

## SISTEMAS DE INDICACIÓN

El motor de turbina de gas, aunque es de funcionamiento sencillo, constituye un sistema complejo que requiere un adecuado control para garantizar la seguridad del vuelo. Para ello, tanto el piloto como el personal de mantenimiento disponen de los instrumentos y controles correspondientes. Durante los años del diseño de cabinas de tres tripulantes (que terminó en los ochenta), era tarea del mecánico de vuelo controlar una serie de instrumentos indicadores de ciertos parámetros de funcionamiento de los sistemas del motor. Esta tarea ahora está automatizada o integrada en el concepto de cabina de dos tripulantes gracias a los avances tecnológicos en los campos de la electrónica y la informática.

Aunque las instalaciones del motor pueden diferir, dependiendo del tipo de avión y de motor, el control del motor de turbina de gas normalmente se obtendrá por el uso de la instrumentación que trataremos a continuación.

Los instrumentos de a bordo o de las instalaciones de los bancos de prueba en tierra, con los cuales ha de estar totalmente familiarizado el técnico de mantenimiento de avión, piloto, mecánico de vuelo, y, en general todos aquellos técnicos relacionados con la operación del motor en vuelo o en tierra, pueden considerarse englobados en dos grupos, estando incluidos en cada uno de ellos los instrumentos que a continuación se enumeran.

Instrumentos principales, para control del empuje proporcionado por el motor, sus indicadores por lo general son los siguientes:

- Relación de presión del motor (EPR).
- Temperatura de los gases de escape (EGT)
- Consumo horario de combustible (FF)
- RPM (indicador simple o doble, según que exista un solo compresor o doble compresor) (N1, N2)

Instrumentos auxiliares para control funcional, que pueden englobarse en los subgrupos siguientes:

- De control de alimentación de combustible al motor.
- Presión de alimentación de combustible.
- Temperatura del combustible.
- Contador de combustible utilizado, acumulación de la medida por el contador horario, incluido en el grupo de instrumentos principales.

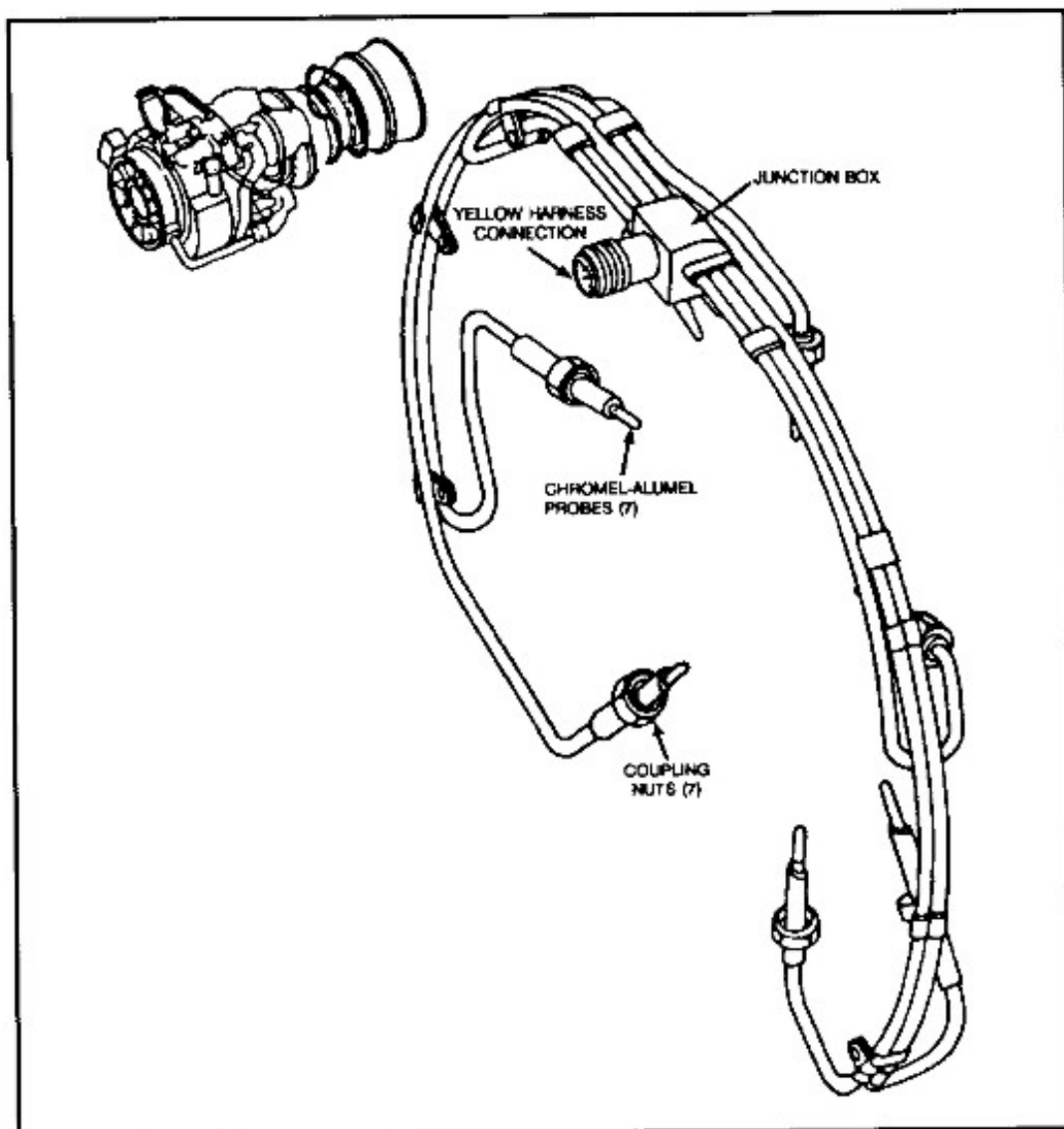
De control del aceite de lubricación del motor.

- Presión de aceite.
- Temperatura de aceite.
- Presión de respiración del sistema de lubricación.
- Indicador de cantidad de aceite en el depósito.

De medición de vibración del motor.

### Temperatura de Gases de Salida / Temperatura entre Turbinas

Los motores de turbina pueden instrumentarse para la indicación de la temperatura de los gases de escape (Exhaust Gas Temperature EGT, o Turbine Inlet Temperature TIT, o Tail Pipe Temperature TPT) en localizaciones situadas delante, entre o detrás de los escalones de turbina. La temperatura de los gases es un límite operativo del motor, y se utiliza para controlar la integridad mecánica de las turbinas, así como también para comprobar las condiciones operativas del motor. Realmente, la temperatura a la entrada de la turbina es la consideración más importante, siendo esta la más crítica de todas las variables del motor. No obstante, no es práctico medir la temperatura a la entrada de la turbina en la mayoría de los motores. Consecuentemente, los termopares se insertan en la descarga de la turbina, esta temperatura proporciona una indicación relativa de la entrada. Aunque la temperatura en este punto es mucho más baja que a la entrada, ello permite al piloto mantener una observación sobre las condiciones operativas internas del motor.



**Fig. 14-1 Thermocouple Assembly**

Normalmente se utilizan varios termopares (Fig.14-1) espaciados a intervalos alrededor del perímetro del conducto de escape del motor, cerca de la salida de turbina. El indicador de temperatura de los gases de escape en el avión muestra la media de las temperaturas medidas

por los termopares individualmente (Fig. 14-2). Las lecturas de los distintos termopares normalmente también pueden obtenerse individualmente durante el mantenimiento del motor en tierra utilizando un interruptor de selección. La diferencia entre la lectura más alta y la más baja del termopar es útil para mantenimiento porque sirve para indicar la presencia de manchas calientes o frías en los álabes guías de entrada en turbinas del motor que podrían significar que algo está mal dentro del motor.



**Fig. 14-2**

Las sondas de termopares usadas para transmitir la señal de temperatura al indicador constan de dos cables de metales diferentes que están unidos dentro de un tubo metálico de protección (Fig. 14-1). Orificios de transferencia en el tubo permiten que los gases de escape fluyan a través de la conexión. Los materiales de los cuales están hechos los cables de los termopares son normalmente aleaciones de níquel – cromo y níquel – aluminio.

La conexión de los dos cables en la sonda de termopar se conoce como conexión “caliente” o de “medición”, y la del indicador como conexión “fría” o de “referencia”. Si la conexión fría está a una temperatura constante y la conexión caliente está sintiendo la temperatura de los gases de escape, en el circuito se crea una fuerza electromotriz proporcional a la diferencia de temperatura de las dos conexiones, y esto hace que la aguja del indicador se mueva. Para evitar que las variaciones de temperatura de la conexión fría afecten a la temperatura indicada, bien en el circuito o en el indicador se incorpora un dispositivo automático de compensación de temperatura.

La salida hacia el sistema de control de temperatura también puede usarse para proporcionar una señal en forma de impulsos cortos, que cuando se acoplan a un indicador, registrarán digitalmente la vida del motor. Durante el funcionamiento del motor en las gamas más altas de temperaturas, el impulso de frecuencia aumenta progresivamente haciendo que el indicador tipo cíclico registre a un régimen más alto, relacionando de esta forma la vida del motor o de la unidad con las temperaturas de funcionamiento.

Otro método de medición de la temperatura más próximo a la posición ideal de la temperatura de entrada en turbina (T.E.T.) utiliza las radiaciones infrarrojas emitidas por los álabes calientes de la turbina. Un pirómetro de radiación se sitúa de manera tal que visualiza directamente a los álabes de turbina. La energía radiada emitida por los álabes calientes se convierte en energía eléctrica por una célula foto – voltaica y es transmitida a un instrumento que es una combinación de amplificador e indicador calibrado en grados centígrados.

### Indicación del Empuje del Motor; Relación de Presión del Motor (EPR), Presión de Descarga de la Turbina o Presión de la Tobera de Escape.

El tema de los medios con los cuales un piloto ajusta y controla el empuje producido por los motores instalados en su avión se ha mencionado ya un determinado número de veces en los capítulos precedentes. Lo que sigue repite lo que se ha dicho antes al tiempo que se trata en detalle la indicación del empuje.

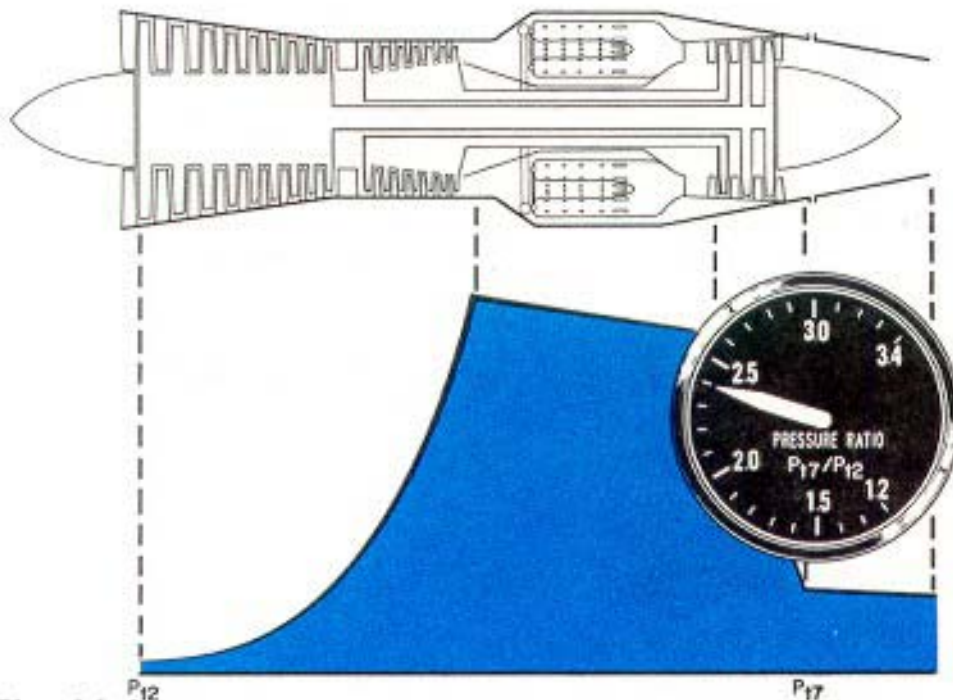
En algunos motores las r.p.m. del motor y la temperatura de los gases de escape (EGT) juntos, se usan para indicar y ajustar el empuje en un motor instalado en un avión. En tales motores, el empuje total asignado al motor para el despegue se obtiene por el piloto al 100 % de r.p.m. y un EGT específico. El EGT específico al 100 % de r.p.m. se establece en un banco de pruebas en tierra por medición del empuje al tiempo que se varía el área de la tobera de escape del motor (*trimado*) tanto como sea necesario para conseguir el EGT deseado.

En los motores de compresor centrífugo de algunos fabricantes, como el J48 militar de Pratt & Whitney Aircraft, el empuje se indica solo por las r.p.m. y el empuje total asignado para el despegue se obtiene cuando en el tacómetro se lee el 100 %. El J48 tiene un área de tobera fija que se estableció en el momento de su fabricación. Mientras hay un límite de EGT para el despegue y para otros regímenes de motor, un J48 normalmente operará a cierto EGT por debajo del límite aplicable para el régimen de empuje que está utilizando el piloto. Si el EGT alcanza el límite permisible, esto es una indicación de que el motor se ha deteriorado o que algún tipo de avería se está desarrollando.



Fig. 14-3

La mayoría de los turboreactores y turbofanés con poscombustión y sin poscombustión militares y comerciales con simple o doble compresor de flujo axial utilizan la relación de presión del motor (EPR, Fig. 14-3) como medida del empuje del motor. Los indicadores de EPR comparan la presión total de descarga de la turbina con la presión total del aire que entra al compresor (Fig. 14-4), luego indica la relación de estas presiones. Los motores instrumentados por EPR tienen un área fija de tobera de escape. Algunos fabricantes en los motores militares con poscombustión utilizan dos áreas fijas una para la operación sin poscombustión y otra para la operación con poscombustión. Para los motores con poscombustión se utiliza una tobera de área variable pero esta varía solamente durante la poscombustión, los demás regímenes son con área de tobera fija. En todo caso, con poscombustión y sin poscombustión, a las r.p.m. y al EGT se les permite variar cuando el mando de gases del avión se ajusta para obtener el empuje de motor deseado.



**Fig. 14-4**

Algunos modelos militares con poscombustión tienen toberas de escape que están programadas para variar el área de salida cuando el motor está rodando. Consecuentemente, estos motores no pueden ajustarse por ajustes de EPR pero deben controlarse por la posición del mando de gases, con la comprobación de los distintos parámetros del motor para asegurarse del correcto empuje de salida.

Para motores con un área fija de tobera, las temperaturas reales de los gases de escape obtenidas durante el funcionamiento normalmente están por debajo de los límites prescritos. Aunque para un motor es permisible operar al límite de temperatura para un régimen de empuje dado, un motor que así opere es debido a algún fallo que hace que el motor ruede anormalmente caliente.

Con la excepción destacada en el estudio relativo al uso del tacómetro, algunos fabricantes consideran las r.p.m. del motor un parámetro muy inadecuado para ajustar y comprobar el empuje del motor, en los motores turboreactores y turbofanés de doble y simple compresor de flujo axial con áreas fijas de toberas de escape. Muchas complicaciones surgen cuando se utilizan las r.p.m. como la variable del motor en tales motores. A continuación se exponen las más importantes de estas:

Puesto que las r.p.m. del compresor de alta presión en los motores de doble compresor de flujo axial o las r.p.m. del compresor en los motores de un solo compresor de flujo axial, están controladas por el control de combustible, las r.p.m. no proporcionan un medio exacto para determinar si todo el motor está funcionando adecuadamente o no. Como ejemplo, las r.p.m. no permitirán al operador de un motor detectar un compresor dañado o sucio a menos que las r.p.m. se utilicen cuidadosamente en conjunción con otras variables del motor, tal como el flujo de combustible, temperatura de los gases de escape, y la relación de presión del motor.

Debido a que los motores se triman (ponen a punto) por ajuste del control de combustible para producir un empuje total asignado a una posición fija del mando de gases en un día estándar, las r.p.m. para cualquier condición dada variarán ligeramente entre motores individuales del mismo modelo, dependiendo de la velocidad de trimado del motor. La variación en r.p.m. debe tenerse en cuenta siempre que las r.p.m. se utilicen para medir el empuje que está desarrollando el motor. Esto introduce una complicación que no puede tolerarse siempre que sean necesarios ajustes precisos de empuje durante el vuelo.

En motores de doble compresor de flujo axial una variación del 1 % en las r.p.m. resulta en una variación de aproximadamente el 4 % del empuje en los ajustes de empuje más elevados para el rotor del compresor de baja presión (N1), y una variación del 5 % para el rotor del compresor de alta presión (N2), o sea una variación del 1 % en la presión de descarga de la turbina o relación de presión del motor resulta en solo una variación del 1,5 % en el empuje. El 5 % de variación en el empuje por un 1 % de variación en las r.p.m. también se mantiene cierto para los motores de un solo compresor de flujo axial.

Las r.p.m. no varían en proporción directa al empuje que está desarrollando el motor en toda la gama de empujes.

Por estas razones, algunos fabricantes recomiendan que la presión de descarga de turbina o la relación de presión del motor se utilicen como la variable del motor para la indicación del empuje en los motores de compresor de flujo axial con toberas de escape de área fija. El uso de cualquiera de estos no solamente es mucho más simple bajo la mayoría de las condiciones que el uso de las r.p.m. para motores de este tipo, sino que también es considerablemente más exacto.

### **Instrumentación para la medida del empuje en turbofanés**

Para aquellos otros motores que utilizan toberas de escape totalmente variables, la presión de descarga de la turbina o la relación de presión del motor pueden utilizarse con buenos resultados para indicar o ajustar el empuje del motor, ya que varían proporcionalmente al empuje que el motor está desarrollando. Hoy la mayoría de los aviones propulsados por turboreactores y turbofanés están instrumentados para la relación de presión del motor, y este es el parámetro generalmente utilizado para ajustar o medir el empuje del motor durante el despegue, subida y crucero. Para medidas de empuje muy exactas, tal como durante el trimado de un motor en tierra, la presión de descarga de la turbina se emplea a menudo para medir el empuje. En tales casos, es normal conectar temporalmente un indicador de presión de descarga en turbina al motor durante el rodaje de trimado del mismo. Así es como funcionan los dos métodos de medida de presión del motor:

#### **Indicador de presión de descarga de la turbina.**

Este instrumento indica la presión interna del motor en la dirección de la tobera de escape inmediatamente después de la última etapa de la turbina (Pt5 o Pt7), y sirve como una indicación de la presión disponible a través de la tobera para generar empuje. La presión de descarga de la turbina debe utilizarse en conjunto con Tt2 y Pt2 como se explicará más adelante.

#### **Indicador de relación de presión del motor.**

Este instrumento indica la relación de presión del motor como medida del empuje que está desarrollando este (Fig. 14-4). Esto es la relación entre la presión total de descarga de la turbina y el equivalente de la presión total a la entrada del compresor, es decir Pt6/Pt2 o Pt7/Pt2. Los valores para el Pt2 deben corregirse por pérdidas en el conducto de entrada sobre las curvas de relación de presión del motor o las cartas editadas por el fabricante del avión. Por lo tanto, para ambos usos, estático (por ejemplo despegue) y vuelo, el valor real para el Pt2 variará entre los distintos tipos y modelos de aviones debido a efectos de instalación. No obstante, la relación de Pt2 a la entrada del motor para ambas, presión ambiente (Pam) para condiciones estáticas y Pam mas Pr. (pressure ram, presión de impacto) en vuelo, se determina durante las primeras pruebas en vuelo del avión para cada modelo, y se utiliza después como presión de referencia para Pt5/Pt2 o Pt7/Pt2. La verdadera presión barométrica (presión del campo) en la pista de despegue es Pam, y Pam mas Pr es equivalente a la presión total en, o cerca de, la entrada al compresor cuando el avión está en el aire. Debido a que no es aconsejable instrumentar para Pt2 directamente a la entrada del compresor, la sonda de Pt2 para el indicador de relación de presión (EPR) puede colocarse en alguna otra localización sobre el avión, preferiblemente tan próximo como sea posible a la entrada del motor. Cuando se hayan hecho las correcciones apropiadas a las cartas de vuelo en el manual de operaciones o vuelo del avión, cualquier empuje nominal o tanto por ciento de empuje nominal, en términos de relación de presión del motor (EPR), puede ajustarse con la palanca de gases del avión en función de la temperatura total del aire o Tt2.

Dado que el empuje desarrollado por el motor se indica por la relación de presión entre la presión a la entrada de aire del motor y la presión de descarga en la tobera, la presión de descarga de la turbina, por sí, no debería utilizarse directamente como una indicación exacta de la potencia de salida del motor. La presión de entrada al compresor Pt2 debe tenerse en cuenta en las curvas o cartas siempre que el avión esté instrumentado solo con la presión de descarga de la turbina. Para las operaciones en estático del motor, esto normalmente se realizará mostrando la presión barométrica, corregida para las pérdidas en el conducto de entrada, más bien que por los valores de Pt2 en las curvas o cartas. En vuelo, las curvas o tablas normalmente mostrarán la velocidad y altitud que eliminarán la necesidad de trazar realmente los valores de Pt2 en los datos operacionales. Los indicadores de relación de presión del motor tienen incluso en el sistema el valor de Pt2, teniendo en cuenta este factor automáticamente sobre la lectura del instrumento observado.

## Par de Torsión / Potencia

### Torquímetro (Motores turbohélices)

Debido a que solamente una pequeña parte de la fuerza propulsora producida por un turbohélice se debe al empuje del chorro, ni la presión de descarga de la turbina ni la relación de presión del motor se utilizan para indicar la potencia que está produciendo el motor. En su lugar se emplea un torquímetro para medir el nivel de potencia que el motor está desarrollando en tierra y en vuelo.

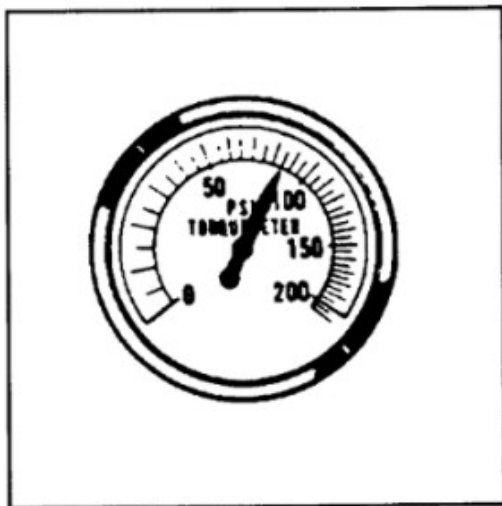


Fig. 14-5 Torquemeter

Puesto que el método de medida del torque varía, debería consultarse el manual de mantenimiento del motor para obtener una descripción de la manera en que un sistema de torquímetro en particular funciona. No obstante, en la mayoría de los sistemas lo que se utiliza es la presión de aceite del torquímetro para actuar un instrumento indicador de presión de aceite del torquímetro (que es proporcional a la potencia del motor) en libras por pulgada cuadrada (p.s.i.). Algunos instrumentos indicadores de torque están calibrados para leerse en términos de libras-pies (lb-ft) de torque (como es el caso del motor PT6 de Pratt & Whitney of Canada), y algunos pueden leerse en caballos de potencia al eje (SHP) directamente.



Fig. 14-6

### Presión y temperatura de aceite

Para guardarse contra los fallos de motor resultantes de una inadecuada lubricación y refrigeración de las distintas piezas del motor debe controlarse el suministro de aceite a las áreas críticas. El indicador de presión de aceite muestra la presión transmitida por el transmisor de presión de aceite. En la mayoría de las instalaciones, el transmisor de presión de aceite tiene en cuenta la presión de respiración, transmitiendo la caída de presión verdadera a través de los inyectores del sistema de aceite.

La capacidad del aceite de motor para realizar su trabajo de lubricación y refrigeración es función de la temperatura del aceite, así como también de la cantidad de aceite suministrado a

las áreas críticas. Frecuentemente se proporciona un indicador de temperatura de aceite de



entrada para mostrar la temperatura del aceite a medida que entra en los compartimentos de los cojinetes del motor. La temperatura de entrada del aceite también sirve como una indicación del adecuado funcionamiento del radiador de aceite del motor.

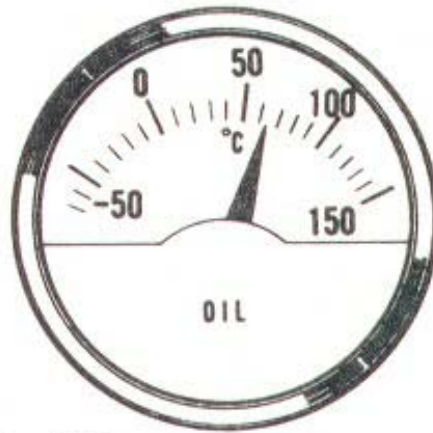


Fig. 14-7



fig. 14-8



Fig. 14-9

galones, libras o kilogramos por hora. El transmisor mide el flujo de combustible eléctricamente y una unidad electrónica envía una señal hacia el indicador proporcionar al flujo de combustible.

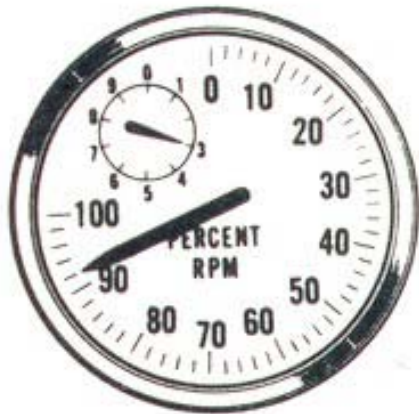
### Presión y flujo de combustible

Las características del sistema de combustible frecuentemente hacen aconsejable controlar la presión de entrada a la bomba de combustible. En caso de una detención del flujo de combustible en vuelo, es conveniente localizar la fuente de la dificultad rápidamente, para determinar si el problema se ha desarrollado en el motor o en el sistema de combustible del avión, de forma que pueda tomarse la acción correctiva. Además la presión de entrada a la bomba de combustible indicará una posible cavitación en la entrada de dicha bomba en vuelo, y mostrará si el sistema de combustible está o no está operando adecuadamente durante las comprobaciones en tierra del motor.

El indicador de flujo de combustible muestra el flujo del combustible en libras o kilogramos por hora hacia los inyectores de combustible. El flujo de combustible es de interés fundamental para controlar el consumo de combustible en vuelo, para comprobar la actuación del motor, y para el control del vuelo de crucero. La relación del flujo de combustible anormal con las lecturas de los otros instrumentos proporciona una de las mejores indicaciones como causa probable de un mal funcionamiento del motor.

Un sistema típico de control del flujo de combustible consiste en un transmisor de flujo de combustible, que está instalado dentro del sistema de combustible de baja presión, y un indicador, que muestra el régimen de flujo de combustible y el combustible total usado en



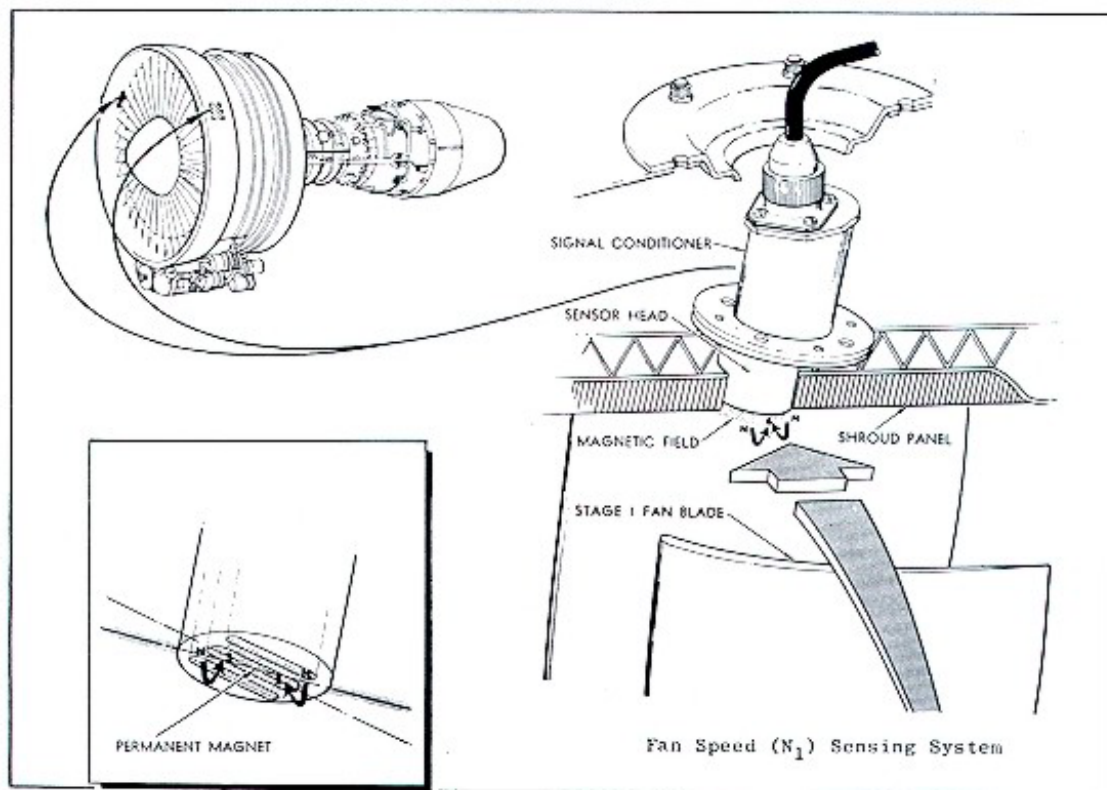


**Fig. 14-10**

otro que indica la velocidad del compresor de alta presión (N2).

### Velocidad del Motor

Las r.p.m. del rotor del motor pueden detectarse por un generador de tacómetro mecánicamente arrastrado, un imán permanente mecánicamente arrastrado o una sonda captadora de impulsos que detecta el paso de los álabes del compresor o fan (Fig. 14-11) , o el paso de los dientes de un engranaje. La salida o señal de cualquiera de los sensores mencionados se dirige a un indicador apropiado en la cabina. El indicador está calibrado para leerse directamente en tantos por ciento de r.p.m. (Fig. 14-10). Los motores de doble compresor de flujo axial normalmente están equipados con dos tacómetros, un tacómetro que indica la velocidad del compresor de baja presión (N1), y



**Fig. 14-11**

Para la mayoría de los motores de compresor de flujo axial, el propósito principal del tacómetro es controlar las r.p.m. durante un arranque de motor e indicar una condición de sobrevelocidad si acaso ocurriese. Aunque algunos fabricantes no recomiendan el uso del tacómetro para el ajuste del empuje en los motores de compresor de flujo axial porque las condiciones de temperatura y presión a la entrada del motor afectan a la velocidad del mismo, el tacómetro del compresor de baja presión (N1) en los motores de doble compresor controlados por el EPR puede utilizarse como una referencia aproximada para ajustar el empuje del motor en perturbaciones transitorias y otras ciertas condiciones del vuelo.

Cuando se use el tacómetro de N1 para ajustar el empuje del motor, este debería ajustarse mas exactamente por medio de la relación de presión del motor (EPR) tan pronto como sea posible. En los motores de un solo compresor de flujo axial, se recomienda sin ningún genero de duda que la velocidad del motor no se use como medio principal de ajuste o comprobación del empuje del motor.

### Medida e Indicación de la Vibración

El motor turboreactor tiene un nivel de vibración extremadamente bajo, y un cambio en la vibración debido a un fallo inminente o parcial puede pasar desapercibido. Por lo tanto, muchos motores están equipados con indicadores de vibración que continuamente comprueban el nivel de vibración del motor. El indicador normalmente es un miliamperímetro que recibe señales a través de un amplificador desde un transmisor montado en el motor (Fig. 14-12).

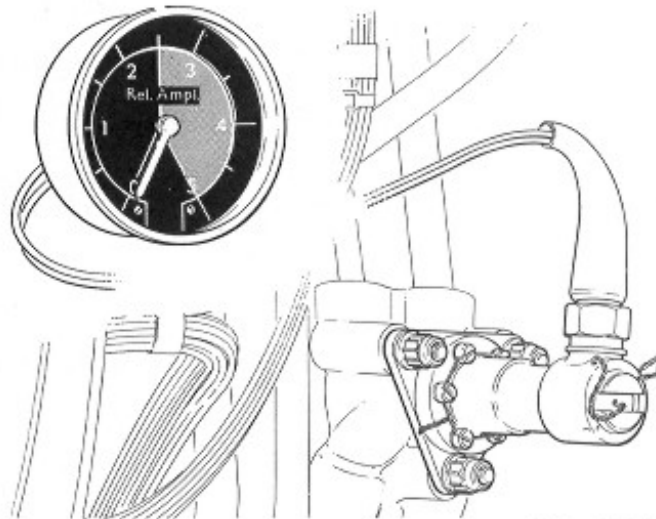


Fig. 14-12

El transmisor de vibración, también llamado captador de vibración, está montado sobre el cárter y conectado eléctricamente al amplificador e indicador. El elemento sensor de vibración normalmente es un transductor electromagnético que convierte el régimen de vibración en señales eléctricas que hacen que la aguja del indicador se mueva proporcionalmente al nivel de vibración. Una lampara de aviso sobre el panel de instrumentos se incorpora al sistema para avisar al piloto si se aproxima un nivel inaceptable de vibración, permitiendo parar el motor y reducir de esta manera el riesgo de daño.

El nivel de vibración registrado sobre el indicador es la suma total de la vibración sentida por el captador. Un método más exacto diferencia entre las gamas de frecuencia de cada conjunto de rotación, permitiendo así aislar la fuente de vibración. Esto es particularmente importante en los motores con mas de un rotor.

Para el uso en los motores con mas de un rotor se ha desarrollado un transmisor de vibración tipo cristal de cuarzo que da una indicación de la vibración mas fiable. Un sistema de filtros en el circuito eléctrico hacia el indicador hace posible comparar la vibración obtenida con una gama de frecuencia conocida y así localizar el origen de la vibración. Un interruptor de selección múltiple permite al piloto seleccionar un área específica para obtener una lectura del nivel de vibración.

### Instrumentación Electrónica

Uno de los axiomas fundamentales de la instrumentación del avión es "Si un parámetro puede medirse, puede controlarse, y si puede controlarse, puede controlarse automáticamente." Pero

el control automático era difícil antes de la llegada de la electrónica digital y del microprocesador.

Los microprocesadores han revolucionado la instrumentación del grupo motopropulsor, y transductores semiconductores diminutos y dispositivos optoelectrónicos han sustituido a los sensores mecánicos para la medición de presiones, temperaturas, y movimientos mecánicos. Mas bien que enviar datos desde estos transductores a los indicadores tipo analógico para que la tripulación los interprete, los datos se dirigen a un computador donde se analizan y corrigen según sea necesario y luego se presentan en una pantalla de vídeo.

El sistema de instrumentación electrónico para el motor mas elaborado es el EICAS (Engine Indication and Crew Alerting System). El EICAS no presenta todos los parámetros del motor cuando estos están operando dentro de su gama normal de funcionamiento, sino que cuando cualquier condición excede su límite permisible, la tripulación es alertada de un problema inminente.

El EICAS sustituye múltiples instrumentos individuales y proporciona a la tripulación la información necesaria. Además está conectado con sistemas tales como el panel de presentación de control para mantenimiento (MCDP), el computador de mandos de vuelo (FCC), el sistema de gestión del empuje (TMS), el control electrónico del motor (EEC), el piloto automático (FMC), el radio altímetro, y el computador de datos de aire (ADC).

El EICAS (Fig. 14-14) consiste en dos unidades de presentación CRT multicolor, dos computadores, dos paneles de control, un panel selector de presentación del piloto, y un panel de mantenimiento. También existen dos módulos de conmutación de la presentación, los interruptores de cancelación /rellamada (cancel/recall), y las luces de precaución (caution) del comandante y segundo piloto.

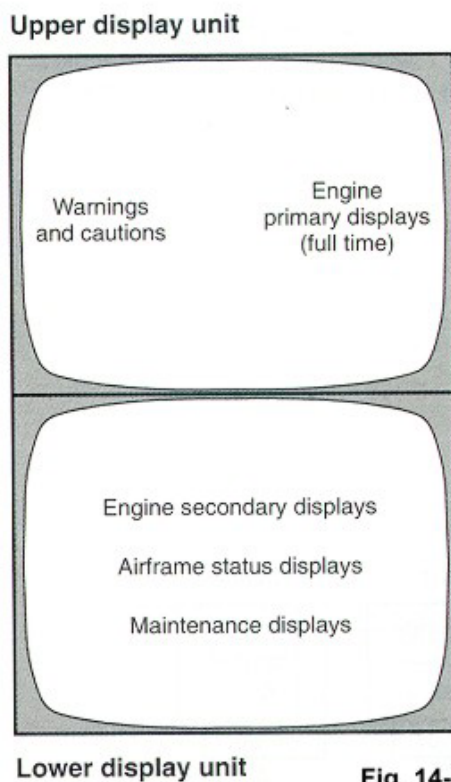


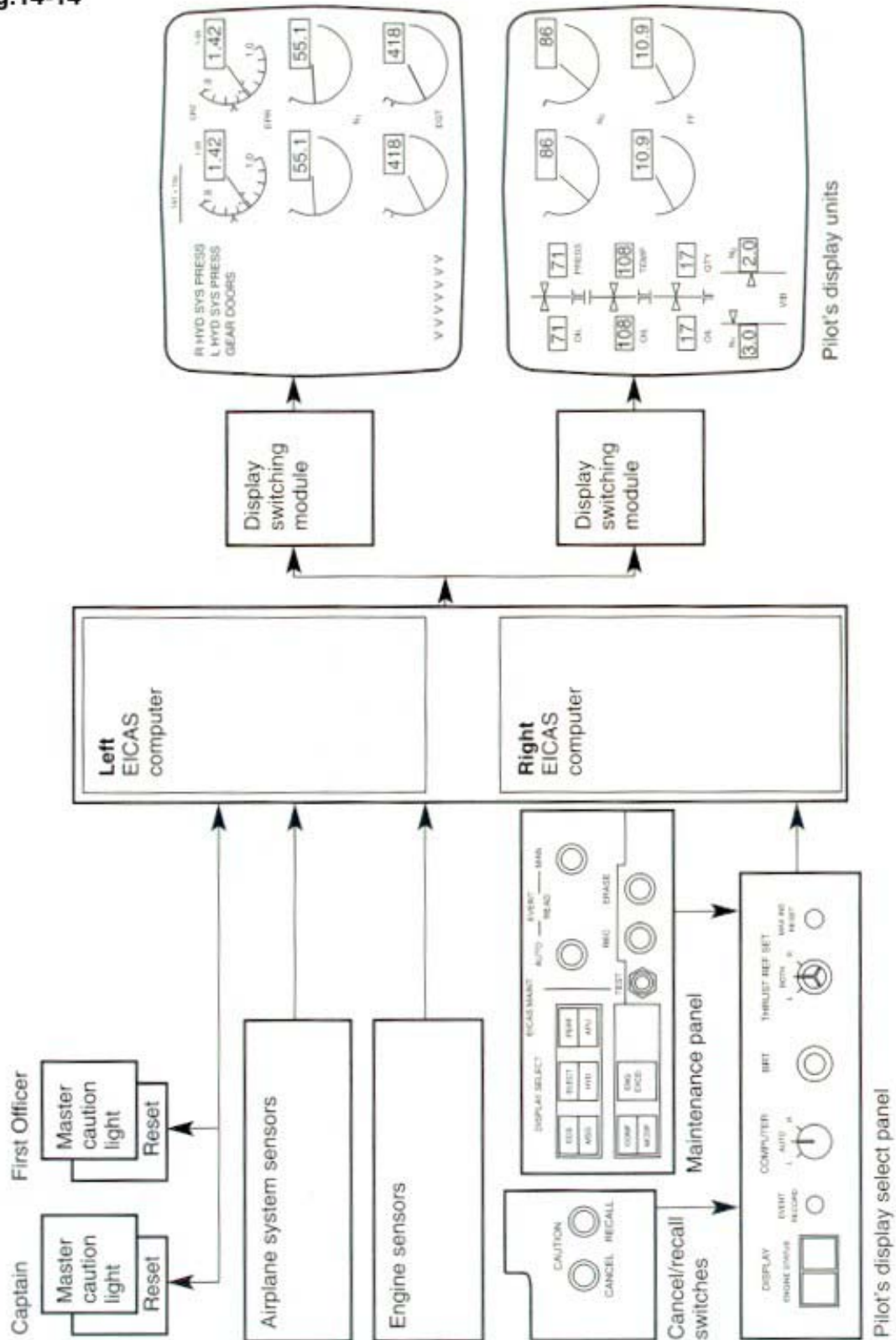
Fig. 14-13

Las dos unidades de presentación del EICAS están montadas una sobre otra (Fig. 14-13). Los parámetros primarios del motor, tal como el EPR, la EGT, y la velocidad del N1, se presentan continuamente en el lado derecho de la unidad superior. Estos parámetros se muestran en forma de presentación analógica junto con el valor real en dígitos. El lado izquierdo de la pantalla superior muestra los avisos y precauciones (warnings and cautions) de alerta a la tripulación. La pantalla inferior muestra los parámetros secundarios tal como el N2, el flujo de combustible, la cantidad de aceite, la presión de aceite, la temperatura de aceite, y la vibración del motor. El estado de los sistemas del avión (status) también pueden presentarse como datos de mantenimiento. Las luces de "master caution" así como las señales acústicas apoyan las presentaciones en el EICAS.

Los mensajes de alerta aparecen en el lado izquierdo de la pantalla superior en uno de tres colores: blanco, amarillo o rojo. Si es blanco, es un mensaje de advertencia (advisory), y se tomará acción cuando se disponga de tiempo. Si es amarillo, es un mensaje de precaución (caution), que requiere un conocimiento inmediato de la tripulación y una acción compensatoria futura. Si es rojo, es un mensaje de aviso (warning), que requiere una acción correctiva o compensatoria inmediata por parte de la tripulación. Cuando quiera que aparezca un mensaje de aviso en el EICAS, también se iniciaran una señal acústica y otra visual. Los interruptores "cancel/recall" se usan para revisar y controlar los mensajes de precaución y advertencia.

El EICAS no solo es útil para la tripulación de vuelo, sino que es una herramienta esencial para el mantenimiento en tierra. Cuando cualquier sistema falla, el EICAS automáticamente registra los parámetros que identifican el fallo tan pronto como se detecta. También, si la tripulación quiere registrar todos los parámetros que existen en un momento específico, ellos pueden pulsar un solo botón, y todos los datos se registrarán automáticamente para que los técnicos de mantenimiento puedan analizar y evaluar.

Fig.14-14



Obsérvese en la figura 14-14 que el EICAS tiene dos computadores que reciben datos de los sensores de los sistemas del avión y del motor. Un computador cada vez procesa y presenta toda la información requerida por la tripulación, quien selecciona el computador desde el panel de selección de presentación del piloto.

Los tres parámetros primarios del motor necesarios para ajustar y controlar el empuje del motor, el EPR, el N1, y el EGT, se muestran en la pantalla superior en todo momento en formato analógico y digital.

Los parámetros secundarios, N2, flujo de combustible, presión de aceite, temperatura de aceite, cantidad de aceite, y vibración, se presentan en la pantalla inferior al incrementar potencia y cuando se selecciona manualmente. En otras ocasiones la pantalla inferior está sin datos. Estos parámetros secundarios se presentan por medio de indicación digital y marcaciones analógicas.

Si cualquier parámetro excede los límites para los cuales está programado (condición de "exceedance"), el EICAS automáticamente presenta este parámetro para ambos motores en el color apropiado. Esto alerta a la tripulación de un problema inminente e indica su gravedad.



Los colores usados en las pantallas multicolor tipo CRT son los siguientes:

**Blanco:** Es el color general usado para todas las escalas, para los indicadores en la gama operacional normal, las lecturas en formato digital y los encasillados de estas, así como los mensajes de advertencia.

**Rojo:** Para los Mensajes de aviso, para los límites de escalas, y para la condición de exceso en los indicadores, en la lectura digital y los encasillados de esta.

**Verde:** Para el modo de empuje y la lectura de referencia, para el cursor del EPR seleccionado (EPR target), para la lectura del anti-hielo (TAI), para la lectura de la temperatura seleccionada, y para los mensajes de empuje inverso.

**Azul:** No se usa para las presentaciones del EICAS, se muestra solo durante el test del EICAS.

Amarillo: Para los mensajes de precaución. Para las bandas amarillas de las escalas, para la condición de banda amarilla del indicador, para las lecturas digitales y los encasillados de estas, para el marcador de límite máximo, y la lectura del inversor de empuje.

Magenta (Rosa): Para la envolvente de arranque en vuelo, para el índice comandado del combustible, para los mensajes de alimentación cruzada de sangrados, y para el cursor EPR/FMC.

Cyan (Azul): Para los nombres de todos los parámetros, indicación de status e indicación de los datos secundarios del motor.

Negro: Color del fondo de pantalla.