman parte todavía del equipamiento de algunos veleros de enseñanza y de entrenamiento básico.
- En segundo lugar, porque es precisamente en estos instrumentos donde puede exponerse con mayor claridad el principio en que se funda el funcionamiento de los distintos tipos de variómetros.

2.3.5.1.1 Variómetro de cápsula

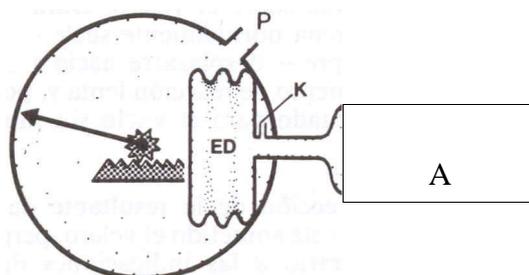
Funciona mediante una cápsula aneroide. Reacciona con gran lentitud. Si es particularmente lento - aspecto que puede conseguirse mediante una resistencia de flujo - puede emplearse como indicador de la ascensión media con mayor sencillez que la computadora de a bordo. Por lo demás, también ha perdido todo interés para el vuelo sin motor.

P: presión estática

ED: Cápsula elástica con aire interior

A: botella termo

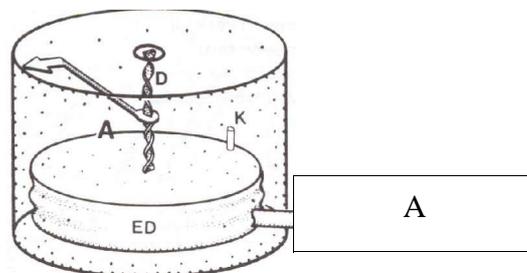
K: Tubo capilar



2.3.5.1.2 Variómetro de banda

Se basa en el funcionamiento del variómetro de cápsula. Sin embargo, difiere el procedimiento de transmisión de fuerzas. La fuerza se aplica, sin rozamiento alguno, a una banda elástica de torsión directamente acoplada a una aguja indicadora muy ligera. De este modo se logra una indicación rápida y exacta.

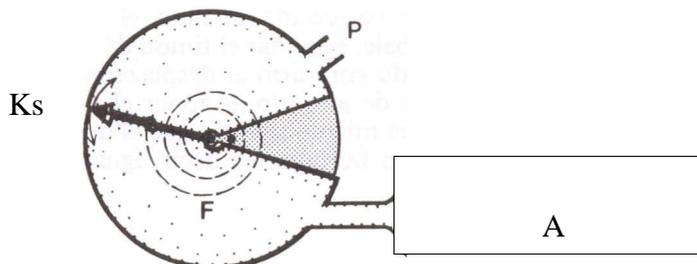
- P: Presión estática
- ED: Cápsula elástica (aneroide)
- A: Botella termo
- K: Tubo capilar
- D: Banda elástica de torsión



2.3.5.1.3 Variómetro de disco

El flujo de aire procedente de la botella termo se aplica a una lámina metálica, móvil alrededor de un eje y unida a un sensible muelle recuperador. Constituye el variómetro más corrientemente utilizado.

- Ks: rendija capilar
- P: presión estática
- A: botella-termo
- F: muelle recuperador



2.3.5.1.4 Variómetros electrónicos

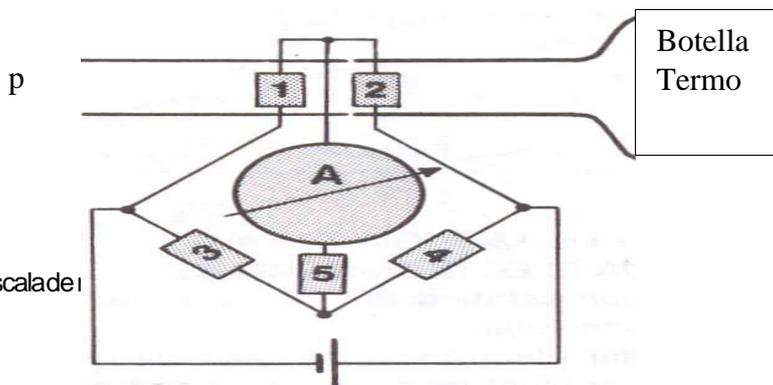
Existen varios tipos diferentes de variómetros electrónicos.

- Los más utilizados están constituidos por dos resistencias eléctricas (hilo caliente o NTC) en serie, colocadas en el tubo que conduce a la botella termo. El flujo procedente de la botella termo enfría de forma distinta cada una de las resistencias, pues una de ellas va colocada a la sombra de la otra. La diferencia de resistencias originada es conectada a la aguja indicadora, a través de un puente. La ventaja de este instrumento reside en su rápida reacción y en la posibilidad de conectarse a un generador de audio (variómetro acústico). A estos instrumentos se les conoce con el nombre de variómetro de hilo caliente, variómetro de sonda metálica, variómetro NTC o variómetro termistores.
- Un segundo tipo de variómetro electrónico funciona según el principio del variómetro de cápsula, midiéndose electrónicamente la deformación de la misma.
- Otro grupo de variómetros está constituido por los que carecen de botella termo (variómetro sensor de presión) y funcionan a base de un altímetro electrónico. Calculan el tiempo electrónicamente, de tal modo que obteniendo directamente los valores ascendentes y descendentes.

Estos instrumentos, por señalar sus mediciones electrónicamente, pueden emplearse (conectados a un anemómetro electrónico) como parte integrante de la computadora de a bordo.

VARIOMETRO ELECTRONICO

- P : presión estática
 1, 2 : "termistores"
 3 : Resistencia fija
 4 : Reóstato de fijación del punto cero
 5 : Resistencia conmutable, de selección de la escala de
 A : Aguja indicadora



2.3.5.2 VARIOMETROS DE ENERGIA TOTAL COMPENSADA

Los variómetros ordinarios, cuyo empleo fue muy generalizado en épocas anteriores y en los que la botella termo tenía una conexión directa con la presión estática, son indicadores de velocidad vertical. Miden pues, la velocidad ascendente y descendente del velero en metros por segundo (o en pies/minuto, o en nudos).

Ahora bien, teniendo en cuenta que la velocidad descendente del velero es función de:

- "rate" de descenso vertical propio del velero
- desplazamiento vertical de las masas de aire
- movimientos de timón de profundidad

sus mediciones tienen un carácter relativo, por lo que suelen calificarse de variómetros «brutos».

El moderno vuelo sin motor exige frecuentes variaciones de velocidad, por lo que las mediciones de este tipo de variómetro no permiten deducir conclusiones exactas, como por ejemplo, la situación de una térmica.

El indicador de velocidad vertical señala las variaciones en la altura de vuelo, es decir, que indica las variaciones de la energía potencial. Por el contrario, un variómetro de energía total señala las variaciones de la energía total del velero. Se entiende por energía total la suma de la energía potencial (energía en función de la altura) y la energía cinética (energía en función de la velocidad):

$$E_{total} = E_{pot} + E_{cin}$$

La gran ventaja de los variómetros de energía total consiste en que no señalan las transformaciones de energía ($E_{pot} \leftrightarrow E_{cin}$) que se producen al tirar o empujar la palanca de mando.

Por lo tanto, este instrumento da a conocer con independencia de las variaciones de velocidad debidas a los movimientos de la palanca - si el velero gana energía como consecuencia de haber penetrado en una corriente ascendente.

Así pues, este instrumento facilita enormemente la búsqueda de zonas con corrientes ascendentes, que ofrecen la posibilidad de incrementar la energía del velero. La particularidad de que estos variómetros no reaccionen ante los simples cambios de velocidad, los hace especialmente aptos para colocar a su alrededor un anillo de Mac Cready.

Existen varios procedimientos para compensar la energía y convertir los variómetros ordinarios en variómetros de energía total.

2.3.5.2.1 Variómetros de energía total compensada por membrana

La influencia de la velocidad, sobre el instrumento, tiene lugar aplicando la presión total sobre una membrana elástica.

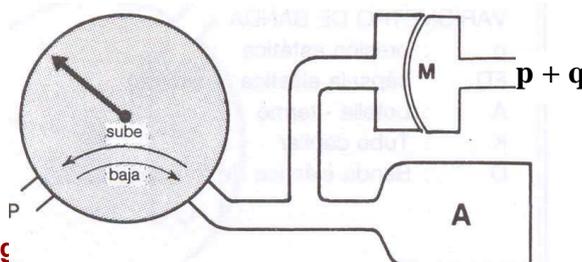
Del tubo de pitot (toma de presión total) se deriva un tubo hasta el variómetro, que hace vibrar la membrana (M) en función de la presión dinámica. De este modo, al aumentar la velocidad, la membrana empuja el aire hacia el interior del variómetro. Al disminuir la velocidad se invierte el proceso.

Como quiera que el extremo de la membrana, opuesto al tubo de pitot, está directamente conectado a la botella-termo, un aumento de velocidad hará que la aguja suba. Por el contrario, una disminución de la velocidad hará que la aguja baje. Si la membrana del variómetro ha sido exactamente calibrada, los efectos de la velocidad sobre la misma son tan intensos que neutralizan las indicaciones que pudiera engendrar un descenso del velero, como consecuencia de un aumento de la velocidad (o de una recuperación de altura producida por una disminución de velocidad). De este modo, el variómetro sólo señala las variaciones de energía total.

Lógicamente este sistema sólo funciona correctamente cuando la membrana cumple con las características de elasticidad y tamaño exigidos, y a su vez, si está ajustada al volumen de la botella-termo.

La mayoría de los compensadores que se encuentran en el mercado no cumplen estos requisitos y se desajustan con el tiempo. Los compensadores de membranas sólo funcionan correctamente a la altura de vuelo a la que fueron ajustados y calibrados. También surgen dificultades cuando, en el montaje del variómetro, la presión total (presión total \rightarrow compensador \rightarrow botella-termo \rightarrow aguja indicadora) ha sido tomada a partir de un punto distinto del que corresponde a las variaciones de altura (presión estática \rightarrow instrumento/aguja indicadora). En efecto, si una de las señales llega al instrumento antes que la otra, se producen distorsiones de indicación que requieren un nuevo ajuste, mediante resistencias al flujo. La membrana sólo es capaz de compensar simultáneamente un flujo; es decir, que no puede trabajar con más de un variómetro.

p: presión estática
 p + q : presión total
 A: Botella termo
 M: Membrana elástica



2.3.5.2.2 Variómetro de energía

La toma del variómetro va conectada a un Venturi. La depresión que éste engendra neutraliza el incremento de presión estática que se produce al aumentar la velocidad descendente del velero (que a su vez ha sido causada por un incremento de la velocidad de vuelo). Esto se produce porque el Venturi ocasiona una disminución de la presión. Así, para que este efecto neutralizador sea exacto, el Venturi debe ejercer la presión siguiente:

$$P_D = p - q$$

(p = presión estática; q = presión dinámica).

El Venturi, por lo tanto, ha de tener un coeficiente de «-1» (es decir, una presión negativa).

Durante un vuelo horizontal a velocidad constante (sólo posible en el vuelo sin motor con la ayuda de corrientes ascendentes) la presión en el variómetro procedente del Venturi es de p - q (depresión). El variómetro indicará cero, puesto que en las dos tomas se produce la misma depresión.

Una pérdida de altura producirá un aumento de p, si la velocidad no varía. El variómetro indicará «descenso», puesto que aumenta la presión medida p - q. Un aumento de velocidad, manteniendo constante la altura (sólo

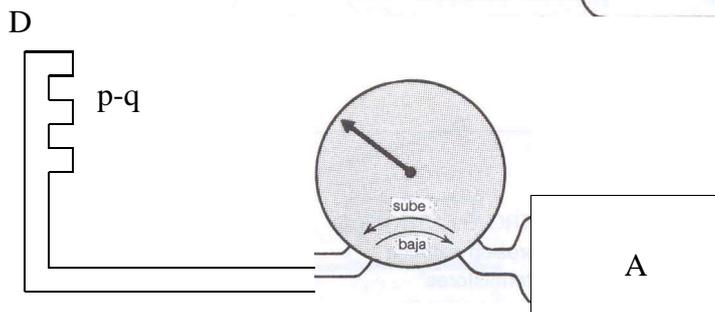
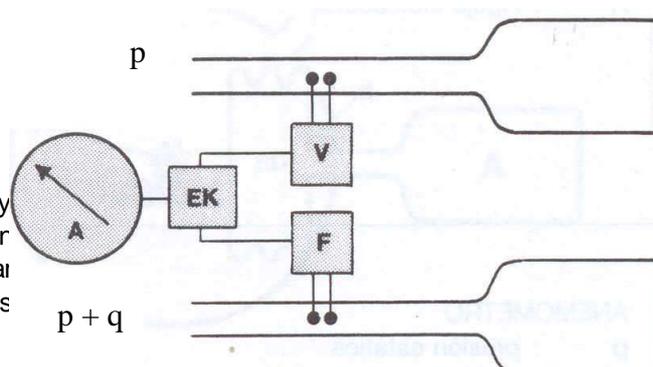
posible con la ayuda de corrientes ascendentes), hará que aumente q , lo que se traduce en una disminución de la presión medida $p - q$. El aire procedente de la botella-termo circula a través del variómetro, indicándole la energía total aumenta ("sube"). Si esta variación de la aguja fuera igual que el descenso de la aguja, correspondiente al incremento de la velocidad, se habrá obtenido la compensación de energía total deseada.

Resumiendo: la aguja indica los cambios de energía total, independientemente de las variaciones de velocidad.

Debido a que en este procedimiento las tomas de velocidad y del aire tienen lugar en un mismo punto del Venturi, resulta innecesaria la compensación de tiempos. El tamaño de la botella-termo puede elegirse libremente, dentro de unos amplios márgenes, y el Venturi funciona sin error a cualquier altura. Este sistema tiene además la ventaja de que un solo Venturi puede compensar varios variómetros. Puesto que la instalación en el velero de un variómetro de velocidades de planeo (Sollfahrt) requiere esta compensación, cabe la posibilidad de compensar los variómetros «ordinarios» mediante un solo Venturi.

Estas ventajas son la razón de que la mayoría de los veleros de alta competición vayan equipados de un Venturi, pese a la resistencia aerodinámica que engendra y a la pérdida de estética y elegancia que supone su instalación.

La compensación por Venturi es muy fiable, y funciona ilimitadamente sin problemas. No son caros y, después de haber elegido el lugar idóneo de su emplazamiento, su instalación es relativamente sencilla.



A : botella-termo
 $p - q$: presión del venturi
 D : Venturi de coef. = 1

2.3.5.2.3 Variómetro de energía total compensada electrónicamente

Está constituido por dos variómetros electrónicos no compensados conectados en forma diferente. El variómetro 1 va conectado a la presión estática p , y funciona como un indicador de velocidad vertical. Dispone de una doble calibración, es decir, mide las variaciones con respecto al tiempo de $2P_{estática}$.

El variómetro 2 va conectado a la presión total ($p + q$) y, por lo tanto, funciona como un «variómetro de altura-velocidad». Tiene una calibración negativa, es decir, mide las variaciones en el tiempo de $-(p + q)$.

Ambos valores combinados miden las variaciones en el tiempo de $p - q$ (puesto que $2p - p - q = p - q$) al igual que en un variómetro compensado por Venturi.

p : presión estática

$p + q$: presión total

V: Sensor electrónico de Velocidad vertical.

F: Sensor electrónico de Velocidad de vuelo

EK: Compensador electrónico de presiones

2.3.5.3 VARIOMETROS NETOS

2.3.5.3.1 Variómetro neto de energía total no compensada

Indica el desplazamiento vertical (ascendente y descendente) de las masas de aire (¡no del velero!) mientras la velocidad del velero es constante.

W_s ha de ser compensado de forma que quede eliminado de la medición. Para ello ha de tenerse en cuenta que, dentro de la zona de óptimo planeo, el "rate" de descenso vertical del velero (W_s) aumenta en función del cuadrado de la velocidad.

Basándose en que la presión dinámica también crece según el cuadrado de la velocidad, podrá emplearse esta presión dinámica para eliminar de la medición el efecto del "rate" de descenso vertical del velero, en todo el sector de velocidades.

Para aclarar este principio, imaginemos que un velero vuela en aire en calma. A consecuencia de su propio «rate» de descenso vertical W_s , la presión estática aumenta constantemente. En un variómetro ordinario la presión estática hace que el aire pase desde el instrumento de medición a la botella-termo. La aguja señala «descenso».

Si, mediante un tubo capilar adecuado, se lleva directamente desde el punto de toma de presión total ($p + q$) hasta la botella-termo un volumen de aire igual al que normalmente se extrae de la presión estática del variómetro, la presión en la botella-termo aumentará igualando la presión estática del aire exterior.

A través del variómetro no circulará aire y, por lo tanto, la aguja indicará cero. Esto es lo que ocurre cuando el desplazamiento vertical de las masas de aire es nulo. De este modo, un variómetro «bruto» se transforma en variómetro «neto».

Incluso si las masas de aire se desplazan verticalmente, las indicaciones del variómetro neto siguen diferenciándose de las del variómetro «bruto», precisamente en el mortante del ("rate" de descenso vertical propio del velero. Por lo tanto, el variómetro neto indicará el movimiento vertical de las masas de aire.

2.3.5.3.2 Variómetro neto de energía total compensada

El variómetro neto de energía total compensada señala los desplazamientos ascendentes y descendentes de las masas de aire, incluso cuando varía la velocidad de vuelo del velero.

El variómetro neto es útil siempre que sean exactas sus indicaciones sobre los desplazamientos ascendentes y descendentes de las masas de aire, incluso con variaciones en la velocidad de vuelo. Esto puede lograrse fácilmente, pues basta conectar el variómetro con el Venturi, en lugar de conectarlo con la presión estática. Ahora bien, siendo la presión en un Venturi igual a $p - q$ y la presión total en el tubo capilar igual a $p + q$, la diferencia de presiones en el tubo capilar se habrá duplicado; será preciso calibrar el tubo capilar en forma distinta. Si no se hubiera variado el procedimiento de calibración, la recta de calibración se obtendrá dividiendo por dos los valores de W_s

2.3.5.4 VARIOMETRO DE VELOCIDADES DE PLANEAO

(= indicador de velocidades de planeo, según Brückner)

El variómetro de velocidades de planeo de energía total compensada indica la adecuada velocidad ascendente que corresponde a una determinada velocidad de planeo. (En sentido estricto este instrumento debería llamarse «variómetro de velocidad ascendente estimada de energía total compensada»).

Para comprender mejor el funcionamiento de este instrumento es muy aconsejable leer detenidamente la descripción del variómetro neto.

Pese a que el variómetro neto y el variómetro de velocidades de planeo indican cosas diferentes, su construcción es semejante, diferenciándose únicamente en la calibración del tubo capilar.

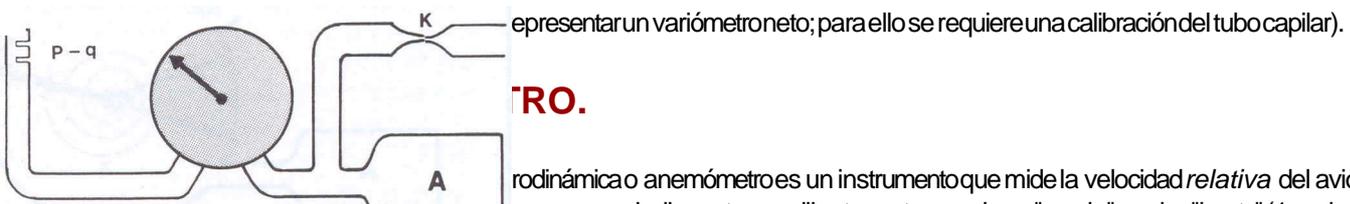
$P+q$ = presión total

$p-q$ = presión venturi

A = Botella termo

D = Venturi coef. = 1

K = Tubo capilar



PRO.

rodinámica o anemómetro es un instrumento que mide la velocidad *relativa* del avión con respecto al aire en que se mueve, e indica esta en millas terrestres por hora "m.p.h.", nudos "knots" (1 nudo=1 milla marítima por hora), o en ambas unidades.

En los manuales de operación no hay casi ninguna maniobra que no refleje una velocidad a mantener, a no sobrepasar, recomendada, etc. además de que la mayoría de los números, críticos y no tan críticos, con los que se pilota un avión se refieren a velocidades: velocidad de pérdida, de rotación, de mejor ascenso, de planeo, de crucero, de máximo alcance, de nunca exceder, etc.

Para el piloto, este instrumento es uno de los más importantes, quizá el que más, puesto que aquel puede servirse de la información proporcionada para:

- Limitar: por ejemplo no sobrepasar la velocidad máxima de maniobra.
- Decidir: por ejemplo cuando rotar y cuando irse al aire en el despegue.
- Corregir: por ejemplo una velocidad de aproximación incorrecta.
- Deducir: por ejemplo que el ángulo de ataque que mantiene es muy elevado.
- etc..

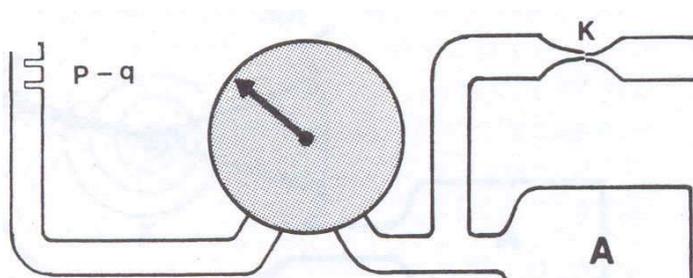




Fig.2.5.1 - Indicador de velocidad.

En resumen, el anemómetro puede ser un magnífico auxiliar durante todas aquellas maniobras donde sea especialmente necesario el mejor control del ángulo de ataque, por que tal como se dijo en un capítulo anterior, este instrumento proporciona al piloto la mejor medida de dicho ángulo.

2.4.1 Principios de operación.

El indicador de velocidad es en realidad y básicamente un medidor de diferencias de presión, que transforma esa presión diferencial en unidades de velocidad. La diferencia entre la presión total proporcionada por el tubo pitot ($P_e + P_d$) y la presión estática (P_e) dada por las tomas estáticas, es la presión dinámica ($P_e + P_d - P_e = P_d$), que es proporcional a $1/2 \rho v^2$ y que adecuadamente convertida a unidades de velocidades la que muestra el anemómetro. El indicador de velocidad proporciona una medida de la presión aerodinámica ($1/2 \rho v^2$) de una manera conceptual fácil de entender (en forma de velocidad) y además una primera aproximación de la velocidad de desplazamiento del aeroplano sobre la superficie (Ground Speed).

2.4.2 Construcción.

Similar a los otros instrumentos basados en las propiedades del aire, consta de una caja sellada dentro de la cual hay una cápsula barométrica, cápsula anerode o diafragma, conectada, mediante varillas y engranajes, a una aguja indicadora que pivota sobre una escala graduada (fig. 2.5.2).

La cápsula barométrica mantiene en su interior la presión de impacto o total gracias a una toma que la conecta con el tubo pitot, mientras que en la caja se mantiene la presión ambiental que proviene de las tomas estáticas a través de otra conexión. La diferencia de presión entre el interior y el exterior de la cápsula anerode hace que esta se dilate o contraiga, movimiento que calibrado adecuadamente se transmite de forma mecánica a la aguja indicadora por medio de varillas y engranajes.

En el suelo y con el avión parado, la presión de impacto y la estática son iguales y por lo tanto este instrumento marcará cero. Pero con el avión en movimiento, la presión de impacto será mayor que la presión en las tomas estáticas; esto hará que el diafragma se expanda y mueva la aguja del indicador en proporción a esta diferencia. En la medida que el avión acelere o decelere, el aumento o disminución de la presión diferencial hará que la aguja indique el incremento o disminución de velocidad.

El frontal visible de este instrumento, consta básicamente de una esfera con una escala numerada, una aguja indicadora, y alrededor de la escala numerada unas franjas de colores. Algunos tienen además unas ventanillas

graduadas y un botón giratorio de ajuste. En este mismo capítulo, se explica el significado de esta escala de colores, y para que sirve y cómo se maneja el botón de ajuste.

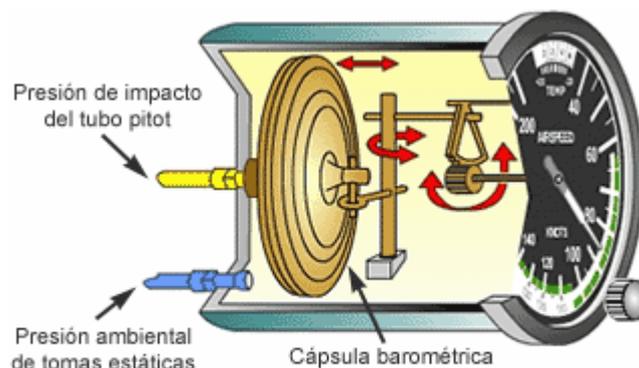


Fig.2.5.2 - Construcción del indicador de velocidad.

2.4.3 Lectura del indicador de velocidad.

La lectura de este instrumento es muy sencilla: una aguja marca directamente la velocidad relativa del avión en la escala del dial. Algunos anemómetros tienen dos escalas, una en m.p.h. y otra en nudos; se puede tomar como referencia una u otra, pero poniendo cuidado para no confundirse de escala. Por ejemplo, si queremos planear a 70 nudos y nos equivocamos de escala, planeamos realmente a 70 m.p.h., velocidad sensiblemente inferior (un 15%) a la deseada.

Chequeo. Dada la importancia de este instrumento, durante la carrera de despegue se debe comprobar que la aguja marca cada vez mayor velocidad, que el anemómetro está "vivo". Si observa que el avión cada vez se mueve más rápido pero la aguja no se mueve, cancele el despegue. La causa más probable de esta disfunción es que se haya olvidado de quitar la funda del tubo pitot.

2.4.4 Nomenclatura de velocidades.

La mayoría de los manuales de operación utilizan una nomenclatura de velocidades, que derivan, como no, de las correspondientes siglas en inglés. En algunos casos estas siglas están precedidas por la letra K "Knots - nudos" para significar que el valor correspondiente está expresado en dicha unidad, como por ejemplo KIAS para la velocidad indicada, KCAS para velocidad calibrada, etc.

Velocidad Indicada - IAS (Indicated Airspeed): Es la velocidad leída directamente del anemómetro (sin correcciones) y en ella se basan los constructores para determinar las performances del aeroplano: las velocidades de despegue, ascenso, aproximación y aterrizaje son normalmente velocidades IAS.

Velocidad Calibrada - CAS (Calibrated Airspeed): Es la IAS corregida por posibles errores del propio instrumento y su instalación. Aunque los fabricantes intentan reducir estos errores al mínimo, como es imposible eliminarlos totalmente en todas las escalas de velocidades optan por la mejor calibración en aquellas en las cuales vuela el avión la mayor parte del tiempo: el rango de velocidades de crucero. En la tabla siguiente, obtenida del manual de operación de un determinado aeroplano, se observa que en velocidades cercanas al rango de crucero el error de medición es nulo o mínimo; máximo a bajas velocidades e intermedio en velocidades superiores al régimen de crucero.

Ejemplo de tabla de conversión de IAS a CAS.

Flaps 0°	IAS- mph	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150
	CAS- mph	66	75	83	92	101	110	119	128	137	146
Flaps 40°	IAS- mph	60	70	80	90	100	110	120			
	CAS- mph	64	72	81	90	99	108	117			

Los manuales de operación suelen incluir unas tablas similares a la anterior o unos gráficos (fig.2.5.3) que muestran la CAS que corresponde a cada IAS.

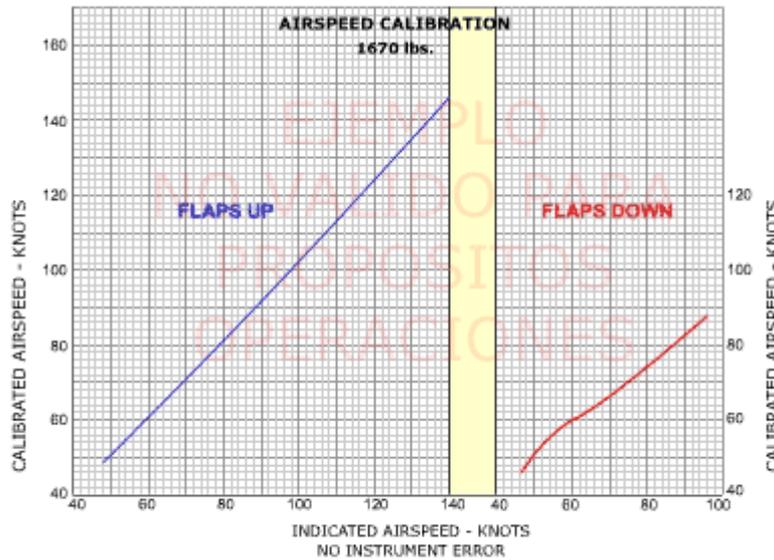


Fig.2.5.3 - Conversión de velocidad indicada a calibrada.

Dependiendo del aeroplano y del año de su construcción, puede encontrarse con que el manual del aeroplano menciona las velocidades en unidades "indicadas" (por ejemplo Best Rate of Climb Speed=76 KIAS), unidades "calibradas" e "indicadas" (Design Maneuvering Speed = 103 KIAS o 101 KCAS), en ninguna específica (Never Exceed Speed = 171 Mph) y mencionar en algún párrafo que todas las velocidades del manual se entienden "calibradas", o cualquier combinación de todo esto.

Velocidad Verdadera - TAS (True Airspeed): Es la CAS corregida por la altitud y la temperatura no estándar. El sistema está construido teniendo en cuenta la densidad estándar del aire al nivel del mar, pero con otra densidad la medición no es tan precisa. Sabemos que la densidad del aire disminuye a medida que se incrementa la altitud, y aunque este cambio afecta tanto a la presión estática como a la presión de impacto en el tubo pitot, no lo hace en la misma proporción, de manera que para una misma velocidad calibrada (CAS) la velocidad verdadera (TAS) va aumentando con el incremento de altitud. Dicho de otra manera, a medida que aumenta la altitud un aeroplano tiene que volar más rápido para "leer" la misma diferencia entre las presiones de impacto y estática.

Para una misma velocidad calibrada, la velocidad verdadera es mayor cuanto mayor sea la altitud.

Se puede calcular la TAS a partir de un computador de vuelo, en el cual seleccionando la CAS, la altitud de presión y la temperatura se obtiene calculada la TAS. También, algunos anemómetros llevan incorporado un pequeño calculador mecánico que funciona de la forma siguiente: en la parte superior del instrumento hay una ventanilla en la cual aparece un dial movable sobre una pequeña escala de temperaturas; moviendo este dial con el botón giratorio

anexo al instrumento hasta que queden enfrentadas la altitud actual con la temperatura exterior, se muestra la TAS en la ventanilla de la parte inferior del instrumento.

Por último, un método más impreciso pero más rápido consiste en aplicar la regla siguiente: "Añadir un 2% a la velocidad calibrada por cada 1000 pies de altitud". Según esta regla, añadiremos a la CAS un 2%, un 4% un 6%... según volemos a 1000, 2000, 3000 pies... respectivamente. Por ejemplo: con una velocidad CAS de 80 nudos a 4000 pies calcularíamos una TAS de 86.4 nudos ($80 + (2 \times 4)\%$ de 80).

Para obtener la TAS, añadir a la CAS un 2% por cada 1000" de altitud.

Velocidad respecto al suelo - GS (Ground Speed): Es la velocidad actual del aeroplano respecto al suelo y su valor es igual a la velocidad verdadera (TAS) +/- la velocidad del viento.

Con el viento en cara, el avión vuela en una masa de aire que se desplaza en sentido contrario y eso hace $GS = TAS - V$ (siendo V la velocidad del viento) y por tanto $GS < TAS$. Con viento de cola, el avión y la masa de aire en que se mueve tienen el mismo sentido por lo cual $GS = TAS + V$ y de ahí $GS > TAS$. Por último, con el viento en calma $GS = TAS$.

El viento en cara disminuye la GS mientras que el viento en cola la aumenta.

Conviene insistir en que el anemómetro mide la velocidad *relativa* del avión respecto al aire que lo rodea NO respecto al suelo; esta última velocidad depende además de la dirección e intensidad del viento.

Como tanto la True Airspeed TAS como la velocidad del viento son cantidades vectoriales (tienen magnitud y dirección), para calcular con exactitud la Ground Speed GS, que es otra cantidad vectorial, habrá que sumar los vectores TAS y Velocidad del viento (fig.2.5.6). Hecha esta precisión, sería más exacto afirmar que: "la velocidad del aeroplano respecto al suelo GS es igual a su velocidad verdadera TAS +/- la velocidad del componente viento de su misma dirección" (+ si esa componente tiene el mismo sentido o - si tiene sentido contrario).

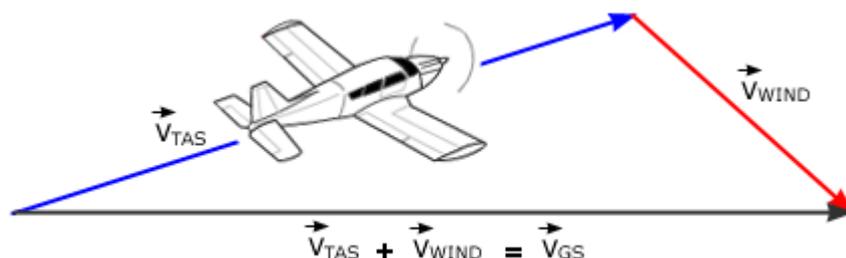


Fig.2.5.6 - Ground Speed suma de vectores TAS + Velocidad viento.

2.4.5 Códigos de colores.

Para recibir la certificación de la F.A.A. los aviones fabricados a partir de 1945 que tengan un peso de hasta 12500 lbs. (5670 kg), deben contar con un anemómetro conforme con un sistema de marcas de colores estándar

(fig.2.5.7). Este sistema de marcas de colores permite al piloto determinar a simple vista ciertas limitaciones de velocidad que son importantes para manejar el avión con seguridad.



Fig.2.5.7 - Códigos de colores en anemómetro.

Por ejemplo: si durante la ejecución de una maniobra el piloto observa que la aguja está en el arco amarillo y se va acercando con rapidez a la marca roja, la reacción inmediata debería ser reducir la velocidad. Las marcas de colores y su traducción a velocidades IAS son las siguientes:

Arco blanco - Velocidades de operación con flaps extendidos, o velocidades a las cuales se pueden extender los flaps sin sufrir daños estructurales. El extremo inferior de este arco corresponde a la velocidad de pérdida con los flaps totalmente extendidos, peso máximo, motor al ralentí y tren de aterrizaje abajo (V_{SO}). El extremo superior indica la velocidad límite de extensión de los flaps (V_{FE}). Los flaps deben deflectarse **únicamente** en el rango de velocidades del arco blanco. Las velocidades de aproximación y aterrizaje suelen estar comprendidas en el rango del arco blanco.

Arco verde - Velocidades de operación normal del avión, la mayoría del tiempo de vuelo ocurre en este rango. El extremo inferior corresponde a la velocidad de pérdida con el avión limpio (flaps arriba), peso máximo, motor al ralentí y tren de aterrizaje abajo (V_{S1}). El extremo superior marca el límite de la velocidad normal de operación (V_{NO}), límite que no debe ser excedido salvo en aire no turbulento, y en ese caso además con mucha precaución. En este rango de velocidades el avión no tendrá problemas estructurales en caso de turbulencias moderadas.

Arco amarillo - Margen de precaución. En este rango de velocidades solo se puede volar en aire no turbulento y aún así no deben realizarse maniobras bruscas que podrían dañar el avión.

Línea roja - Velocidad máxima de vuelo del avión (V_{NE}) o velocidad de nunca exceder (ne=never exceed). Esta velocidad no debe ser nunca rebasada ni siquiera en aire sin turbulencias so pena de producirle al aeroplano daños estructurales. Este límite viene impuesto por la capacidad de resistencia de las alas, estabilizadores, tren de aterrizaje, etc...

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

Fig.2.5.8 - Resumen de códigos de colores.

Importante: Las velocidades límite (V_{SO} , V_{S1} , V_{FE} , V_{NO} , V_{NE}) señaladas por los extremos de los arcos de colores del indicador de velocidad son significativas con el avión experimentando $1g$, pero con más de $1g$ (que es habitual durante un vuelo normal) estas velocidades varían. Por ejemplo: puesto que el extremo inferior del arco verde indica velocidad de pérdida con flaps arriba, si un piloto cree que con una velocidad mayor no entrará en pérdida (supuesto que lleva flaps arriba) está equivocado y puede que corriendo riesgos. La velocidad de pérdida con más de $1g$ es mayor que la señalada por los límites del color correspondiente del anemómetro.

AIRSPEED LIMITATIONS		PA-28-181, CHEROKEE ARCHER II	
SPEEDS		KIAS	KCAS
Never Exceed Speed (V_{NE}) - Do not exceed this speed in any operation.		154	148
Maximum Structural Cruising Speed (V_{NO}) - Do not exceed this speed except in smooth air and then only with caution.		125	121
Design Maneuvering Speed (V_A) - Do not make full or abrupt control movements above this speed.			
At 2550 LBS. G.W.		113	111
At 1634 LBS. G.W.		89	89
CAUTION: Maneuvering speed decrease at lighter weight as the effects of aerodynamic forces become more pronounced. Linear interpolation may be used for intermediate Gross Weights. Maneuvering speed should not be exceed while operating in rough air.			
Maximum Flaps Extended Speed (V_{FE}) - Do not exceed this speed with the flaps extended.		102	100

Fig.2.5.9 - Ejemplo de limitaciones de velocidad.

Resumiendo: Sea precavido y esté muy atento cuando la velocidad del aeroplano ronde las cercanías de los límites de los arcos de color.

Las velocidades límite (superior o inferior) dadas por los arcos de colores no son las únicas existentes, existen algunas otras que no están marcadas en el dial del indicador de velocidad pero que sin embargo se relacionan en el manual de operación del aeroplano, entre ellas la velocidad de maniobra la cual se detalla en el siguiente apartado.

2.4.6 Velocidades limitadas por razones estructurales.

En realidad, con las limitaciones de velocidad lo que está representando el fabricante son los toques máximos (naturalmente con un factor de seguridad añadido) de las fuerzas y aceleraciones (según el caso) soportables por las distintas partes del aeroplano. La idea que subyace es que no se produzca la rotura de ningún elemento aerodinámico (alas, timones, estabilizadores, ...) o estructural (tren de aterrizaje, sujeción del motor, antenas...) debido al exceso de fuerza o aceleración ejercidos sobre los mismos.

La limitación marcada por la velocidad V_{NO} (Maximum Structural Cruising Speed) señalada por el extremo superior del arco verde, se debe a la fuerza máxima de sustentación que puedes soportar el ala: hay un coeficiente máximo de sustentación y esta fuerza depende de ese coeficiente por el cuadrado de la velocidad CAS. En régimen de crucero, el ángulo de ataque es muy bajo y la velocidad es muy alta; si por cualquier razón el ángulo de ataque varía bruscamente, la fuerza de sustentación puede sobrepasar el límite soportable por las alas. Limitando la velocidad alejamos la fuerza producida por las alas de su límite máximo y con ello el riesgo de rotura de las mismas. En régimen de crucero no sobrepase esta velocidad salvo en aire no turbulento e incluso así con mucha precaución.

En el límite V_{NE} (Never-exceed speed) señalado por la línea roja intervienen además otros factores, tales como la fuerza de resistencia creada a esa velocidad por algunos componentes primarios (alas, timones, tren de aterrizaje, ...) o secundarios (antenas, luces, ...); inestabilidad de la estructura y sistemas de control, etc... Las razones por las cuales no debes sobrepasarse esta velocidad bajo ninguna circunstancia son obvias.

Esa misma fuerza de resistencia es la que impone el límite de velocidad con flaps extendidos V_{FE} (Maximum Flaps Extended Speed), marcado por el extremo superior del arco blanco. Volar con flaps extendidos a velocidades superiores puedes suponer perderlos.

Por último, hay otra velocidad límite no señalada en el anemómetro pero que viene especificada en los manuales del constructor: se trata de la V_A (Design Maneuvering Speed), que es la velocidad máxima a la cual la aplicación total de los controles aerodinámicos (alergones, timones, ...) a pesar de someter al aeroplano a altos factores de carga (g) no provocan un exceso de estrés sobre este; dicho de otra manera, si se encuentra volando con turbulencias moderadas o severas mantenga su velocidad por debajo de este límite y evite además hacer movimientos bruscos sobre los controles aerodinámicos o aplicar estos al máximo.

Notas:

Hemos visto que el anemómetro no mide realmente velocidades sino presiones diferenciales que transforma en indicaciones de velocidad, y que tal como está construido cualquier variación de la presión atmosférica se refleja automáticamente en este instrumento. Pues bien, esta forma de operar favorece enormemente el pilotaje pues permite realizar la misma maniobra (p. ejemplo despegar) con una velocidad de anemómetro concreta con independencia de la densidad del aire, fuerza y dirección del viento, altitud del aeródromo, etc... Cuando el fabricante recomienda mantener una velocidad específica, por ejemplo en aproximación final, se está refiriendo a velocidades de anemómetro (IAS o CAS) debido precisamente a como funciona el anemómetro.

Imaginemos por un momento que este instrumento funcionara de otra forma y midiera la velocidad respecto al suelo: para lograr una velocidad aerodinámica capaz de sustentar al avión, tendríamos que conocer y calcular en cada momento la densidad del aire y la fuerza del viento, y esperar que de un minuto al siguiente no cambiara la fuerza de este viento y recalculara. Parece mucho más complicado y arriesgado que seguir la velocidad del anemómetro ¿no?.

Conclusión: La presión dinámica que mantiene las alas en el aire es la misma que mueve el anemómetro, de manera que una variación en la densidad del aire afectará a la sustentación y en la misma forma al anemómetro, de lo cual resulta que este opera como si corrigiera de forma automática estas variaciones. En otras palabras: las velocidades críticas del aeroplano (V_s , V_x , V_y , ...) NO se corrigen por el factor densidad, el anemómetro ya lo hace.

3. INSTRUMENTOS GIROSCÓPICOS

Propiedades giroscópicas.

Un giróscopo es un aparato en el cual una masa que gira velozmente alrededor de su eje de simetría, permite mantener de forma constante su orientación respecto a un sistema de ejes de referencia. Cualquier cuerpo sometido a un movimiento de rotación acusa propiedades giroscópicas, por ejemplo una peonza. Las propiedades giroscópicas fundamentales son: rigidez en el espacio y precesión.

- **La rigidez en el espacio** se puede explicar por la 1ª Ley del Movimiento de Newton, que dice: "Un cuerpo en reposo tiende a estar en reposo, y un cuerpo en movimiento tiende a permanecer en movimiento en línea recta, salvo que se le aplique una fuerza externa". Siempre y cuando tenga suficiente velocidad, la fuerza de inercia que genera la peonza la hace girar erguida incluso si inclinamos la superficie sobre la cual gira, ofreciendo una gran resistencia a los intentos de volcarla o forzar su inclinación.

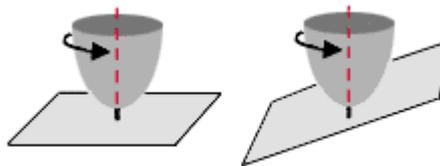


Fig.2.2.3 - Rigidez en el espacio.

- La segunda propiedad -**precesión**- es la respuesta del objeto cuando se le aplica una fuerza deflectiva en algún borde. Volviendo a la peonza, es la reacción de esta cuando en su rápido giro la tocamos en uno de sus bordes. El resultado de esta reacción es como si el punto de aplicación de la fuerza estuviera desplazado 90° en el sentido de giro del objeto. La precesión es inversamente proporcional a la velocidad de giro (a mayor velocidad menor precesión) y directamente proporcional a la cantidad de fuerza de deflexión aplicada.

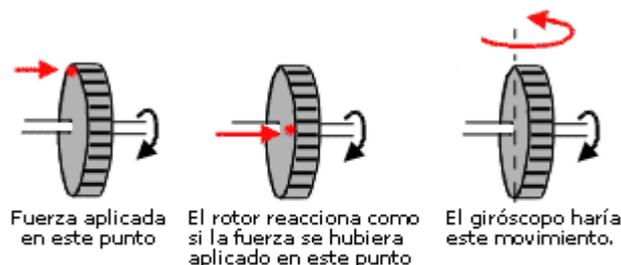


Fig.2.2.4 - Precesión giroscópica.

A la hora de fabricar un giróscopo, se procura que el elemento giratorio este construido con un material pesado o de muy alta densidad, con su masa repartida de forma uniforme y que además rote a gran velocidad con el mínimo posible de resistencia por fricción.

Este elemento giratorio se monta sobre un sistema de ejes que confieren al giróscopo distintos grados de libertad de movimientos, siendo el más comúnmente utilizado el denominado montaje universal, en el cual el giróscopo es libre de moverse en cualquier dirección sobre su centro de gravedad. Un giróscopo de este tipo se dice que tiene tres planos o tres grados de libertad.

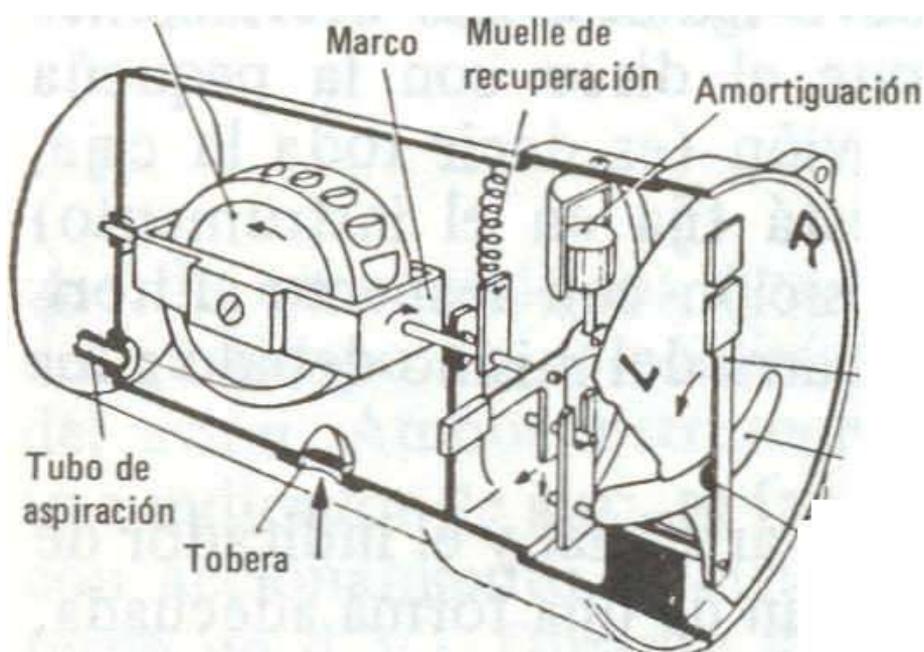


Fig.2.2.5 - Giróscopo.

Debido a sus cualidades, los giróscopos proporcionan unos planos fijos de referencia, planos que no deben variar aunque cambie la posición del avión. Gracias a esto, el piloto dispone de instrumentos que le proporcionan la posición espacial del avión con respecto a distintos ejes o planos de referencia. Estos instrumentos son: indicador de actitud también llamado "horizonte artificial", indicador de giro y virajes denominado también "bastón y bola", e indicador de dirección.

El rápido movimiento giratorio del rotor de los giróscopos se puede obtener por vacío o por un sistema eléctrico. En algunos aviones todos los giróscopos se activan con el mismo sistema (vacío o eléctrico); en otros, el sistema de vacío opera sobre el indicador de actitud y el indicador de dirección mientras el indicador de viraje es operado por el sistema eléctrico.

El sistema de vacío o succión se logra por medio de una bomba movida por el motor, cuya capacidad y tamaño dependerá de la cantidad de giróscopos del avión. Mediante este vacío se insufla una corriente de aire sobre los alabes del rotor que hace que este gire velozmente como una turbina.



El indicador de actitud, también llamado horizonte artificial, es un instrumento que muestra la actitud del avión respecto al horizonte. Su función consiste en proporcionar al piloto una referencia inmediata de la posición del avión en alabeo y profundidad; es decir, si está inclinado lateralmente, con el morro arriba o abajo, o ambas cosas, con respecto al horizonte. La incorporación del horizonte artificial a los aviones ha sido fundamental para permitir el vuelo en condiciones de visibilidad reducida o nula.

Este instrumento opera en base a una propiedad giroscópica, concretamente la de rigidez en el espacio.



Fig.2.6.1 - Horizonte artificial.

3.1.1 Construcción.

El horizonte artificial consta de un giróscopo de rotación horizontal montado sobre un sistema de ejes que le confieren tres grados de libertad (montaje universal), dentro de una caja hermética. Este giróscopo tiene fijada una esfera visible, con una barra horizontal de referencia a la altura del eje de giro, por encima de la cual la esfera es de color azul (cielo) y por debajo marrón (tierra).

Este aparato está conectado al sistema de succión, necesario para producir la corriente de aire que incide sobre los alabes del rotor y hace girar este a unas 16.000 r.p.m. aproximadamente.

En el frontal de la caja, se fija un dial de presentación con un avioncito en miniatura y una escala graduada en el semicírculo superior. Las marcas de esta escala están separadas de 10° en 10° entre 0° y 30° , con unas marcas más anchas representando 30° , 60° y 90° . En algunos indicadores, la escala graduada se encuentra en la esfera del giróscopo.

Este instrumento puede contar también con unas marcas horizontales por encima y por debajo de la barra del horizonte, como referencias de la actitud de cabeceo del avión, marcas que suelen indicar 5° , 10° , 15° y 20° de morro arriba o abajo.

Adosado a la caja se encuentra un botón giratorio de ajuste del avioncito. Cuando el avión se incline hacia un lado u otro, suba o baje el morro, o cualquier otro movimiento combinado, la caja y su dial con el avioncito en miniatura realizará el mismo movimiento. Pero por la propiedad de rigidez en el espacio, el giróscopo debe permanecer **siempre paralelo al horizonte**, y con él su esfera visible con la barra horizontal. De esta manera se

proporciona al piloto la referencia del horizonte y la actitud del avión respecto al mismo. La relación del avión miniatura con el horizonte de referencia es la misma que la del avión con el horizonte real.



Fig.2.6.2 - Componentes del horizonte artificial.

3.1.2 Lectura.

Al comportarse visualmente igual que el horizonte real, no exige al piloto esfuerzo para su interpretación; no obstante conviene tener en cuenta algunos detalles.

En primer lugar, y mediante el botón giratorio de ajuste, con el avión recto y nivelado, el piloto debe alinear las alas del avión en miniatura con la barra que representa el horizonte artificial para tener una referencia inicial. Un ajuste más fino se puede hacer teniendo en cuenta la carga y centrado de la misma en el avión. Se ha de tener en cuenta que el indicador de actitud no refleja directamente si el aeroplano está en vuelo recto y nivelado o ascendiendo o descendiendo; lo único que hace es indicar la posición del avión con respecto al horizonte. Por ejemplo, con el avión cargado en la parte trasera, su actitud de vuelo recto y nivelado será con el morro un poco más alto de lo normal; con esta actitud de morro arriba el horizonte queda un poco por debajo, lo cual debe traducirse en poner el avioncito por encima del horizonte de referencia.

La escala graduada del semicírculo superior representa los grados de alabeo del avión y la lectura de la cantidad en sí mismo no debe ofrecer problemas. Pero en algunos instrumentos, la escala se mueve en dirección opuesta a la cual el avión está realmente alabeando y esto puede confundir a los pilotos en cuanto a determinar hacia donde se está produciendo el alabeo. En estos casos, la escala solo debe ser utilizada para controlar el número de grados de alabeo, determinándose la dirección por la posición de las alas del avión miniatura con respecto al horizonte de referencia.

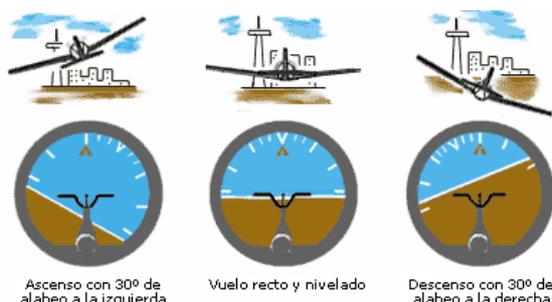


Fig.2.6.3 - Interpretación del horizonte artificial.

3.2. INDICADOR DE DIRECCIÓN.

También llamado direccional giroscópico o direccional, este instrumento proporciona al piloto una referencia de la dirección del avión, facilitándole el control y mantenimiento del rumbo.

El desplazamiento de un lugar a otro en avión, se realiza a través de una ruta aérea previamente elaborada, la cual se compone de uno o más tramos, en los cuales para llegar de un punto al siguiente ha de seguirse una determinada dirección o rumbo, es decir, el piloto debe "navegar" a través del aire para seguir esa ruta.

Antes de la aparición del indicador de dirección, los pilotos navegaban sirviéndose de la brújula, y a la vista de las proezas narradas, con bastante eficiencia. Pero la brújula es un instrumento que puede dar lugar a numerosos errores, exigiendo mucha atención y una lectura adecuada, pues son muchos los efectos que alteran su funcionamiento y dan lugar a interpretaciones erróneas. Por ejemplo, no es muy fácil realizar un giro con precisión en base a la brújula, particularmente si el aire es turbulento.

Sin embargo, el indicador de direcciones inmune a las causas que hacen dificultosa la lectura de la brújula, lo que le hace el instrumento adecuado para mantener el control direccional del avión o su rumbo, pues sus indicaciones son más precisas y fiables que las de la brújula. Este instrumento proporciona una indicación de dirección estable y relativamente libre de errores.

Su funcionamiento se basa en la propiedad de rigidez en el espacio que tienen los giróscopos.



Fig.2.7.1 - Indicador de dirección.

3.2.1 Construcción.

Este instrumento consiste en un giróscopo cuyo eje de rotación es vertical, acoplado al cual se encuentra una rosa de rumbos graduada de 0° a 359°. La caja del instrumento tiene incrustado en su frontal visible un pequeño avión montado verticalmente cuyo morro siempre apunta al rumbo del avión. Asimismo, dispone de un botón giratorio para ajustar el rumbo.

Al efectuar un cambio de dirección, la caja del instrumento se mueve al unísono con el avión, pero el giróscopo debido a su rigidez en el espacio continúa manteniendo la posición anterior. Este desplazamiento relativo de la caja respecto del eje vertical del rotor se transmite a la rosa de rumbos, haciéndola girar de forma que muestre en todo momento el rumbo, enfrentado al morro del avión de miniatura.



Fig.2.7.2 - Indicadores de dirección.

Hay otro tipo de indicadores de dirección, que en lugar de la rosa de rumbos giratoria disponen de una carta de rumbos circular, dispuesta en forma horizontal, que muestra en una ventanilla el rumbo, de forma parecida a como se muestra en la brújula. Cuando el aeroplano gira sobre su eje vertical, la carta de rumbos mantiene el eje marcando el nuevo rumbo.

La rosa de rumbos está graduada en incrementos de 5 grados, con números cada 30 grados, y en algunos casos los puntos cardinales indicados por **N**(orte), **S**(ur), **E**(ste) y **W**(est=Oeste).

3.2.2 Lectura.

La lectura de este instrumento es muy sencilla y no tiene dificultades; la dirección del avión se muestra enfrentada a una marca frente al morro del pequeño avión, o en su caso con una marca en la ventanilla.

No obstante, se ha de tener en cuenta lo siguiente: Este instrumento precesiona, es decir se desajusta, y además no tiene cualidades magnéticas por lo que no detecta por sí solo la posición del norte magnético. Por ambas razones, el piloto debe chequearlo periódicamente con la brújula y ajustarlo si es necesario mediante el botón giratorio, especialmente tras realizar maniobras bruscas o giros prolongados. Este ajuste debe hacerse siempre con el avión en vuelo recto y nivelado y con la brújula estable.



Fig.2.7.3 - Lectura del indicador de dirección.

Algunos indicadores de dirección más avanzados tienen instalados unos sistemas de sincronización automática con la brújula, o con las líneas de flujo magnético terrestre, pero no suelen instalarse en aviones ligeros.

Notas:

Lo expuesto anteriormente podría llevarnos a pensar que el indicador de dirección es un sustituto de la brújula y esto sería incorrecto por varias razones:

- el indicador de dirección no está libre por completo de errores y al no regirse por principios magnéticos no detecta el norte magnético. Lo que aporta el direccional realmente es comodidad para el piloto, pues le permite mantener el control direccional apoyándose principalmente en el indicador de dirección, eso sí, ajustando este instrumento de una forma periódica con la lectura de la brújula.
- Por otra parte, al ser un instrumento más sofisticado y con varios elementos mecánicos es más susceptible de averiarse que la brújula, con lo que esta última puede servir además como indicador de dirección de emergencia.

3.3 INDICADOR DE VIRAJE/COORDINACIÓN.

Este aparato consta realmente de dos instrumentos independientes ensamblados en la misma caja: el indicador de viraje y el indicador de coordinación de viraje.

Este fue uno de los primeros instrumentos usados por los pilotos para controlar un aeroplano sin referencias visuales al suelo o al horizonte. El indicador de viraje tenía la forma de una gruesa aguja vertical o "bastón" y el indicador de coordinación consistía en una bola dentro de un tubo, recibiendo por ello la denominación de "bola". Al conjunto del instrumento se le denominaba "bastón y bola".

Hoy en día el indicador de viraje tiene la forma del perfil de un avión en miniatura, y el indicador de coordinación sigue teniendo la misma presentación mediante una bola. El instrumento en su conjunto recibe el nombre de coordinador de giro (turn coordinator), aunque la denominación coloquial "bastón y bola" se sigue empleando de forma indistinta, puesto que ambos instrumentos muestran la misma información pero de forma diferente.

Como casi siempre, la nomenclatura es amplia, a veces confusa y no siempre acertada. Al indicador de viraje también se le denomina indicador de inclinación, indicador de giro, o "bastón". Al indicador de coordinación de giro, se le denomina a veces inclinómetro, indicador de resbales y derrapes, indicador de desplazamiento lateral, o "bola".

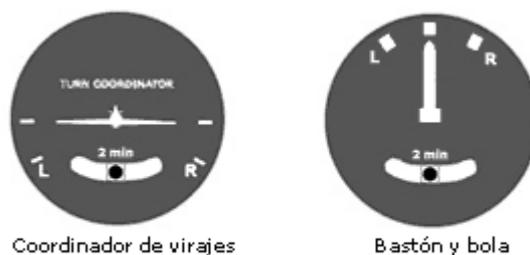


Fig.2.8.1 - Indicador de viraje y coordinación.

3.3.1 Velocidad angular de viraje.

Por velocidad angular de viraje o ratio de viraje se entiende el número de grados por segundo que gira el avión sobre un eje vertical imaginario. Si para realizar un giro de 90° se tardan 30 segundos, la velocidad angular o ratio de viraje es de 3° por segundo ($90^\circ/30''=3^\circ/\text{segundo}$).

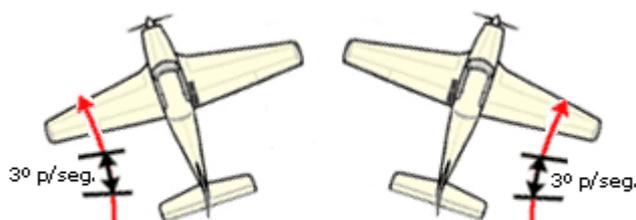


Fig.2.8.2 - Velocidad angular o ratio de viraje.

3.3.2 Indicador de viraje.

El indicador de viraje, en forma de avión miniatura o de "bastón", muestra si el avión está girando, hacia que lado lo hace y cual es la velocidad angular o ratio del viraje.

Otra función del indicador de viraje consiste en servir como fuente de información de emergencia en caso de avería en el indicador de actitud (horizonte artificial), aunque este instrumento no dé una indicación directa de la actitud de alabeo del avión. **Conviene tener claro que el horizonte artificial señala la inclinación (alabeo) del avión en grados mientras que el bastón indica en grados el régimen de viraje: son dos cosas distintas.**

Su funcionamiento se basa en la propiedad giroscópica de precesión.

Este instrumento está constituido por un giróscopo, cuyo rotor es accionado por el sistema de vacío (girosucción) o eléctricamente. El giróscopo se monta por lo general en un ángulo de 30° , de forma semirígida, lo cual le permite girar libremente sobre los ejes lateral y longitudinal, pero teniendo restringido el giro alrededor del eje vertical.

Un muelle acoplado al giróscopo mantiene a este vertical cuando no se le aplica ninguna fuerza deflectiva. En algunas ocasiones, este muelle es ajustable para permitir la calibración del instrumento para una determinada tasa de giro. Adicionalmente, un mecanismo de amortiguación impide las oscilaciones excesivas del indicador.

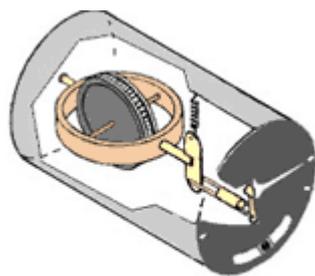


Fig.2.8.3 - Coordinador de viraje.

Cuando el aeroplano gira alrededor de su eje vertical, la deflexión aplicada al giróscopo hace que este precesione, lo cual se traduce en el movimiento del indicador, es decir que el avión en miniatura que aparece en el dial del instrumento se ladea hacia la izquierda o hacia la derecha. A medida que la tasa de giro se incrementa también lo hace la fuerza de precesión. Cuanto más rápido sea el viraje, mayor será la precesión y el ladeo del avión miniatura.



Fig.2.8.4 - Funcionamiento del indicador de viraje.

En el dial del instrumento, además del avión miniatura o el bastón, hay una marca central vertical en el caso del bastón o dos marcas centrales horizontales en el caso del coordinador, y en ambos casos una marca a cada lado con las letras **L** (Left=Izquierda) y **R** (Right=Derecha) respectivamente. Si el avión gira a la izquierda, el bastón se desplazará hacia la marca de la izquierda (L) o el avioncito se ladeará hacia la marca de ese lado; si el viraje es a la derecha, sucederá lo mismo respecto a la marca de la derecha (R).

Hay dos tipos de indicador de viraje: de 2 minutos y de 4 minutos. Esto quiere decir que un giro de 360° requiere 2 minutos para completarse, o lo que es lo mismo el avión gira a una tasa de 3° por segundo (360°/120 segundos). De la misma manera, en el indicador de 4 minutos, la tasa de giro sería de 1,5° por segundo (360°/240 segundos).

3.3.3 Lectura del indicador de viraje.

Cuando las alas del avión en miniatura se alinean con las pequeñas líneas junto a la "L" ("izquierda") o la "R" ("derecha"), esto significa que el avión tiene una velocidad angular de viraje estándar, que suele ser de 3° por segundo (en un coordinador de viraje de 2 minutos); como se ha dicho antes, esto implica que el avión realizará un giro de 360° grados en 2 minutos, o de 180° en 1 minuto, etc...

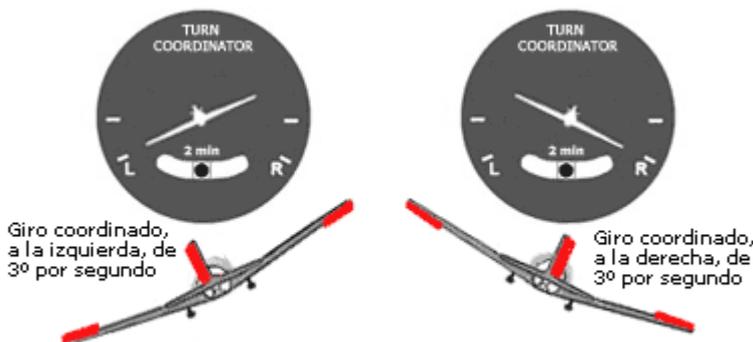


Fig.2.8.5 - Lectura del indicador de viraje.

Para mantener un giro coordinado a una tasa determinada, se requiere un ángulo de alabeo que dependerá de la velocidad. Obviamente, no es lo mismo realizar un giro de 3° por segundo a una velocidad de 90 nudos que a una velocidad de 200 nudos. Para mantener una misma velocidad angular o tasa de viraje, a mayor velocidad del avión mayor será el ángulo de alabeo requerido.

Por esta razón, el régimen normalizado de viraje en aviones ligeros suele ser de 2 minutos (3° por segundo) mientras que en aviones grandes o que desarrollan altas velocidades, el régimen normalizado suele ser de 4 minutos (1,5° por segundo) para evitar precisamente ángulos de alabeo demasiado pronunciados. Otro detalle a

tener en cuenta, es que la inercia y la fuerza centrífuga en un avión de 300 Tm. es muchísimo mayor que en un avión de 1 Tm. lo que significa que el primero tiene mayores dificultades para mantener tasas de viraje elevadas.

3.3.4 Coordinador de viraje o bola.

La dirección de movimiento de un avión no es necesariamente la misma a la cual apunta su eje longitudinal, o lo que es lo mismo, el morro del avión. Es más, los aviones disponen de mandos separados e independientes para controlar la dirección de vuelo (alерones) y el punto adonde enfile el morro del avión (timón de dirección).

Para hacer un viraje, el piloto alabea el avión hacia el lado al cual quiere virar, mediante los alerones, y acompaña este movimiento girando el timón de dirección hacia ese mismo lado, presionando el pedal correspondiente. De este modo trata de poner al avión en una nueva dirección y mantener el eje longitudinal alineado con ella, lo que se llama un viraje coordinado. Si el piloto actuara sobre un solo mando, el avión trazaría la curva, penosamente, pero la acabaría trazando.

Si al actuar sobre ambos mandos, la cantidad de movimiento sobre uno de ellos es relativamente mayor o menor al movimiento dado al otro, el avión no hará un giro coordinado sino que girará "resbalando" o "derrapando", es decir su eje longitudinal apuntará a un punto desplazado de la dirección de movimiento. *Si el viraje es coordinado, el morro del avión apunta a la dirección de giro; si derrapa o resbala, apunta a un lugar desplazado de esta dirección.*

El instrumento que nos muestra la calidad del giro, es decir, si es coordinado, si el avión "derrapa", o si "resbala" es el coordinador de viraje o bola, lo cual le hace una referencia fundamental para la coordinación de los controles que intervienen en el giro (alерones y timón de dirección).

Esta parte del instrumento, consiste en un tubo transparente de forma curvada, que contiene en su interior un líquido, normalmente queroseno, y una bola negra de ágata o acero, libre de moverse en el interior de dicho tubo. El fluido del tubo actúa como amortiguador asegurando el movimiento suave y fácil de la bola.

La curvatura del tubo es tal que en posición horizontal la bola tiende a permanecer en la parte más baja del tubo. Dos líneas verticales en esta parte del tubo ayudan a determinar cuando la bola está centrada.

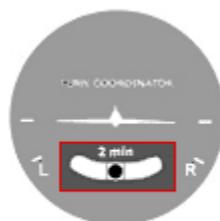


Fig.2.8.6 - "Bola"

La bola, lo mismo que el avión, está sometida a la fuerza de la gravedad y a la fuerza centrífuga provocada por el giro. En un giro coordinado, ambas fuerzas están compensadas y la bola debe permanecer en el centro del tubo, entre las dos líneas de referencia verticales. Pero si el giro no es coordinado las fuerzas no están balanceadas y la bola se desplazará a uno u otro lado del tubo, en la dirección de la fuerza mayor (gravedad o centrífuga). La bola sirve pues como indicador de balance de estas dos fuerzas, mostrándonos de forma visual la coordinación o descoordinación en el uso de los mandos.

3.3.5 Resbale y derrape.

Resbale. Si la bola cae hacia el lado del viraje, el avión está resbalando. La fuerza de la gravedad es mayor que la fuerza centrífuga. El régimen de viraje es demasiado bajo para la inclinación dada, o la inclinación es excesiva para

ese régimen. Para corregir un resbale, hay que aumentar el régimen de viraje (más presión sobre el pedal del lado del viraje) o disminuir el ángulo de alabeo (menos deflexión en los alerones), o ambas cosas.

Derrape. Si la bola se mueve hacia el lado contrario al viraje, el avión está derrapando. La fuerza centrífuga es mayor que la gravedad. El régimen de viraje es demasiado alto para el alabeo dado, o el alabeo es insuficiente para ese régimen. Para corregir un derrape, se debe disminuir el régimen de viraje (menos presión sobre el pedal del lado del viraje) o aumentar el ángulo de alabeo (más deflexión en los alerones), o ambas cosas.



Fig.2.8.7 - La "bola" indica la calidad del viraje.

Es importante para el piloto, comprender que la bola debe mantenerse centrada en todo momento, tanto en los giros como en vuelo recto y nivelado, salvo que se desee realizar un resbale intencionado. Si la bola no está centrada, el avión no está volando eficientemente.

Para corregir un resbale o un derrape, una buena regla consiste en "pisar la bola", es decir aplicar presión al pedal del lado al cual está desplazada la bola.

4. INSTRUMENTOS MAGNÉTICOS

4.1 BRÚJULA.

La brújula, también llamada compás magnético, es un instrumento que al orientarse con las líneas de fuerza del campo magnético de la tierra, proporciona al piloto una indicación permanente del rumbo del avión respecto al Norte magnético terrestre. Este instrumento es la referencia básica para mantener la dirección de vuelo.



Fig. 2.9.1 - Brújula.

4.1.1 Magnetismo.

Puesto que la brújula opera en base a principios magnéticos, primero unos principios básicos sobre esta fuerza.

El magnetismo es la fuerza de atracción o repulsión que se produce en algunas sustancias, especialmente aquellas que contienen hierro y otros metales como níquel y cobalto, fuerza que es debida al movimiento de cargas eléctricas.

Cualquier objeto, por ejemplo una aguja de hierro, que exhibe propiedades magnéticas recibe el nombre de magneto o imán. Un imán tiene dos centros de magnetismo donde la fuerza se manifiesta con mayor intensidad, llamados polo Norte y polo Sur, dándose la circunstancia que polos del mismo signo se repelen mientras que polos de distinto signo se atraen. Unas líneas de fuerza magnética fluyen desde un polo hacia el otro, curvándose y rodeando al imán, denominándose campo magnético al área cubierta por estas líneas de fuerza.

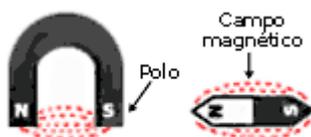


Fig. 2.9.2 - Imanes.

Si un imán se rompe, cada una de las piezas tendrá sus propios polo Norte y Polo Sur. Es imposible aislar un único polo con independencia de lo pequeños que sean los fragmentos. La posibilidad de la existencia de un único polo o monopolo está sin resolver y los experimentos en este sentido no han dado resultado.

Magnetismo terrestre. El fenómeno del magnetismo terrestre se debe a que toda la Tierra se comporta como un gigantesco imán. Aunque no fue hasta 1600 que se señaló esta similitud, los efectos del magnetismo terrestre se habían utilizado mucho antes en las brújulas primitivas. El nombre dado a los polos de un imán (Norte y Sur) se debe a esta similitud.

Un hecho a destacar es que los polos magnéticos de la Tierra no coinciden con los polos geográficos de su eje. Las posiciones de los polos magnéticos no son constantes y muestran ligeros cambios de un año para otro, e incluso existe una pequeñísima variación diaria solo detectable con instrumentos especiales.

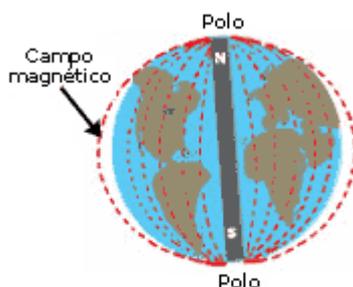


Fig.2.9.3 - Magnetismo terrestre.

El funcionamiento de la brújula se basa en la propiedad que tiene una aguja imantada de orientarse en la dirección norte-sur magnética de la tierra.

4.1.2 Construcción.

Este instrumento está formado por una caja hermética, en cuyo interior hay una pieza formada por dos agujas de acero magnetizadas alrededor de las cuales se ha ensamblado una rosa de rumbos. Este conjunto se apoya a través de una piedra preciosa, para minimizar rozamientos, sobre un eje vertical acabado en punta, de forma que su equilibrio sea lo más estable posible. La caja suele estar llena de un líquido no ácido, normalmente queroseno, para reducir las oscilaciones, amortiguar los movimientos bruscos, aligerar el peso de la rosa de rumbos, y lubricar el punto de apoyo.

La rosa de rumbos está graduada de 5° en 5° , con marcas más grandes cada 10° , y cada 30° un número sin el cero final. Las orientaciones de los cuatro puntos cardinales se representan con sus iniciales (**N**=North, **S**=South, **E**=East, **W**=West).

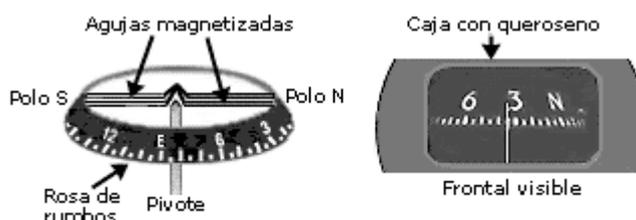


Fig.2.9.4 - Componentes de una brújula.

En el frontal visible de la caja, un cristal, en el cual se ha pintado o grabado una marca o línea de fe, hace posible la lectura de los rumbos. En muchas ocasiones, la brújula dispone de una pequeña lámpara para poder realizar lecturas nocturnas.

4.1.3 Declinación.

Como se ha dicho anteriormente, el Norte geográfico y el Norte magnético no coinciden, hay una ligera diferencia. Puesto que las cartas de navegación indican el rumbo *geográfico*, se hace indispensable conocer y corregir esta diferencia.

Se denomina **declinación** a la diferencia angular entre el norte magnético y el norte geográfico. La declinación es Este cuando el norte magnético está al este del norte geográfico, y es Oeste cuando el norte magnético está al oeste del norte geográfico. En España la declinación es Oeste.



Fig.2.9.5 - Declinación.

Una vez obtenido el rumbo geográfico, se calcula el rumbo magnético: si la declinación de la zona es Este debe restarse el valor de la declinación; si la declinación es Oeste debe sumarse. Por ejemplo, si la declinación es de 5° Oeste, para volar a un lugar en el rumbo geográfico 210° hay que mantener un rumbo magnético de $210^{\circ} + 5^{\circ} = 215^{\circ}$.

Si la declinación es Este : $\text{Rumbomagnético}^{\circ} = \text{Rumbogeográfico}^{\circ} - \text{declinación}^{\circ}$
Si la declinación es Oeste: $\text{Rumbomagnético}^{\circ} = \text{Rumbogeográfico}^{\circ} + \text{declinación}^{\circ}$

La declinación varía de un lugar a otro. Dado que las variaciones no son muy grandes, se suele asumir una misma declinación para zonas geográficas próximas (p.ejemplola Península Ibérica, uno o más Estados en EE.UU, etc...).

4.1.4 Errores en la lectura de la brújula.

La brújula está sujeta a errores provocados por la aceleración, la desaceleración y la curvatura del campo magnético terrestre en especial en altas latitudes. También suele oscilar, converger o retrasarse en los virajes y su lectura es especialmente difícil durante turbulencias o maniobras.

Los errores de tipo físico se deben principalmente a la fricción del líquido sobre la rosa de rumbos, a la falta de amortiguación de este líquido, o porque el propio líquido forma remolinos debido a turbulencias o maniobras bruscas. Estas circunstancias provocan balanceos y oscilaciones en la brújula que dificultan su lectura.

Con independencia de los errores físicos, lo que más complica la navegación con la brújula son los errores de tipo magnético. Estos se conocen como errores debidos a la inclinación (viraje) y a la aceleración o desaceleración.

Error de inclinación o viraje: Las líneas de fuerza del campo magnético terrestre tienen un componente vertical que es 0 en el Ecuador pero que constituyen el 100% de la fuerza total en los Polos. Esta tendencia de la brújula a inclinarse hacia abajo por efecto de la atracción magnética, produce en los virajes el siguiente comportamiento:

- Volando en un rumbo Norte, si se realiza un giro hacia el Este o el Oeste, la indicación inicial de la brújula se retrasará o indicará un giro hacia el lado contrario. Este desfase se va aminorando de manera que al llegar al rumbo Este u Oeste no existe error.
- Si se hace un giro hacia el Sur desde cualquier dirección, a medida que nos vamos aproximando al Sur la brújula se adelanta e indica un rumbo más al Sur que el real. Para sacar al avión en el rumbo deseado, el giro debe ser terminado con una indicación de la brújula pasado dicho rumbo.

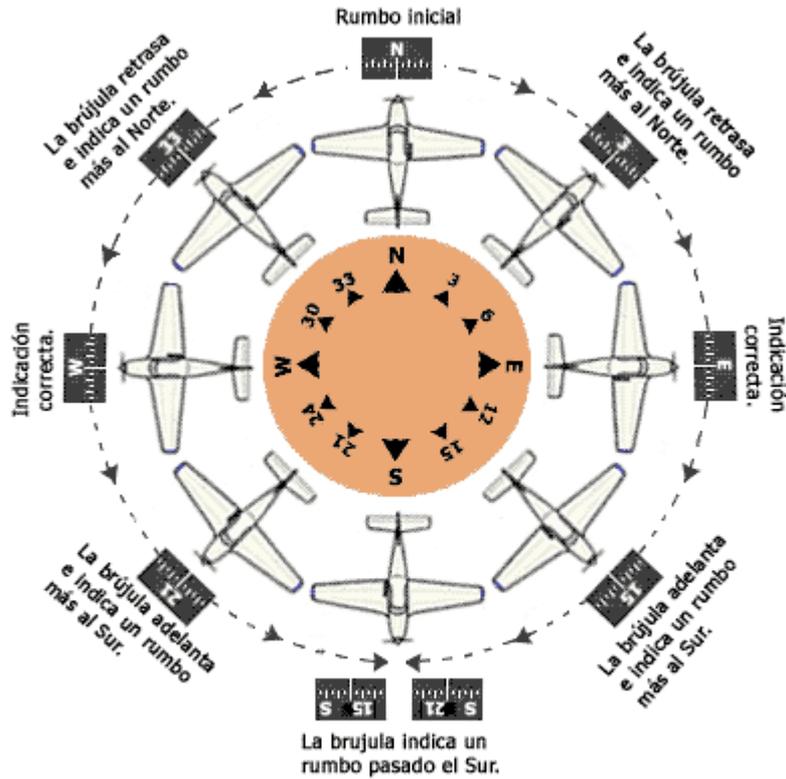


Fig.2.9.6 - Errores de viraje hacia rumbos Sur.

- Volando en un rumbo Sur, al realizar un giro al Este o el Oeste, la brújula se adelanta e indica un rumbo más allá al realmente seguido. Este adelanto también se va aminorando de forma que al llegar al rumbo Este u Oeste tampoco existe error.
- Si se hace un giro hacia el Norte desde cualquier dirección, cuando nos vamos aproximando al Norte la indicación de la brújula es de un rumbo más atrás del real. Para sacar al avión en el rumbo deseado, el giro debe ser terminado con una indicación de la brújula anterior a dicho rumbo.

Los errores de viraje se producen en rumbos Norte y Sur siendo prácticamente nulos en rumbos Este y Oeste. La cantidad de grados de retraso o adelanto es máxima en rumbos Norte (0°) y Sur (180°), y esta cantidad depende del ángulo de alabeo usado y de la latitud de la posición del aeroplano.

Como colofón a las explicaciones anteriores, podríamos concluir que el error de viraje produce que en el semicírculo Norte de la rosa de rumbos la brújula gire más despacio que el avión e indique rumbos retrasados; igual en rumbos Este y Oeste indicando rumbos correctos, y más deprisa en el semicírculo Sur indicando rumbos adelantados.



Fig.2.9.7 - Errores de viraje.

La regla nemotécnica para sacar al avión del viraje en rumbo correcto es: **Norte (NO me paso) Sur (Si me paso)**

Error de aceleración/deceleración Debido a su montaje pendular, cuando se cambia de velocidad acelerando o decelerando, la brújula se inclina sobre su pivote y esta inclinación provoca que las agujas imantadas no coincidan correctamente con las líneas magnéticas terrestres. Este error es más aparente en los rumbos Este y Oeste, siendo prácticamente nulo en rumbos Norte y Sur.

- Cuando un avión manteniendo un rumbo Este u Oeste acelera o asciende, la brújula indicará en principio como si se estuviera virando al Norte. Cuando decelera o desciende, la brújula indica un viraje al Sur.

La regla nemotécnica es **ANDS (Acelera/Asciende=Norte, Decelera/Desciende=Sur)**

Importante: La descripción de estos errores corresponde a latitudes del hemisferio Norte. En el hemisferio Sur los errores se producen a la inversa.

4.1.5 Indicador de dirección y brújula.

El indicador de dirección es un instrumento más sofisticado y fiable que la brújula, pero sus indicaciones se basan en un referente proporcionado por el piloto (calaje del indicador de dirección), el cual se sirve de la brújula para este menester. Desde este punto de vista, ambos instrumentos ni son excluyentes entre sí ni existe duplicidad de funcionamiento entre ambos, realmente son complementarios.

Aunque el indicador de dirección también se desajusta, la brújula, como hemos visto en este capítulo, es susceptible de ciertos errores, produciendo además lecturas erróneas en presencia de campos magnéticos o por oscilaciones en turbulencias, cosa que no sucede con el indicador de dirección. Por otro lado, la brújula es muy sencilla en su construcción y se basa en propiedades inmutables lo cual la hace casi inmune a las averías, en tanto el indicador de dirección es más complejo y depende del funcionamiento del sistema de succión, lo cual deja a este último en inferioridad de condiciones a este respecto.

Supongamos por un momento que por alguna razón hemos calado mal el indicador de dirección y carecemos de brújula. ¿Cómo sabemos la dirección en la cual volamos? Tendríamos que servirnos de referencias en la tierra que conociéramos previamente, lo cual no deja de ser una opción bastante enojosa, o lo que es más posible, estaríamos literalmente perdidos.

Conclusión Normalmente, debido a la inestabilidad de las indicaciones de la brújula, se vuela por referencia al indicador de dirección, calando este periódicamente con las lecturas de la brújula en vuelo recto y nivelado. Pero como todos los aparatos, el indicador de dirección puede estropearse. En ese caso un buen piloto no tendrá problemas, navegará sirviéndose de la brújula; un mal piloto estará perdido.

5. OTROS INSTRUMENTOS (“Vuelo sin motor Técnicas avanzadas”. H.Reichmann)

5.1. Computadoras de a bordo

El piloto es muy superior a la computadora. Quien no comprenda que la computadora sólo es un mero instrumento corre el riesgo de dejarse guiar por una máquina ciega y sorda. Esto podría conducirle a resultados desafortunados a pesar de que los fabricantes de estas máquinas tratan de proteger a sus clientes con informaciones adecuadas sobre sus posibilidades.

La electrónica ha abierto nuevas posibilidades al vuelo sin motor que nunca hubiera podido lograr la mecánica. Con las pequeñas calculadoras de bolsillo puede solucionarse cualquier problema matemático. Este aspecto es de gran interés, pues a su vez la teoría del vuelo de distancia ha progresado de tal forma que los problemas de

«optimización» de valores quedan rápidamente resueltos con la ayuda de estas calculadoras. Tanto el instrumento, es decir, la calculadora o computadora, como la ciencia, es decir, la teoría, han alcanzado paralelamente un alto nivel. El piloto sólo ha de escoger la información precisa y la computadora, previamente programada adecuadamente, le facilitará la solución. La computadora memoriza datos (por ejemplo: prestaciones del velero, velocidades, componentes del viento, rumbo del vuelo, carga) que en todo momento pueden utilizarse como parámetros para el cálculo de otros valores.

El gran desarrollo de estos instrumentos podría parecerle a un lego, en vuelos de competición, un tanto peligroso para la figura del piloto, ante el temor de que su función degenera al igual que la del cosmonauta que sólo se guía por los resultados de la computadora. La computadora facilita al piloto los cálculos necesarios para determinar la velocidad óptima de planeo final, la corrección de deriva, el vuelo de estima, la posición adecuada de los flaps, etc... pero la visión de conjunto de la situación de vuelo, la toma de decisión en función del tiempo, la búsqueda de corrientes ascendentes, la fijación del centro de térmicas, la táctica del vuelo, etc., es decir, todo aquello que da interés al vuelo sin motor, sigue estando a cargo del piloto. Por la sencilla razón de que a bordo no existe ninguna computadora que tenga unos ojos capaces de estimar, a 5 km. de distancia, la masa de aire ascendente bajo el próximo cúmulo. Ni tampoco hay una computadora dotada de oídos, capaz de tomar decisiones tácticas en función del diálogo por radio entre los demás competidores.

Desde el punto de vista técnico la máquina adolece de los mismos errores que los otros instrumentos de a bordo, ya que los valores medidos por éstos no son suficientemente exactos. Las tomas de presión (estática, total y de presión del Venturi) están sometidas a numerosos elementos perturbadores que imposibilitan su exactitud. Por lo tanto, por muy bien que funcione la computadora, sus resultados serán inexactos. Esta afirmación es válida para cualquier tipo de computadora de a bordo. Es decir, para todas aquellas que procesan datos facilitados por los medios destinados a la toma de presiones barométricas, para las que se basan en el efecto de enfriamiento producido por el flujo de la botella termo, para las de compensación electrónica (también sometida a los efectos perturbadores de la toma de presión estática), así como para cualquier otro instrumento compensado por Venturi.

Decidir si tiene o no sentido instalar a bordo una costosa computadora, exige un análisis en el que participe el piloto que haya de utilizarla en vuelo. Opino que la computadora a bordo resulta ventajosa tan sólo después de que el piloto domine la teoría del vuelo de distancia y, en particular, los cálculos de optimización.. De lo contrario, estas máquinas constituyen una carga adicional para el piloto. En esta cuestión juega y jugará una importancia decisiva la facilidad de manejo y comprensión que logren dar los fabricantes a sus instrumentos.

La lanita o indicador de derrape

La lanita ha de instalarse sobre la parte de la cúpula de menos curvatura, donde resulta bien visible. (Conviene señalar este punto mediante un trozo de cinta adhesiva o con rotulador indeleble al agua). La lanita nos indica si se vuela correctamente o por el contrario si el velero derrapa o resbala. La inclinación lateral de la lanita suele ser superior al ángulo real de derrape o resbale del velero.

Maniobras de corrección cuando la lanita se incline: accionar el timón de dirección en sentido contrario a la inclinación de la lanita y/o accionar el timón de alabeo en el mismo sentido que la inclinación de la lanita. Al caer en barrena, la lanita siempre señala hacia el interior. Todo velero debe estar equipado con esta ayuda.

Nivel de albañil

Indica la dirección de la resultante de las fuerzas a que está sometido el velero, pero en sentido contrario a las indicaciones de la bola. Reacciona rápidamente y constituye un buen instrumento adicional para el vuelo sin visibilidad, siempre que el líquido en su interior contenga un anticongelante.

Maniobra de corrección cuando el velero derrape o resbale: accionar el timón de dirección en sentido contrario al desplazamiento de la burbuja de aire y/o accionar el timón de alabeo en el mismo sentido que el desplazamiento de la burbuja (es decir, igual que con la lanita).

Barógrafo

Traza gráficamente la curva de presiones del aire, en función del tiempo. Los barógrafos de «humo» registran las presiones sobre una hoja de aluminio ahumada, siendo más exactos que los de tinta. Ahora bien, todavía resultan más exactos los barogramas obtenidos mediante un barógrafo perforador, que cada 6 segundos traza una marca sobre un papel especial; pero es un instrumento muy caro y delicado.

Apuntes de Instrumentos. Bibliografía.

Recopilación de transcripciones literales de las siguientes fuentes:

- Apuntes de Instrumentos de M.A. Ochoa.
- “Vuelo sin motor. Técnicas avanzadas”. H. Reichmann
- “Volar a vela”. Carlos Bravo y Encarnita Novillo-Fertrell
- “Manual del piloto privado”. Alejandro Rosario Saavedra