

ATA 31

**SISTEMAS DE
INSTRUMENTACIÓN**

sistemas se explicarán en sus correspondientes secciones.

Sumario:

- La disposición de los instrumentos en el panel tiene una distribución estándar.
- Los instrumentos sirven al piloto para vigilar y controlar el rendimiento del avión, el funcionamiento de los sistemas, y su posición en el espacio.
- Los instrumentos se suelen clasificar por su función: de vuelo, de navegación, de motor, etc...

2.2 INSTRUMENTOS BÁSICOS DE VUELO.

Los instrumentos básicos de vuelo son aquellos que nos informan de la altura y velocidad del avión, su actitud con respecto al suelo sin necesidad de tomar referencias, si está en ascenso, descenso o nivelado, y en que dirección vuela.

Estos instrumentos básicos, salvo la [brújula](#), se suelen dividir en dos grupos: los que muestran información basándose en las propiedades del aire ([anemómetro](#), [altímetro](#), y [variómetro](#)) y los que se basan en propiedades giroscópicas ([indicador de actitud](#), [indicador de giro/viraje](#), e [indicador de dirección](#)). Cada uno de estos instrumentos tiene su capítulo correspondiente dentro de esta sección, pero antes es conveniente comprender que se entiende por propiedades del aire y propiedades giroscópicas.

2.2.1 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 agujero 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.

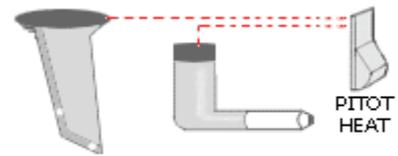


Fig.2.2.1 - Tipos de tubo pitot.

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.

2.2.2 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.

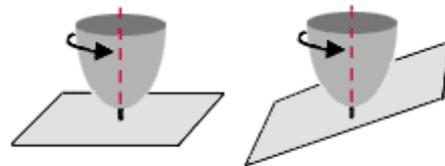


Fig.2.2.3 - Rigidez en el espacio.

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.

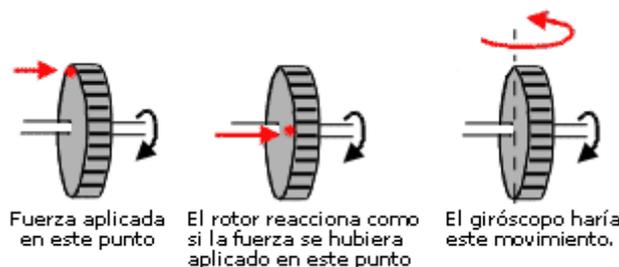


Fig.2.2.4 - Precesión giroscópica.

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.

La presión de vacío o succión necesaria para el buen funcionamiento de los instrumentos suele variar entre 4" y 5". En el panel de instrumentos se dispone de un indicador que muestra la cantidad de succión de este sistema. Una baja succión durante un periodo extendido de tiempo puede indicar un fallo del regulador de vacío, suciedad en el sistema o un escape en el mismo. Si el sistema falla por cualquier razón el indicador tiende a caer a cero, y los instrumentos que se nutren de este sistema fallarán. El problema es que el efecto es gradual y puede no ser notado por el piloto durante algún tiempo.



Fig.2.2.6 - Indicador de succión.

El sistema de giro-succión solo es utilizable por debajo de 30.000 pies y con temperaturas por encima de -35°F por lo cual los aviones comerciales que vuelan por encima de esa altitud suelen estar equipados con giróscopos eléctricos.

Sumario:

- Los instrumentos básicos de vuelo, excepto la brújula, se clasifican en instrumentos basados en las propiedades del aire e instrumentos basados en giróscopos.
- El altímetro, el variómetro y el anemómetro se basan en las propiedades del aire.

- El indicador de actitud, el indicador de viraje y el indicador de dirección se basan en giróscopos.
- El sistema de pitot y estática provee las presiones necesarias, por medio del pitot y las tomas estáticas, a los instrumentos conectados a este sistema.
- Las principales propiedades giroscópicas son: rigidez en el espacio y precesión.
- Los giróscopos suelen constar de un rotor hecho de un material pesado y con su masa bien equilibrada, montado sobre un sistema de ejes que le confieren varios grados de libertad.
- Los rotores de los giróscopos se hacen girar por succión, eléctricamente, o por ambos medios.
- Un medidor ubicado en el panel de instrumentos indica el estado del sistema de succión.

2.3 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 - Altímetro

2.3.1 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 la atmósfera vista en el [capítulo 1](#), "la presión disminuye con la altura".

2.3.2 Construcción.

El altímetro consiste en una caja cilíndrica, dentro de la cual hay una o más cápsulas aneroides 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 aneroides, 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.

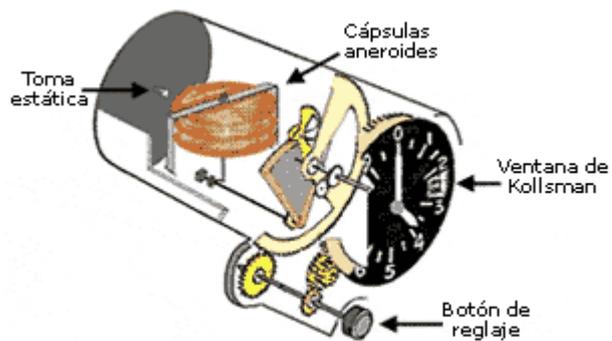


Fig.2.3.2 - Construcción del altímetro.

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 aeroplanos 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.

2.3.3 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.

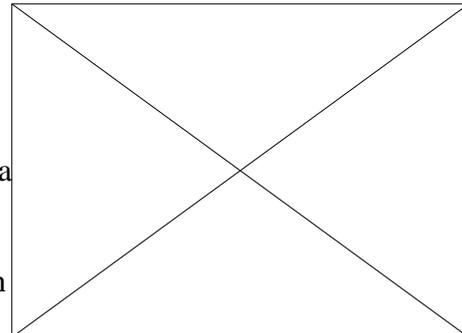


Fig.2.3.3 - Lectura del altímetro de dos agujas.

2.3.4 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 aneroides. 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 ventana 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 aneroides en condiciones de atmósfera real. Un simil: 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 ¿como sabemos que 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 afectan 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.

2.3.5 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 1000 ft.) 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 (3000 ft.) que la real del avión sobre el nivel medio del mar (2000 ft.) lo cual puede comprometer el sortear obstáculos además de que puede resultar peligroso encontrarnos 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.

2.3.6 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 radioaltímetros 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.

Sumario.

- El altímetro es un barómetro que muestra los cambios de presión traducidos en altitud, normalmente pies.
- Su funcionamiento se basa en la propiedad de que la presión atmosférica es inversamente proporcional a la altura: "a mayor altura menor presión y viceversa"
- La presión recibida por el altímetro proviene de las tomas estáticas.

- Las cápsulas aneroides del altímetro se expanden/contraen en función de los cambios de presión, transmitiendo estos cambios a un sistema de varillas y engranajes que mueven los indicadores de altitud.
- La altitud se puede presentar de diversas maneras: agujas, digital, contadores, etc...
- En la ventanilla de Kollsman se muestra la presión de referencia seleccionada con el botón de ajuste, en pulgadas de mercurio, milibares, o ambas.
- Las presiones referenciales más utilizadas son: QNH y QNE.
- Hay varios tipos de altitud según la presión referencial utilizada: altitud indicada, altitud verdadera, altitud absoluta, altitud de presión, altitud de densidad, ... Las usadas normalmente son la altitud indicada y la altitud de presión.
- Cuando se vuela de una zona de alta presión o temperatura a otra zona de baja presión o temperatura, en esta última zona el avión vuela más bajo de lo que marca el altímetro. Recordar "de alto a bajo mira debajo".
- Si el vuelo es de una zona de baja a otra de alta, en esta última el avión está volando más alto de lo que indica el altímetro.
- La regla nemotécnica es: BAJA/MENOR: volamos más bajo; ALTA/MAYOR: volamos más alto.
- La altura de transición en la mayoría de los aeropuertos españoles es de 6000 pies.
- Por encima de la altitud de transición se ajusta el altímetro con QNE. Por debajo del nivel de transición se ajusta con el QNH.
- Con presión QNH en el altímetro se habla de altitudes de vuelo; con QNE se habla de niveles de vuelo.
- El calaje del altímetro no implica que este compense las irregularidades atmosféricas a cualquier nivel de vuelo.
- 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.

2.4 VARIÓMETRO.

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



Fig.2.4.1 - Variómetro.

2.4.1 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](#).

2.4.2 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.

2.4.3 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.

2.4.4 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.

Sumario:

- El variómetro es un instrumento sensible a la presión que indica la tasa o régimen de ascenso/descenso del avión en pies por minuto.
- Su funcionamiento está basado en la contracción/expansión de un diafragma o membrana por la diferencia de presión entre el interior y el exterior de la misma.
- Aunque este aparato funcione por presión diferencial, solo necesita recibir la presión estática.
- Mientras que los cambios de presión (altura) se acusan en la membrana de forma inmediata, en la caja se perciben gradualmente por un pequeño orificio calibrado.
- El movimiento de contracción/expansión se transmite por varillas y engranajes a la única aguja indicadora del instrumento.

- Esta aguja se mueve sobre un dial con una escala que comienza a partir de cero en el lado izquierdo del frontal del aparato.
- Cada marca de la escala suele representar cien pies por minuto (100 f.p.m.), de ascenso si las marcas están por encima de cero, o de descenso si están por debajo.
- Puede haber errores de lectura por maniobras bruscas o aire turbulento.
- Aunque se produce un retraso en la indicación de la tasa exacta de ascenso/descenso, la indicación de si el aeroplano asciende o desciende es inmediata.
- En caso de avería en el sistema de estática, romper el cristal del variómetro proporciona al avión una toma de presión estática de emergencia.
- En la circunstancia anterior, el variómetro da indicaciones contrarias y los demás instrumentos dan lecturas con retraso y más altas.

2.5 ANEMÓMETRO.

El indicador de velocidad aerodinámica o anemómetro (fig.2.5.1) 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. (1)

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.



Fig.2.5.1 - Indicador de velocidad.

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..

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

2.5.1 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 de pitot](#) (P_e+P_d) y la presión estática (P_s) 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 velocidad es 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).

2.5.2 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).

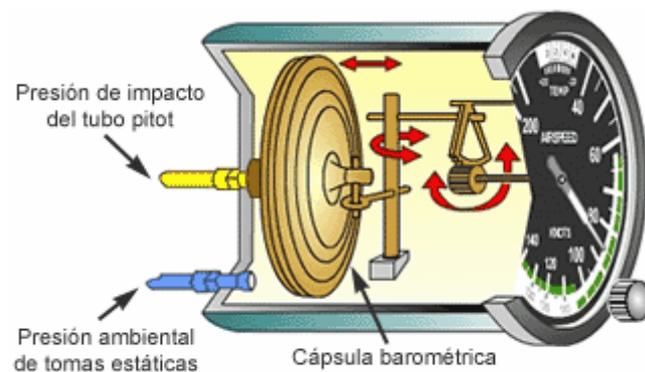


Fig.2.5.2 - Construcción del indicador de velocidad.

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 como se maneja el botón de ajuste.

2.5.3 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 tiene 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 mas rápido pero la aguja no se mueve cancele el despegue. La causa mas probable de esta disfunción es que se haya olvidado de quitar la funda del tubo pitot.

2.5.4 Nomenclatura de velocidades.

La mayoría de los manuales de operación utilizan una nomenclatura de velocidades, que derivan, como no, de las correspondientes siglas en ingles. En algunos casos estas siglas están precedidas por la letra K "Knots - nudos" para significar que el valor correspondiente esta 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.

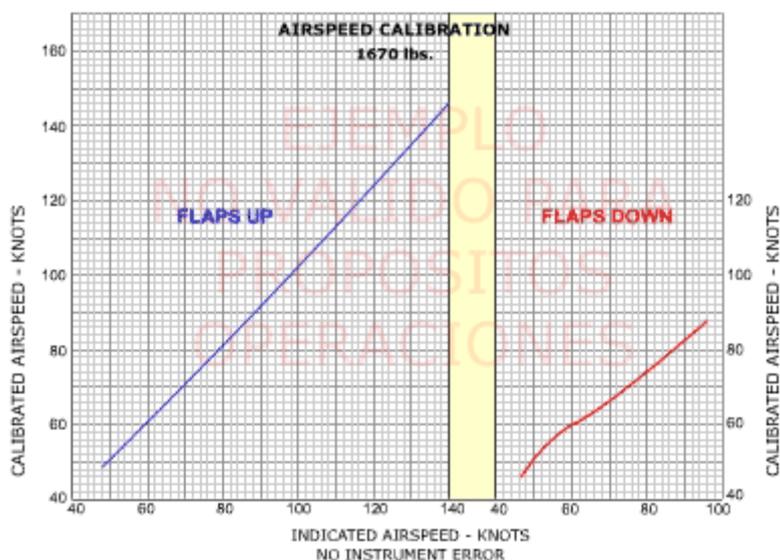


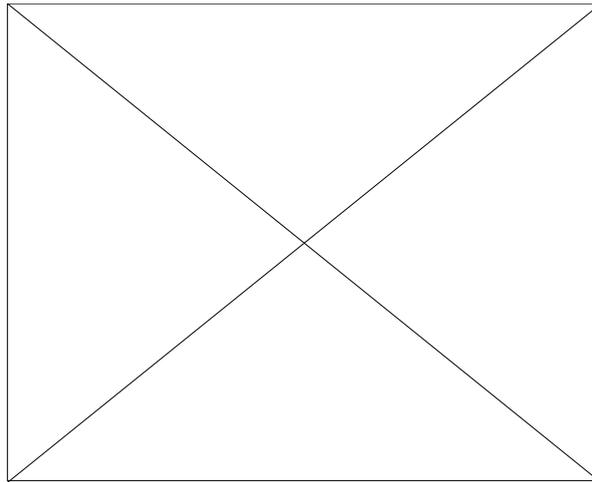
Fig.2.5.3 - Conversión de velocidad indicada a calibrada.

Dependiendo del aeroplano y del año de su construcción, Vd. 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 (ver [anexo 1](#)). 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 movible 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. Un ejemplo de esta forma de funcionamiento se muestra en la animación de la fig.2.5.4 (con datos no reales).



Por último, un método mas 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 ($80 + (2 \cdot 4)\%$ de 80).

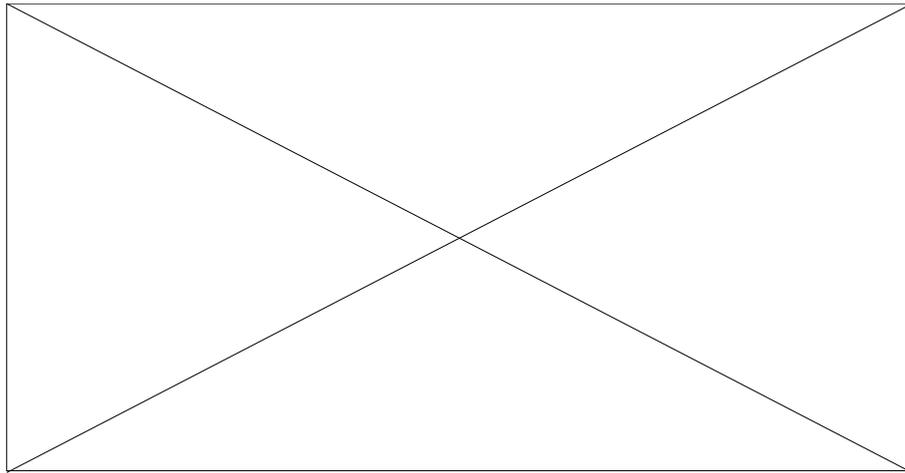
Para obtener la TAS, añadir a la CAS un 2% por cada 1000" de altitud.

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. En la animación de la fig.2.5.5 se muestra como para una misma velocidad de anemómetro la GS varía en función del viento. Adicionalmente le recomiendo que lea el [párrafo 6.3.2](#) del capítulo II de aterrizajes.



En la animación anterior se suponía la dirección del viento *exactamente* igual a la dirección de vuelo del avión, con el mismo sentido (en cola) o sentido contrario (en cara), pero esta situación es poco factible en la vida real, lo normal es que ambas direcciones no coincidan. 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).

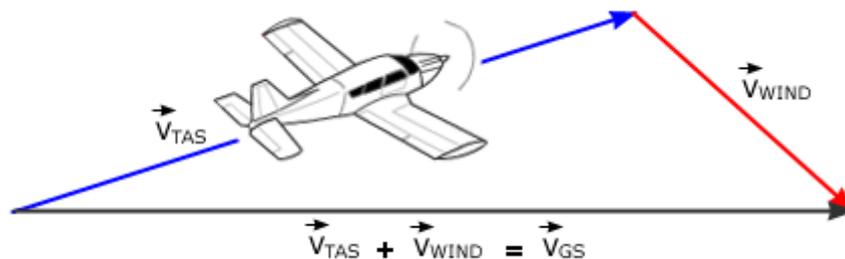


Fig.2.5.6 - Ground Speed suma de vectores TAS + Velocidad viento.

Número de Mach. Aunque queda fuera del alcance de este manual, conviene mencionar una unidad de velocidad que se encuentra con bastante frecuencia en la literatura aeronáutica: el Número de Mach. Este número es la relación o ratio entre la velocidad verdadera (TAS) del aeroplano y la velocidad del sonido(2) en las mismas condiciones atmosféricas; un avión volando a la velocidad del sonido está volando con Mach 1.0. Conforme a esta unidad, podemos distinguir el siguiente rango de velocidades:

- Velocidad subsónica: cuando es inferior a Mach 0.75
- Velocidad transónica: la comprendida entre 0.75 y 1.2
- Velocidad supersónica: la comprendida entre Mach 1.2 y 5.0
- Velocidad hipersónica: si es superior a Mach 5.0

2.5.5 Códigos de colores.

Para recibir la certificación de la F.A.A. (ver [anexo 2](#)) 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. 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:



Fig.2.5.7 - Códigos de colores en anemómetro.

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_{S0}). 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_{S0} , 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.

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. Desde el [área de descargas](#) puede bajarse un fichero con una [nomenclatura de velocidades](#) que incluye los acrónimos y significado tanto de las velocidades aquí relacionadas como de algunas otras mas.

2.5.6 Velocidades limitadas por razones estructurales.

En realidad, con las limitaciones de velocidad lo que está representando el fabricante son los topes 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 ejercido sobre los mismos.

La limitación marcada por la velocidad V_{NO} (Maximum

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 Strutral 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.

Structural Cruising Speed) señalada por el extremo superior del arco verde, se debe a la fuerza máxima de sustentación que puede 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 debe 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 puede 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 (aleros, 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 cambie la fuerza de este viento y recalculer. 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.

Anexos.

Por su interés y relación con el tema objeto de este capítulo, considero conveniente incluir estas dos normas reguladoras dictadas por la F.A.A. norteamericana. Las transcribo en su idioma original que creo preferible a una mala traducción.

[Federal Aviation Regulation](#) (FAR) Part 23, Subpart F, Sec. 23.1323:
Airspeed indicating system.

- a. Each airspeed indicating instrument must be calibrated to indicate true airspeed (at sea level with a standard atmosphere) with a minimum practicable instrument calibration error when the corresponding pitot and static pressures are applied.
- b. Each airspeed system must be calibrated in flight to determine the system error. The system error, including position error, but excluding the airspeed indicator instrument calibration error, may not exceed three percent of the calibrated airspeed or five knots, whichever is greater, throughout the following speed ranges:
 1. $1.3 V_{S1}$ to V_{MO}/M_{MO} or V_{NE} , whichever is appropriate with flaps retracted.
 2. $1.3 V_{S1}$ to V_{FE} with flaps extended.
- c. The design and installation of each airspeed indicating system must provide positive drainage of moisture from the pitot static plumbing.
- d. If certification for instrument flight rules or flight in icing conditions is requested, each airspeed system must have a heated pitot tube or an equivalent means of preventing malfunction due to icing.
- e. In addition, for commuter category airplanes, the airspeed indicating system must be calibrated to determine the system error during the accelerate-takeoff ground run. The ground run calibration must be obtained between 0.8 of the minimum value of V_1 and 1.2 times the maximum value of V_1 , considering the approved ranges of altitude and weight. The ground run calibration must be determined assuming an engine failure at the minimum value of V_1 .
- f. For commuter category airplanes, where duplicate airspeed indicators are required, their respective pitot tubes must be far enough apart to avoid damage to both tubes in a collision with a bird.

[Federal Aviation Regulation](#) (FAR) Part 23, Subpart G, Sec. 23.1545:
Airspeed indicator.

- a. Each airspeed indicator must be marked as specified in paragraph (b) of this section, with the marks located at the corresponding indicated airspeeds.

- b. The following markings must be made:
1. For the never-exceed speed V_{NE} a radial red line.
 2. For the caution range, a yellow arc extending from the red line specified in paragraph (b)(1) of this section to the upper limit of the green arc specified in paragraph (b)(3) of this section.
 3. For the normal operating range, a green arc with the lower limit at V_{S1} with maximum weight and with landing gear and wing flaps retracted, and the upper limit at the maximum structural cruising speed V_{NO} established under Sec. 23.1505(b).
 4. For the flap operating range, a white arc with the lower limit at V_{S0} at the maximum weight, and the upper limit at the flaps-extended speed V_{FE} established under Sec. 23.1511.
 5. For reciprocating multiengine-powered airplanes of 6,000 pounds or less maximum weight, for the speed at which compliance has been shown with Sec. 23.69(b) relating to rate of climb at maximum weight and at sea level, a blue radial line.
 6. For reciprocating multiengine-powered airplanes of 6,000 pounds or less maximum weight, for the maximum value of minimum control speed, V_{MC} (one-engine-inoperative) determined under Sec. 23.149(b), a red radial line.
- c. If V_{NE} or V_{NO} vary with altitude, there must be means to indicate to the pilot the appropriate limitations throughout the operating altitude range.
- d. Paragraphs (b)(1) through (b)(3) and paragraph (c) of this section do not apply to aircraft for which a maximum operating speed V_{MO}/M_{MO} established under Sec. 23.1505(c). For those aircraft there must either be a maximum allowable airspeed indication showing the variation of V_{MO}/M_{MO} with altitude or compressibility limitations (as appropriate), or a radial red line marking for V_{MO}/M_{MO} must be made at lowest value of V_{MO}/M_{MO} established for any altitude up to the maximum operating altitude for the airplane.

Sumario.

- El anemómetro indica la velocidad *relativa* del avión con respecto al aire en que se mueve, velocidad que puede mostrarse en nudos (knots), en millas por hora (mph), o en ambas unidades.
- Este instrumento es realmente un medidor que transforma la presión diferencial en unidades de velocidad.
- Para su medición necesita de la presión de impacto del tubo de pitot y de la presión ambiental proporcionada por las tomas estáticas.
- La diferencia entre ambas presiones hace que la cápsula aneroide del aparato se dilate o contraiga, movimiento que se transmite por medio de varillas y engranajes a la aguja indicadora.
- El frontal visible consta de una esfera con una escala numerada, la aguja indicadora, y alrededor de la escala numerada unas franjas de colores.
- Algunos tienen además unas ventanillas graduadas y un botón giratorio de ajuste para computar la TAS.
- En anemómetros con dos escalas (knots y mph) hay que estar atento a no confundirse de escala.
- La velocidad indicada por el anemómetro se relaciona solo indirectamente con la velocidad del avión respecto al suelo.

- Velocidad indicada (IAS) es la leída directamente del instrumento; velocidad calibrada (CAS) es la indicada corregida por el error de instalación o posición; la velocidad verdadera (TAS) se obtiene corrigiendo la calibrada con la densidad real del aire; y por último, la velocidad respecto al suelo (GS) se obtiene de la TAS +/- la velocidad del viento.
- Las velocidades de operación normal del avión son las comprendidas en el arco verde.
- El arco blanco es el rango de velocidades de operación con flaps.
- El arco amarillo indica precaución; volar en este rango únicamente si no hay turbulencias en el aire.
- La velocidad del arco rojo no debe ser nunca rebasada por el avión so pena de producirle daños estructurales.
- Limitando la velocidad se limita la fuerza máxima ejercida sobre las alas, o la fuerza de resistencia ofrecida por los elementos estructurales, fuerzas que pueden llegar a romper esos elementos (alas, timones, tren de aterrizaje, antenas, estabilizadores, etc...).
- El límite de la velocidad de maniobra "garantiza" que el ala entre en pérdida antes que un excesivo factor de carga la rompa o rompa cualquier otra parte del aeroplano.

(1).

Una milla terrestre (statute mile) equivale a 1609 mts. Una velocidad de 100 mph supone por tanto 161 km/hora.

Una milla marítima (nautical mile) equivale a 1852 mts. Una velocidad de 100 nudos supone pues 185 km/hora.

La equivalencia entre nudos y mph es la siguiente: 1 nudo=1.1516 mph ; 1 mph=0.8684 nudos.

(2). La velocidad del sonido a nivel del mar y en condiciones estándar es de 340,29 ms/s.

2.6 INDICADOR DE ACTITUD.

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.

(2.2.2)

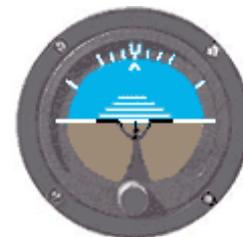


Fig.2.6.1 - Horizonte artificial.

2.6.1 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.

2.6.2 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 si 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, determinandose la dirección por la posición de las alas del avión miniatura con respecto al horizonte de referencia.

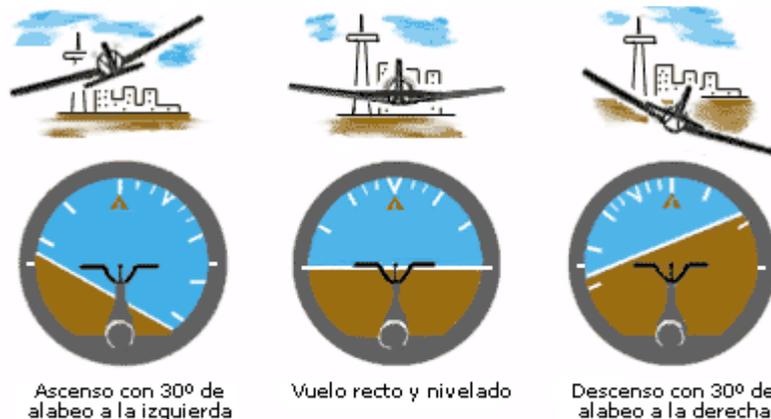


Fig.2.6.3 - Interpretación del horizonte artificial.

Sumario.

- El horizonte artificial es un instrumento que muestra la actitud del avión respecto al horizonte.
- Proporciona al piloto una referencia inmediata de la posición del avión en alabeo y profundidad.
- Este instrumento opera en base a la propiedad giroscópica de rigidez en el espacio.
- El horizonte artificial consta de un giróscopo de rotación horizontal que tiene fijada una esfera visible con una barra horizontal de referencia a la altura del eje de giro. La rotación del giróscopo la proporciona el sistema de succión.
- El frontal de la caja tiene un avión en miniatura y una escala graduada en el semicírculo superior, y adosado a la caja se encuentra un botón giratorio de ajuste de este avioncito.
- Al comportarse visualmente igual que el horizonte real, no exige al piloto esfuerzo para su interpretación.
- El botón giratorio de ajuste sirve para colocar el avión miniatura en una posición de referencia respecto a la línea que representa el horizonte.
- La escala graduada del semicírculo superior representa la cantidad de grados de alabeo, y hay que tener presente que aunque la lectura de grados sea correcta, en

algunos instrumentos la escala se mueve al contrario que el alabeo real con lo que puede confundir al piloto.

- En cualquier caso, el avión en miniatura nos indica de forma veraz hacia donde se efectúa el alabeo.

2.7 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 dirección es 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 ([Ver 2.2.2](#)).



Fig.2.7.1 - Indicador de dirección.

2.7.1 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 continua 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, enfrente 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).

2.7.2 Lectura.

La lectura de este instrumento es muy sencilla y no tiene dificultades; la dirección del avión se muestra enfrente 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 si 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.

Sumario.

- El direccional proporciona al piloto una referencia constante de la dirección del avión.
- Sus indicaciones son más precisas y fiables que las de la brújula.
- Alineado con la brújula proporciona una indicación exacta y estable del rumbo magnético del avión.
- Su funcionamiento se basa en la propiedad de rigidez en el espacio de los giróscopos.
- Esta compuesto de un giróscopo de rotación vertical y una rosa de rumbos giratoria.
- El rumbo se lee en la marca vertical enfrentada al morro del avión miniatura, y en algunos giróscopos más antiguos en una ventanilla similar a la de la brújula.
- Puesto que este instrumento precesiona, debe ser ajustado de forma regular con la lectura de la brújula.
- El ajuste con la brújula debe realizarse siempre con el avión recto y nivelado.

2.8 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".



Coordinador de virajes

Bastón y bola

Fig.2.8.1 - Indicador de viraje y coordinación.

2.8.1 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 ($90^\circ/30''=3^\circ$ p/segundo).

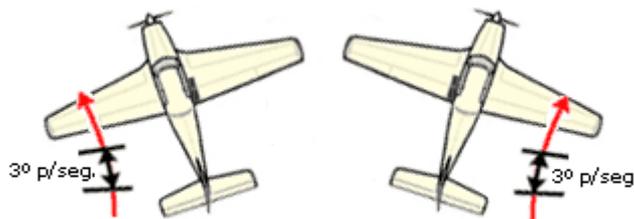


Fig.2.8.2 - Velocidad angular o ratio de viraje.

2.8.2 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 ([Ver 2.2.2](#)).

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.

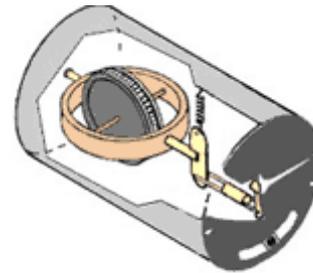


Fig.2.8.3 - Coordinador de viraje.

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 ladee 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).

2.8.3 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...

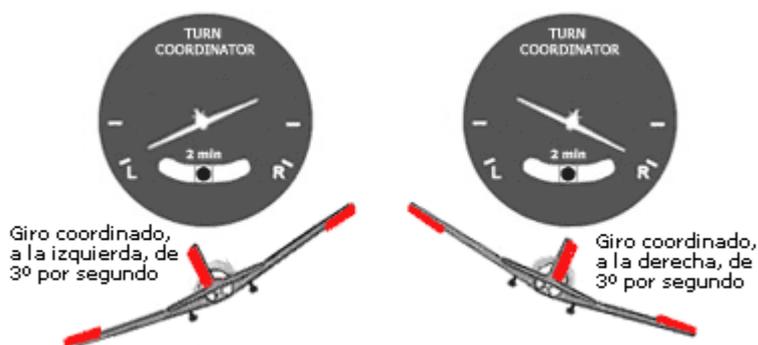


Fig.2.8.5 - Lectura del indicador de viraje.

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.

2.8.4 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 (alergones) y el punto adonde enfila 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 [alergones](#), 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 (aleros 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.

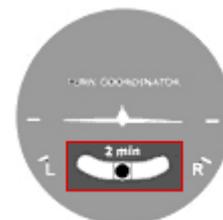


Fig.2.8.6 - "Bola"

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.

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.

2.8.5 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 aleros), 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 aleros), 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.

Sumario:

- El indicador de viraje y coordinación consta de dos instrumentos: el indicador de viraje o "bastón" y el indicador de coordinación o "bola".
- El instrumento en su conjunto recibe el nombre de coordinador de giro o "bastón y bola".
- El indicador de viraje muestra si el avión está girando, hacia que lado lo hace y la velocidad angular del viraje.
- Velocidad angular es el número de grados por segundo que gira el avión sobre un eje vertical imaginario.
- El funcionamiento del indicador de viraje se basa en la propiedad giroscópica de precesión.
- Hay dos tipos de indicador de viraje: de 2 minutos y de 4 minutos. El régimen normalizado para cada uno de ellos es de 3° por segundo ($360^\circ/120''$) o de $1,5^\circ$ por segundo ($360^\circ/240''$).
- Un giro coordinado, con una tasa de viraje específica, requiere un ángulo de alabeo que depende de la velocidad con que se realice este viraje.
- En un viraje coordinado el morro del avión apunta a la dirección de giro; en un derrape o resbale no.
- La bola indica la relación entre el ángulo de alabeo y la tasa de viraje, o sea que indica la "calidad" del giro, es decir, cuando el avión mantiene un ángulo de alabeo adecuado para la tasa de viraje dada.
- En un resbale, el régimen de viraje es demasiado bajo para la inclinación dada, o la inclinación es excesiva para ese régimen.
- En un derrape el régimen de viraje es demasiado alto para el alabeo dado, o el alabeo es insuficiente para ese régimen.

2.9 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.

En el [capítulo 2.7](#) se detalla otro instrumento que proporciona también una referencia de la dirección de vuelo del avión, el indicador de dirección. Esta ¿duplicidad? o ¿ambigüedad? de instrumentos podría hacer surgir dudas en cuanto a cual de ellos es más fiable, o que ventajas e inconvenientes presenta uno respecto al otro. Antes de entrar en estas cuestiones, es necesario que conozcamos que es y como funciona la brújula.

2.9.1 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. [\(1\)](#)

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, curvandose y rodeando al imán, denominandose campo magnético al área cubierta por estas líneas de fuerza.

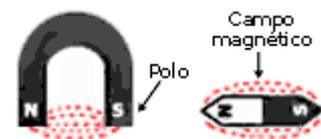


Fig.2.9.2 - Imanes.

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 monopolos 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 diurna solo detectable con instrumentos especiales.

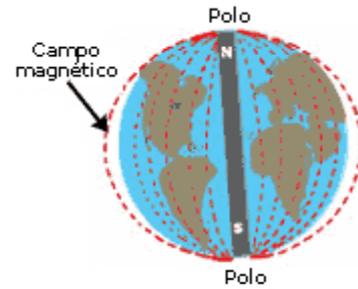


Fig.2.9.3 - Magnetismo terrestre.

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.

2.9.2 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).

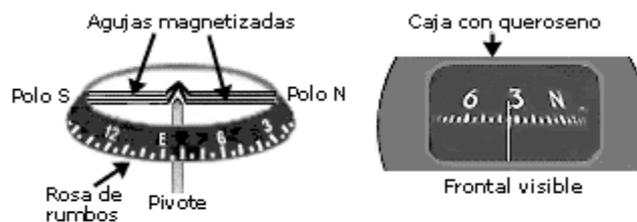


Fig.2.9.4 - Componentes de una brújula.

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.

2.9.3 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.

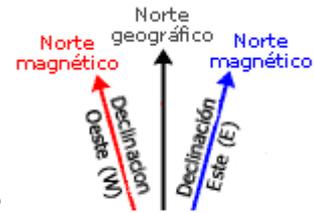


Fig.2.9.5 - Declinación.

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.

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 : Rumbo magnético° = Rumbo geográfico° - declinación°
Si la declinación es Oeste: Rumbo magnético° = Rumbo geográfico° + declinación°

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.ejemplo la Península Ibérica, uno o más Estados en EE.UU, etc...).

2.9.4 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.

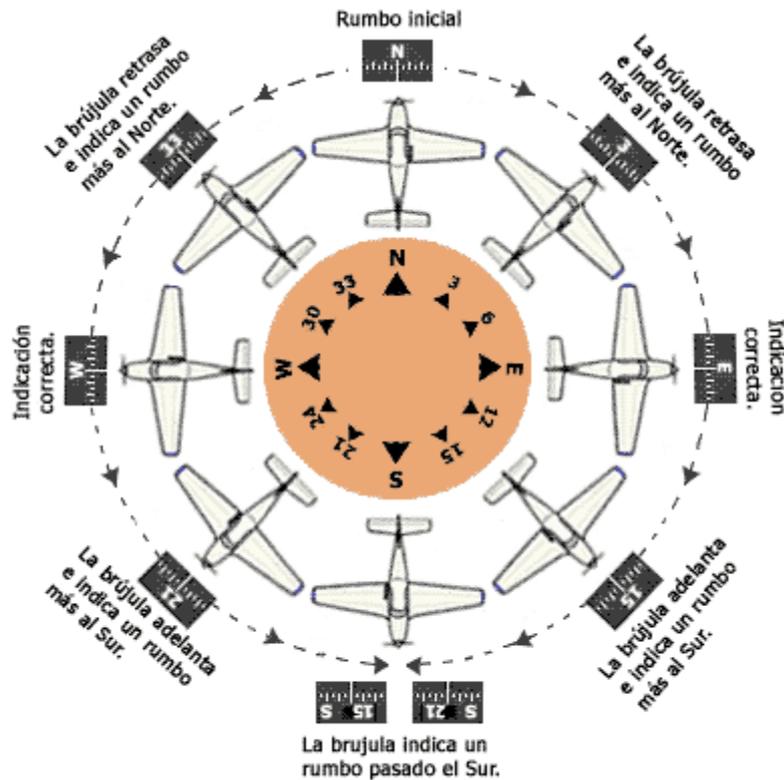


Fig.2.9.6 - Errores de viraje hacia rumbos Sur.

- 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=**N**orte, Decelera/Desciende=**S**ur)

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

2.9.5 Indicador de dirección y brújula.

Ahora que hemos visto como funciona la brújula, como está construida y cuales son los posibles errores en sus indicaciones, tenemos suficiente criterio para resolver las [cuestiones](#) planteadas al inicio de este capítulo.

El indicador de dirección, como se explica en el [capítulo 2.7](#), 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. ¿Como 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.

Sumario.

- La brújula es la referencia básica para mantener la dirección de vuelo.
- Al orientarse con el campo magnético terrestre proporciona una indicación permanente del rumbo del avión.
- Un imán tiene dos centros de magnetismo donde la fuerza se manifiesta con mayor fuerza. Estos centros se denominan polo Norte y polo Sur.
- La tierra se comporta como un imán gigantesco, aunque sus polos magnéticos no coinciden exactamente con sus polos geográficos.
- La diferencia angular entre los polos magnético y geográfico recibe el nombre de declinación.
- La declinación es Este si el Norte magnético está al Este del Norte geográfico. Es Oeste si el Norte magnético está al Oeste geográfico.
- El rumbo magnético se calcula sumando o restando la declinación al rumbo geográfico según que esta sea Oeste o Este respectivamente.
- La brújula está sujeta a errores, debidos principalmente a las características del campo magnético terrestre. Estos errores se denominan de viraje y de aceleración/desaceleración.
- Los errores de viraje se producen en rumbos Norte y Sur siendo inexistentes en rumbos Este y Oeste, y los errores de aceleración se producen en rumbos Este y Oeste siendo inapreciables en rumbos Norte y Sur.
- El error de viraje hace que la brújula gire más despacio que el avión en el semicírculo Norte de la rosa de los rumbos, iguale en rumbos Este y Oeste, y más deprisa en el semicírculo Sur.
- La regla nemotécnica para sacar el avión del viraje en el rumbo deseado es: Norte=No me paso, Sur=Si me paso.
- Regla ANDS en errores de aceleración: **A**celera/**A**sciende=**N**orte; **D**ecelera/**D**esciende=**S**ur.
- El indicador de dirección es más fiable que la brújula, pero el piloto necesita de esta última para calar este indicador y como recurso en caso de fallo del indicador de dirección.

- Lo normal es volar atendiendo al indicador de dirección, calando este frecuentemente con las indicaciones de la brújula, tomadas en vuelo recto, nivelado y no acelerado.

(1).

Debido a que los electrones tienen carga eléctrica y un movimiento de giro, pueden ser considerados como cargas eléctricas en movimiento. En muchos átomos todos los electrones están apareados en un mismo nivel de energía; los electrones de cada par tienen giros opuestos y sus campos magnéticos se cancelan, pero en algunos átomos hay más electrones que giran en un sentido que en otro, resultando un campo magnético neto del átomo en su conjunto