

UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA
ESCUELA DE POST GRADO



"PROYECTO DE UTILIZACION DE UN PROGRAMA DE
CONFIABILIDAD PARA EXTENDER EL TIEMPO ENTRE
REPARACIONES MAYORES DE TURBINA PT6A"

AUTOR: INGENIERO LUIS EDUARDO GONZALES ALVA

ASESOR: DOCTOR EN CIENCIAS TECNICAS VLADIMIR
POPOV

TESIS PARA OPTAR EL GRADO DE MAGISTER EN
INGENIERIA AERONAUTICA CON MENCIÓN EN TURBINAS
A GAS

LIMA 1998

INDICE

		Página
	PROLOGO	9
1.	INTRODUCCION	11
	1.1 BREVE RESEÑA HISTORICA.....	12
	1.1.1 ORIGEN DE LOS PROGRAMAS DE CONFIABILIDAD.....	14
	1.1.2 EVOLUCION DE LA TURBINA PT6A	15
	1.2 DESCRIPCION DE LA TURBINA.....	22
	1.2.1 DESCRIPCION TECNICA DE LA TURBINA.....	22
	1.2.2 DIFERENCIAS EN LAS VARIACIONES DE VERSIONES.....	26
	1.2.3 TIEMPO ENTRE REPARACIONES MAYORES.....	38
2.	ESTUDIO DEL PROYECTO	41
	2.1 DESCRIPCION DE LOS METODOS DE MANTENIMIENTO PREDICTIVO	41
	2.1.1 ANALISIS ESPECTOMETRICO DE ACEITE.....	43

2.1.2	ANALISIS VIBRACIONAL.....	
2.1.3	ANALISIS COMPUTARIZADO DE LA TENDENCIA	45
2.1.4	ANALISIS BOROSCOPICO	52
2.2	DESCRIPCION DE LOS METODOS ESTADISTICOS	53
2.2.1	ALGORITMO MATEMATICO PARA NIVELES DE CONTROL.....	56
2.2.2	MONITOREO DE LA TOTALIDAD DE LA TURBINA.....	57
2.2.3	MONITOREO DE LOS SISTEMAS DE LA TURBINA.....	58
2.2.4	ANALISIS DE LOS DATOS DE CONFIABILIDAD.....	59
3.	FUNDAMENTO TEORICO.....	60
3.1	MANTENIMIENTO PREDICTIVO.....	60
3.1.1	ANALISIS ESPECTOMETRICO DE ACEITE	60
3.1.1.1	TEORIA Y BENEFICIOS DEL ANALISIS DE ACEITE	61

3.1.1.2	PROCEDIMIENTOS, REQUERIMIENTOS Y RESPONSABILIDADES DE UN OPERADOR.....	67
3.1.1.3	ESTANDARES Y CRITERIOS DE EVALUACION.	69
3.1.2	ANALISIS VIBRACIONAL 70
3.1.2.1	INTRODUCCION AL ANALISIS VIBRACIONAL.	71
3.1.2.2	NORMAS Y ESTANDARES PARA EL CONTROL DE LA VIBRACION... ..	79
3.1.2.3	DETECCION DE FALLAS EN TURBINAS... ..	82
3.1.3	ANALISIS COMPUTARIZADO DE TENDENCIA (TREND MONITORING).	86
3.1.3.1	REQUERIMIENTOS DEL ECTM.....	89
3.1.3.2	RECOLECCION DE DATOS PARA EL ECTM.....	89
3.1.3.3	CALCULO DE LOS DELTAS.....	90
3.1.3.4	DIAGRAMAS DEL ECTM.....	91

3.1.3.5	INTERPRETACION DE LA TENDENCIA	92
3.1.3.6	SINTOMAS TIPICOS Y SOLUCIONES MAS PROBABLES EN EL ECTM	95
3.1.3.7	FORMATO PARA DATOS DEL ECTM	
3.1,4	ANALISIS BOROSCOPICO	95
3.1.4.1	AREAS O ZONAS DE INSPECCION	97
3.1.4.2	EFFECTOS DE LA CORROSION Y LA SULFATACION	97
3.1.4.3	ESPECIFICACIONES Y ESTANDARES	98
3.2	CONFIABILIDAD POR METODOS ESTADISTICOS	98
3.2.1	ALGORITMO MATEMATICO PARA NIVELES DE CONTROL	99
3.2.1.1	MODELO DE ALERTA TIPICO...	99
3.2.1.2	APLICACION DE UN MODELO DE ALERTA TIPICO	102
3.2.1.3	DESARROLLO DE UN MODELO ALTERNATIVO	109

3.2.1.4	APLICACION DE UN MODELO ALTERNATIVO.....	113
3.2.2	MONITOREO DE LA TOTALIDAD DE LA TURBINA	116
3.2.2.1	INDICE DE DEMORAS Y/O CANCELACIONES	116
3.2.2.2	INDICE DE REPORTE DE PILOTO	117
3.2.2.3	INDICE DE CORTES DE MOTOR EN VUELO	118
3.2.2.4	INDICE DE REMOCIONES NO PROGRAMADAS	118
3.2.3	MONITOREO DE LOS SISTEMAS DE LA TURBINA	119
3.2.3.1	INDICE DE DEMORAS Y/O CANCELACIONES	119
3.2.3.2	INDICE DE REPORTE DE PILOTOS.	120
3.2.4	ANALISIS DE LOS DATOS DE CONFIABILIDAD	120

3.2.4.1	DEMORAS Y/O CANCELACIONES.....	.120
3.2.4.2	REPORTES DE PILOTO.....	123
3.2.4.3	CORTES DE MOTOR EN VUELO.....	.124
3.2.4.4	REMOCION DE MOTOR NO PROGRAMADA.....	126
4.	REQUERIMIENTOS DE SERVICIOS DE MATERIALES Y EQUIPOS.....	129
4.1	SERVICIOS	129
4.2	EQUIPOS	130
4.2.1	ANALIZADOR VIBRACIONAL	130
4.2.2	BOROSCOPO	130
4.2.3	MONITOREO DE LA TENDENCIA.....	131
5.	EVALUACION ECONOMICA	132
5.1	INFLUENCIA DE LA CONFIABILIDAD DEL MOTOR EN LA RENTABILIDAD ECONOMICA DE OPERACIÓN.....	132
5.2	INFLUENCIA DE LA CONFIABILIDAD DEL MOTOR EN LOS GASTOS DE AMORTIZACION.....	132

5.3 INFLUENCIA DE LA CONFIABILIDAD DEL MOTOR EN EL COSTO DE MANTENIMIENTO.	140
5.4 INFLUENCIA DE LA CONFIABILIDAD DEL MOTOR EN LOS GASTOS PARA SU REEMPLAZO EN EL AVION.....	143
5.5 GASTOS TOTALES EN LA OPERACION DEL MOTOR TOMANDO EN CUENTA SU CONFIABILIDAD.	146
5.6 INDICADOR DE LA EFECTIVIDAD.....	147
5.7 EVALUACION DE LA EFECTIVIDAD DE LA OPERACIÓN DEL MOTOR POR CONDICION	148
6. JUSTIFICACION SOCIAL	152
6.1 DEMANDA DE SERVICIOS	152
6.2 NIVELES PROFESIONALES NACIONALES	152
CONCLUSIONES	154
BIBLIOGRAFIA	
APENDICES	

PROLOGO

El objetivo de este proyecto es lograr el incremento del tiempo entre reparaciones mayores de la turbina turbopropulsora de fabricación Pratt & Whitney Canadá Modelo PT6A, que es de uso bastante difundido en nuestro medio, hasta un punto en que pase a ser controlada por condición (On Condition).

Para poder cumplir con este objetivo se ha propuesto usar técnicas de monitoreo (mantenimiento Predictivo), mediante las cuales nos podamos acercar a determinar el estado técnico de la turbina, y técnicas estadísticas para medir las condiciones de operación.

El análisis vibracional y el análisis espectrométrico nos darán una información del posible deterioro físico interno de la turbina (desgastes, descentramientos, desbalances, rozamientos, etc.) los cuales podrán ser estandarizados luego de un muestreo de la flota sujeta a inspección y haciendo uso de la información estadística de los talleres que realizan estas pruebas.

El análisis computarizado de tendencia ECTM (engine condition trend monitoring) nos dará información del estado de la zona caliente del motor (cámara de combustión y turbina), fallas de sistemas (ejemplo sistema de sangrado) y de las fallas de los instrumentos de medición de los parámetros de motor.

El análisis boroscópico nos brindará una evidencia visual de la condición interna del motor (sobrecalentamiento, corrosión, rajaduras, roturas, etc.).

Finalmente, con el uso de métodos estadísticos, serán monitoreadas las características específicas de operación de un operador, es decir, condiciones

ambientales de operación, calidad el mantenimiento preventivo, calidad de las partes de reemplazo, etc.

Con toda esta información es posible tomar la decisión de mantener el motor en operación o desmontarlo para su reparación, considerando que los costos de reparación pueden elevarse demasiado cuando se exige al motor más de lo que realmente puede rendir.

Debemos considerar también, que teniendo en cuenta el efecto económico que se lograría con esta modalidad de mantenimiento, en caso de implementarse, se conseguiría un ahorro sustancial en los gastos totales de operación de la turbina PT6A.

Agradezco el apoyo brindado por la Sub Dirección de Material Aeronáutico de la DGTA, las Compañías Aviación Solar, AeroCondor, Atsa, Seman, a mis asesores y amigos que colaboraron desinteresadamente en el desarrollo de este proyecto.

CAPITULO 1

INTRODUCCION

Una definición de **Confiabilidad** podría incluir palabras como confianza o confidencia. El uso común de la palabra es impreciso.

Para un Programa de Mantenimiento, **Confiabilidad** tiene una definición precisa, es la probabilidad de que un sistema o parte de un equipo funcione exitosamente sin fallar por un período especificado de tiempo cuando es usado bajo condiciones de operación específicas.

Confiabilidad es la medida de la probabilidad de que "algo" dure un período de tiempo dado sin una falla, es por lo tanto operar sin falla. La definición debe ser precisa en términos de ingeniería. **Confiabilidad** es usada a menudo para medir o indicar que tan bien un sistema está cumpliendo la misión que se propuso.

Un Programa de **Confiabilidad** asegura el análisis y vigilancia continua de la efectividad de un Programa de Mantenimiento, con el propósito de asegurar una operación segura y confiable con el máximo de ahorro en mantenimiento.

Un Programa de **Confiabilidad** es un proceso de circuito cerrado que involucra:

- Creación de información operacional de **confiabilidad**.

- Recolección y análisis de la información.

- Investigación de deficiencias reportadas.

- Evaluación de deficiencias y determinación de los controles apropiados de mantenimiento.

- La aplicación de los controles de mantenimiento.

Seguimiento a las acciones correctivas para alcanzar los resultados deseados.

Repetir el ciclo.

El objetivo del presente proyecto es estudiar la forma de conseguir el incremento de tiempo entre reparaciones mayores de las turbinas Pratt & Whitney Canadá Modelo PT6A, consiguiendo una ganancia en dólares por hora de vuelo. Para lo cual el Programa de Confiabilidad presentado en este Proyecto hace uso de dos elementos fundamentales: el Mantenimiento Predictivo y los Métodos Estadísticos. Entendiéndose por Mantenimiento Predictivo a las técnicas, evaluaciones, pruebas e inspecciones, mediante las cuales se puede medir el estado técnico de la turbina; y por Métodos Estadísticos aquellos basados en la recolección, análisis y evaluación de los datos de operación.

Se ha escogido el Modelo de turbina PT6A por ser de uso común en el parque aéreo nacional y porque existe información de estadísticas y estudios realizados por Operadores y Talleres de Mantenimiento Aeronáuticos nacionales. Sin embargo, se puede aplicar la misma metodología a cualquier modelo o tipo de turbina.

Con el uso de Programas de Confiabilidad se consiguen dos objetivos básicos en aviación comercial, el incremento en la Seguridad de Vuelo y el mejoramiento de la Confiabilidad del Despacho. El primero, que es un requisito primario para realizar y mantener toda actividad aérea; y el segundo, que está referido a la eficiencia y calidad de las Compañías Aéreas.

1.1 BREVE RESEÑA HISTORICA

La aviación tuvo acogida inicialmente desde el punto de vista militar y logró un considerable progreso en las técnicas de vuelo y construcción, en el transcurso de la Primera Guerra Mundial (1914-1918). Es precisamente a

comienzos de 1919 que se crea en nuestro País el "Servicio de Aviación Militar.

La aviación en el Perú, en sus comienzos como en el mundo entero, se inició con el uso de motores alternativos de explosión (convencionales), donde el gasto de combustible no era de importancia para el diseño de las aeronaves. Lo importante era que la potencia del motor lograra la sustentación necesaria para el vuelo.

Estos sistemas de propulsión se encuadran dentro de los grupos moto propulsores (turbo hélice y motor alternativo + hélice).

Con el correr del tiempo, mejoraron los diseños aerodinámicos; los nuevos materiales usados para la fabricación de aeronaves fueron más resistentes a la fatiga y menos pesados.

Aparecen los motores a reacción donde el gasto de combustible aumenta pero con un incremento muy grande también en poder y rapidez.

Luego aparecieron los motores supersónicos, que son los menos rentables desde el punto de vista de consumo de combustible.

Finalmente los turbo propulsores que son los más económicos.

Debido al rápido desarrollo de tecnología militar y como caso particular de la aeronáutica, a la complejidad y variedad de los problemas que debe resolverse producto de la considerable complejidad del material aeronáutico, ha hecho que el problema de la **Confiable** sea fundamental.

1.1.1 ORIGEN DE LOS PROGRAMAS DE CONFIABILIDAD.

Por los años 60, grandes compañías aéreas llevaron a cabo sistemáticas investigaciones respecto a la relación entre la vejez de los componentes. Los resultados de estas investigaciones crearon un considerable interés en la industria aérea, motivo por el cual la Autoridad Aérea de USA (FAA) realizó algunos estudios al respecto. Los resultados de estos estudios sentaron bases para el uso de Programas de Confiabilidad los cuales asegurarían un elevado nivel de confiabilidad en los sistemas y componentes del avión a menor costo de operación.

Estos primeros esfuerzos culminaron con la publicación del documento de la FAA AC 120-17A "Manual del Control del Mantenimiento por Métodos de Confiabilidad". La emisión de este documento trajo como consecuencia el uso generalizado, en las aerolíneas Norte Americanas, de Programas de Confiabilidad como herramienta del manejo del mantenimiento.

La Fuerza Aérea Norte Americana, desarrollaron las técnicas conocidas como "Mantenimiento Centrado en la Confiabilidad" (RCM), con el propósito de estructurar los Programas de Mantenimiento alrededor de la confiabilidad conocida o proyectada.

La Seguridad es lo más importante, todo esfuerzo debe estar orientado hacia asegurar que con el mantenimiento realizado se retenga una adecuada Seguridad. Cualquier otro mantenimiento que no sea relativo a la Seguridad debe ser realizado basado en un buen juicio comercial y cumplido en cuanto se presente la oportunidad.

Los sistemas no son estáticos, ellos cambian de un año a otro. Los Programas de Mantenimiento requieren ser revisados, con los datos operacionales de mantenimiento, para determinar si el Programa de Mantenimiento es aún de utilidad y cumple con el trabajo para el que fue

proyectado. Los sistemas deben ser modificados solo cuando el "beneficio" de realizar la modificación es significativo. El éxito de un buen Programa de Mantenimiento consiste en alcanzar lo anteriormente mencionado al menor costo posible.

1.1.2 EVOLUCION DE LA TURBINA PT6A.

El motor de avión Pratt & Whitney Modelo PT6/ST6 es uno de los más populares del mundo y ha sido probado a satisfacción como propulsor de avión en su clase. Desde su introducción al servicio en 1964, el motor PT6 se ha elegido para ser usado para más de 125 diferentes aplicaciones, acumulando "una impresionante estadística que testifica su popularidad a lo largo del mundo. Mas de 40 millones de horas de vuelo han sido registrados por más de 16,600 motores PT6 producidos. Esta popularidad puede ser atribuida a la versatilidad del PT6 el cual es operado en un amplio rango de condiciones ambientales, y en una variedad de aviones y helicópteros en servicio comercial y militar.

En aerolíneas de servicio regular, se han observado niveles de alta utilización llegando a 325 horas por mes, lo cual solo es posible debido a la elevada confiabilidad del motor.

La designación PT6 es usada para modelos de motor con certificación comercial en propulsión de aviones. Los otros modelos comerciales usan la designación ST6, en aplicaciones que incluyen plantas auxiliares en aviación, industria y marina. La designación 174 ha sido usada por la milicia de USA para el uso militar de ciertas series de los modelos PT6.

A continuación describimos un resumen histórico del modelo PT6A como motor certificado turbo propulsor:

- 1) PT6A-6, fue el primer motor certificado PT6, sin reversa, 550 shp (410 Kw) para despegue a 2,200 rpm de hélice. Equipado con indicación de temperatura de motor (TIT). Certificado el 31/12/63.
- 2) PT6A-6A, idéntico al PT6A-6 con la adición de un sistema de reversa en la hélice. Certificado el 28/05/65.
- 3) PT6A-20, con un sistema mejorado de reversa, 550 shp (410 Kw) para despegue a 2,200 rpm de hélice. Equipado con indicación de temperatura (ITT). Certificado el 20/12/65.
- 4) PT6A-6B, son un limitado número de motores convertidos PT6A-6 y PT6A-6A. Idéntico al PT6A-6A excepto por el tipo del sistema de reversa del PT6A-20. Certificado el 20/12/67.
- 5) PT6A-27, con el estilo de compresor del PT6A-20 con tubo de difusor, tren reductor mejorado, una rueda de álabes a la entrada a la turbina (que acciona el compresor) de una sola pieza sólida, un sistema mejorado de manejo de potencia y control de hélice. 680 shp (507 Kw) para despegue a 2,200 rpm. Certificado el 20/12/67.
- 6) PT6A-29, muy similar la PT6A-27 con 750 hp (559 Kw) para despegue. Producidos muy pocos. Certificado el 28/10/68.
- 7) PT6A-28, mecánicamente idéntico al PT6A-27, pero con un alto rango de crucero para cumplir los requerimientos específicos de aeronave presurizada. Certificado el 11/05/69.
- 8) PT6A-34, básicamente un PT6A-27 incorporando un enfriador de aire a la rueda de álabes a la entrada a la turbina (que acciona el compresor) y ferretería de turbina similar al PT6T-3 resultando un

incremento en el rango de potencia. 750 shp (559 Kw) para despegue a 2,200 rpm de hélice. Certificado el 11/11/71.

- 9) PT6A-6/C20, limitado número de PT6A-6 convertidos a PT6A-20 en la reparación mayor. Certificado el 09/03/73.
- 10) PT6A-20A, básicamente un PT6A-20 incorporando un gobernador de hélice, sistema de reversa y ducto de escape del tipo del PT6A-27. Certificado el 09/03/73.
- 11) PT6A-20B, limitado número de PT6A-20 convertido para incorporar un gobernador de hélice y sistema de reversa del tipo PT6A-27. Certificado el 02/10/73.
- 12) PT6A-41, nueva tecnología de turbopropulsión destacando una turbina de potencia de dos etapas y un compresor nuevo proporcionando un incremento en el flujo de masa. 850 shp (634 Kw) para despegue a 2,000 rpm de hélice. Certificado el 02/10/73.
- 13) PT6A-36, motor similar la PT6A-34 pero con un rango termodinámico elevado para el despegue. Encendido luminiscente o por descarga eléctrica; línea de combustible única o dual dependiendo de la instalación en el avión. Algunos con aumento de potencia haciendo uso de agua-methanol. Certificado el 13/12/73.
- 14) PT6A-21, básicamente un PT6A-27 adaptado con una caja reductora de hélice del tipo de PT6A-20 y un sistema de combustible único. 550 shp (410 Kw) para despegue a 2,200 rpm de hélice. Certificado el 10/12/74.
- 15) PT6A-38, mecánicamente idéntico al PT6A-41 excepto por una rueda de álabes a la entrada de la turbina sin enfriamiento. 750

shp (559 Kw) para despegue a 2,000 rpm de la hélice. Certificado el 20/05/75.

- 16) PT6A-45A, similar al PT6A-41 con caja de reducción de la hélice rediseñada para transmitir alta potencia a velocidad reducida de la hélice. 1173 shp (875 Kw) para despegue 1700 rpm de hélice. Rueda única rociadora de agua-metanol para incremento de potencia. Certificado el 11/04/76.
- 17) PT6A-25, similar al PT6A-21 pero incorporando un sistema de aceite diseñado especialmente para vuelos acrobáticos invertidos. Moldeado en aleación de aluminio. 550 shp (410 Kw) para despegue a 2,200 rpm de hélice. Certificado el 06/05/76.
- 18) PT6A-34B, mecánica y termodinámicamente idéntico al PT6A-34 pero moldeado de aleación de aluminio en lugar de magnesio. Certificado el 04/08/76.
- 19) PT5A-50, mecánicamente similar al PT6A-41 pero con una caja reductora de hélice especialmente diseñada y alto rango en la caja e reducción para bajas velocidades de la hélice y operaciones de despegue tranquilas.. Rediseño de la carcasa de ingreso de aire del compresor para requerimientos de montaje posterior. Rediseñado de las conexiones de jalar-empujar de la reversa. 1,120 shp (835 Kw) para despegue a 1,210 rpm de hélice. Certificado el 18/09/76.
- 20) PT6A-25A, mecánica y termodinámicamente idéntico al PT6A-25 pero moldeado con magnesio en lugar de aleación de aluminio. Puede o no tener una operación de reversa con hélice. Certificado el 18/11/76.

- 21) **PT6A-34AG**, idéntico al **PT6A-34** con la adición de ferretería protegida contra la corrosión y con rasgos de diseño especial para aviación en agricultura. Certificado para operación ilimitada con combustible diesel. Certificado el 03/02/77.
- 22) **PT6A-135**, básicamente un **PT6A-34** incorporando un alto rango, baja velocidad de la caja reductora de la hélice. 750 shp (559 Kw) para despegue a 1,900 rpm de la hélice. Certificado el 12/09/77.
- 23) **PT6A-11**, básicamente un **PT6A-27** adaptado con una caja reductora de **PT6A-20**, línea de combustible único y encendido por descarga eléctrica. 550 shp (410 Kw) para despegue a 2,200 rpm de hélice. Primer modelo de las series **PT6A-10** en entrar a producción. Certificado el 16/09/77.
- 24) **PT6A-15AG**, mecánica y termodinámicamente igual al **PT6A-27** pero con la incorporación de ferretería protegida contra la corrosión y rasgos de diseño especial para aviación en agricultura. Certificado para operación ilimitada con combustible diesel. 680 shp (507 Kw) para despegue a 2,200 rpm de hélice. Certificado el 27/01/78.
- 25) **PT6A-45B**, idéntico al **PT6A-45A** con rangos incrementados de flujo de agua-methanol para mejorar la performance termodinámica. Certificado el 29/03/79.
- 26) **PT6A-11AG**, idéntico al **PT6A-11** con la adición de ferretería protegida contra la corrosión y rasgos de diseño especial para aviación en agricultura. Certificado para operación ilimitada con combustible diesel. Certificado el 17/05/79.
- 27) **PT6A-41AG**, idéntico al **PT6A-41** con la adición de ferretería protegida contra la corrosión y rasgos de diseño especial para

aviación en agricultura. Certificado para operación ilimitada con combustible diesel. Certificado el 17/05/79.

- 28) PT6A-42, idéntico al PT6A-41 pero con mejoras en el compresor para proporcionar hasta un 10% de los incrementos en performance de altitud de crucero. Certificado el 08/08/79.
- 29) PT6A-112, básicamente un PT6A-11 excepto por la incorporación de una caja reductora de baja velocidad de hélice y sellos corregidos para operaciones de gran altitud. 500 shp (373 Kw) para despegue a 1,900 rpm de hélice. Certificado el 30/10/79.
- 30) PT6A-110, similar al PT6A-112 pero optimizado para performance de baja altitud. 475 shp (354 Kw) para despegue a 1,900 rpm de hélice. Certificado el 15/01/80.
- 31) PT6A-45R, similar al PT6A-45B pero con un rango de reserva de emergencia en el despegue adicional al rango normal (alterno) de despegue. Actuación automática por medio del solenoide y el aire P3 elimina el aumento de agua methanol. 1173 shp (875 Kw) para despegue a 1,700 rpm de hélice. Un rango de reserva a 1198 shp (893 Kw) a 1,700 rpm. Certificado el 01/08/80.
- 32) PT6A-25C, basado en el PT6A-25 con el tipo de terminación caliente y sistema de combustible del PT6A-34 y con la primera etapa del PT6A-27, tren reductor de la segunda etapa del tipo del PT6A-41. Sistema de lubricación con capacidad para realizar vuelos invertidos. 750 shp (559 Kw) para despegue a 2,200 rpm de hélice. Certificado el 20/08/81.

- 33) **PT6A-135A**, idéntico al **PT6A-135** con mejoras en el impulsor del compresor para performance de altitud de crucero. Certificado el 22/02/82.
- 34) **PT6A-65B**, el primero de los modelos de motor **PT6A** en incluir una cuarta etapa axial en el compresor. Rediseñado y mejorado el terminal caliente y los componentes de sangrado de aire, mejorado el manejo de combustible, y el aire de ingreso **pre** mezclado en remolino. Caja reductora mejorada del tipo del **PT6A-45**. 1,100 **shp** (820 **Kw**) para despegue a 1,700 **rpm** de hélice. Certificado el 20/08/82.
- 35) **PT6A-65R**, similar al **PT6A-65B** pero con rango de reserva en el despegue adicional al rango normal (alterno) de despegue. Actuación automática por medio del solenoide y el aire P3. 1,230 **shp** (917 **Kw**) para despegue a 1,700 **rpm** de hélice. Rango de reserva 1,327 **shp** (990 **Kw**) a 1,700 **rpm**. Certificado el 20/08/82.
- 36) **PT6A-60**, basado en el **PT6A-45** con incremento en el flujo de masa del compresor, rediseñado y mejorado terminal caliente y componentes de sangrado de aire similar al **PT6A-65** y mejora el manejo de combustible. Caja reductora del tipo **PT6A-45**. 1,050 **shp** (783 **Kw**) para despegue a 1,700 **rpm** de hélice. Certificado el 25/11/82.
- 37) **PT6A-61**, idéntico al **PT6A-60** excepto por la caja reductora de la hélice del tipo **PT6A-41**. 850 **shp** (634 **Kw**) para despegue a 2,000 **rpm** de hélice. Certificado el 25/11/82.

Designaciones Militares del **PT6A**

- 1) **T74-CP-700**, versión militar del **PT6A-20**.
- 2) **T74-CP-701**, versión militar del **PT6A-27**.

- 3) T74-CP-702, versión militar del PT6A-29.

1.2 DESCRIPCION DE LA TURBINA PT6A

El PT6 es una turbina de poco peso, con un motor turbopropulsor libre que proporciona un rango de potencia al eje de 475 a 1400 hp (354 a 1044 Kw). La familia del motor está básicamente dividida en dos grupos, turbopropulsores pequeños (475-750 shp ó 354-559 Kw) y turbopropulsores grandes (750-1400 shp ó 559-1044 Kw). Todos los PT6 utilizan dos secciones de turbina independiente, una turbina que acciona el compresor en la sección de generación de gas y la otra turbina libre, que acciona el eje de la hélice a través de una caja reductora. Los turbopropulsores pequeños tienen la turbina de potencia de una sola etapa mientras que los grandes tienen la turbina de potencia de dos etapas. El compresor consta de tres etapas axiales (con excepción del modelo PT6A-65 el cual incorpora una cuarta etapa axial) combinada con una etapa de compresión centrífuga. Ambas etapas la axial y la centrífuga están ensambladas en el mismo eje y operan como un solo compresor.

1.2.1 DESCRIPCION TECNICA DE LA TURBINA.

Los motores PT6A-27/28 son auto suficientes debido a que el generador de gas energiza el sistema de aceite que proporciona lubricación a todas las partes del motor, presión para el torquímetro y potencia para el control de paso de la hélice, ver figura 1.

El aire ingresa al motor a través de una cámara anular (plenum), formado por la carcasa de ingreso del compresor desde donde es dirigido hacia delante al compresor. El compresor consta de tres etapas

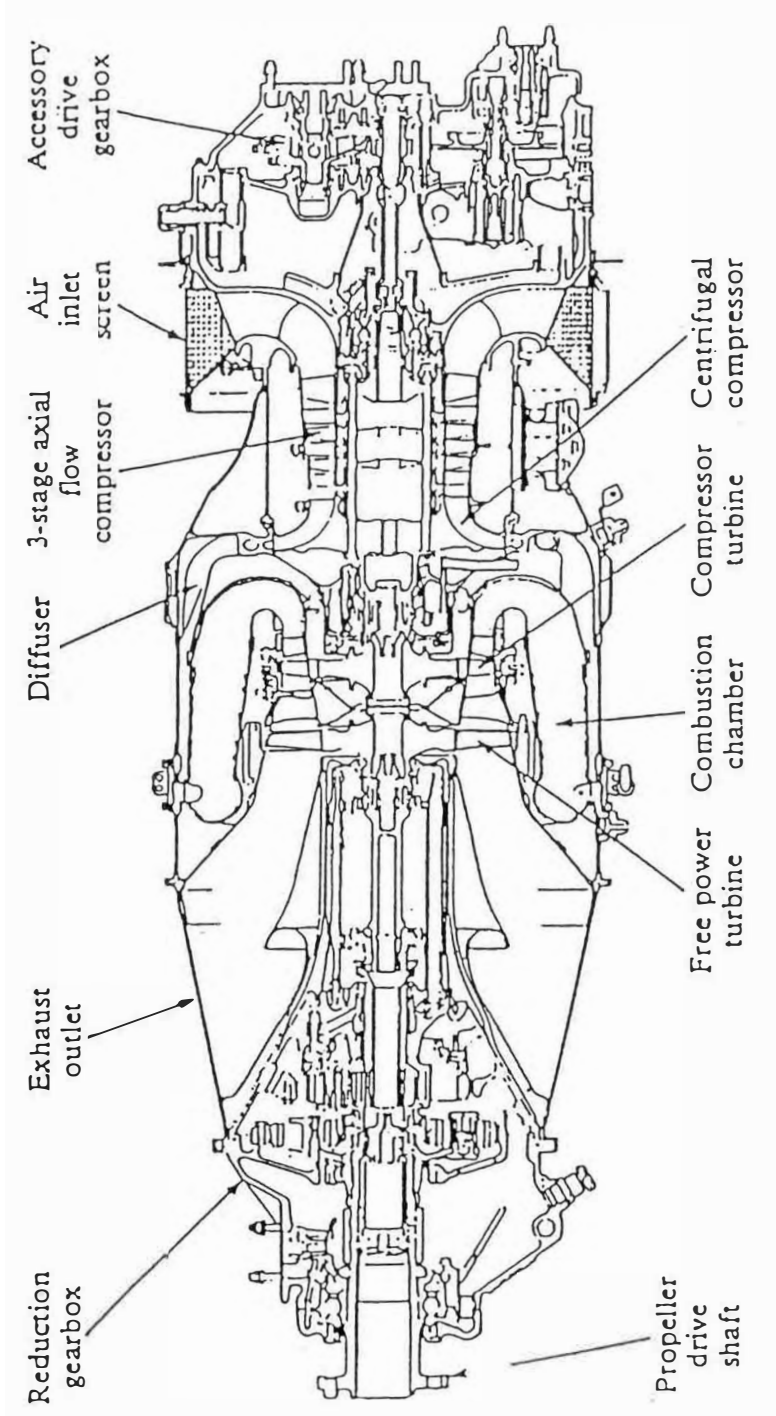


Fig. 1

axiales combinada con una etapa centrífuga, **ensamblado** como una unidad integral.

Una fila de álabes fijos, ubicados entre cada etapa de compresión, difunde el aire, eleva su presión estática y la dirige a la siguiente etapa de compresión. El aire comprimido pasa a través de los tubos difusores los cuales **direccionan** el aire en noventa grados y convierten la velocidad en presión estática, el aire difundido pasa entonces a través de álabes rectos a la cámara de combustión.

La cámara de combustión tiene una soldadura anular con perforaciones de varios tamaños que permite el ingreso del aire suministrado por el compresor. El flujo de aire cambia de dirección 180 grados mientras ingresa y se mezcla con el combustible.

La mezcla aire-combustible es encendida y los gases que resultan de la expansión son dirigidos a turbina. La ubicación de las cámaras de combustión elimina la necesidad de tener un eje largo entre el compresor y la turbina conectada al compresor, así se logra reducir toda la longitud y peso del motor.

El combustible es inyectado a las cámaras de combustión a través de 14 inyectores simples ordenados en dos grupos de siete para un arranque fácil y abastecidos de un múltiple dual que consiste de tubos de transferencia primaria y secundaria, y adaptadores.

La mezcla aire-combustible es encendida por dos bujías las cuales sobresalen dentro de las cámaras de combustión. Los gases de escape se expanden desde la cámara de combustión, invierten de dirección en la zona del **ducto** de salida y pasan a través de los álabes guías de ingreso a la turbina que acciona al compresor, hacia la turbina

Los álabes guías aseguran que los gases en expansión golpeen contra los álabes de la turbina con el ángulo correcto y un mínimo de pérdida de energía. Los gases son luego dirigidos hacia delante para accionar la turbina de potencia.

La turbina de potencia y la que acciona el compresor están situados aproximadamente en el centro del motor con sus respectivos ejes que se proyectan en direcciones opuestas. Esta configuración simplifica los procedimientos de instalación e inspección. Los gases de escape son dirigidos a través de un **ducto** de escape anular, desde la turbina de potencia, hacia la atmósfera a través de dos portales opuestos de escape gemelos con que cuenta el **ducto** de escape.

Todos los accesorios accionados por el motor, con excepción del gobernador de la hélice, el gobernador de sobre velocidad y generador tacómetro, están montados en la caja de accesorios en la parte posterior del motor. Estos componentes son accionados por el compresor a través de un eje acoplado el cual extiende el accionamiento a través de un tubo cónico en la sección central del tanque de aceite.

La turbina de potencia acciona una hélice a través de un tren reductor planetario de dos etapas ubicado en la parte delantera del motor. La caja de engranajes incorpora un mecanismo **torquímetro** integral con el cual se consigue una indicación precisa de la potencia del motor.

La instalación de reversa de la hélice consiste de una hélice hidráulica de actuación única controlado por un gobernador.

1.2.2 DIFERENCIAS EN LAS VARIACIONES DE VERSIONES.

El PT6A-11, es un PT6A-27 pero con una caja reductora del modelo PT6A-20, ver la figura 2.

El PT6A-20, la configuración básica de la familia PT6 es ilustrada por la vista en corte del PT6A-20 presentada aquí. El PT6A-6, el primer PT6 que entró en producción y el PT6A-20 que siguió, representa el tronco del árbol de la familia PT6, ver la figura 3.

El PT6A-25/25A, este motor es diseñado para operar haciendo maniobras típicas de las que se realizan en aviones de entrenamiento militar. Incorpora un sistema de aceite para vuelo invertido especialmente diseñado, ver figura 4.

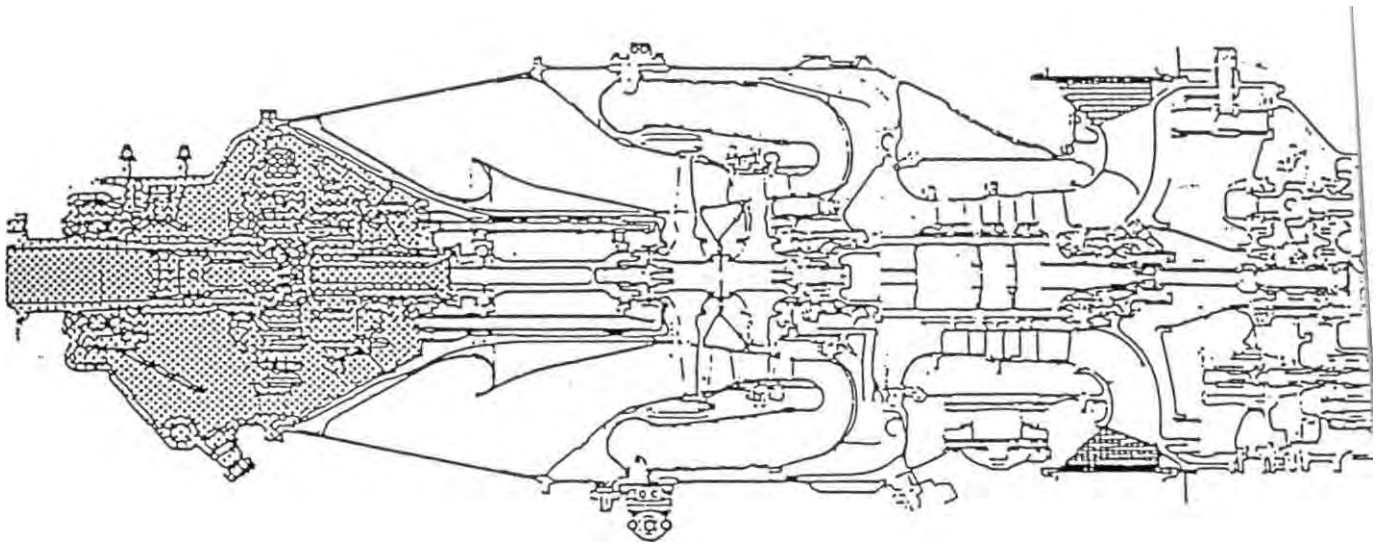
El tren reductor del PT6A-20 es acoplado a un generador de gas de PT6A-27 con un accesorio de la caja de engranajes modificado para asegurar un suministro continuo de aceite a los rodamientos y al sistema de torque durante las maniobras de entrenamiento.

El PT6A-25 se diferencia del PT6A-25A en que la mayoría de las fundiciones son fabricadas de aleación de aluminio en lugar de aleación de magnesio.

PT6A-25C, es el más antiguo desarrollo de diseño en los motores PT6 para operar en aeronaves de entrenamiento militar. Ofrece más del 30 por ciento de los incremento en potencia que los modelos PT6A-25 y PT6A-25A, incorporando la caja reductora del tipo del PT6A-27 y mejoras en la salida caliente, ver la figura 5.

El PT6A-27/28, el PT6A-27 vio la introducción de un nuevo difusor del compresor diseñado y desarrollado por Pratt & Whitney Canadá. Este difusor, conocido como difusor de tubo, se ha mantenido en los siguientes motores PT6 y ha sido la clave para incrementar el rango de

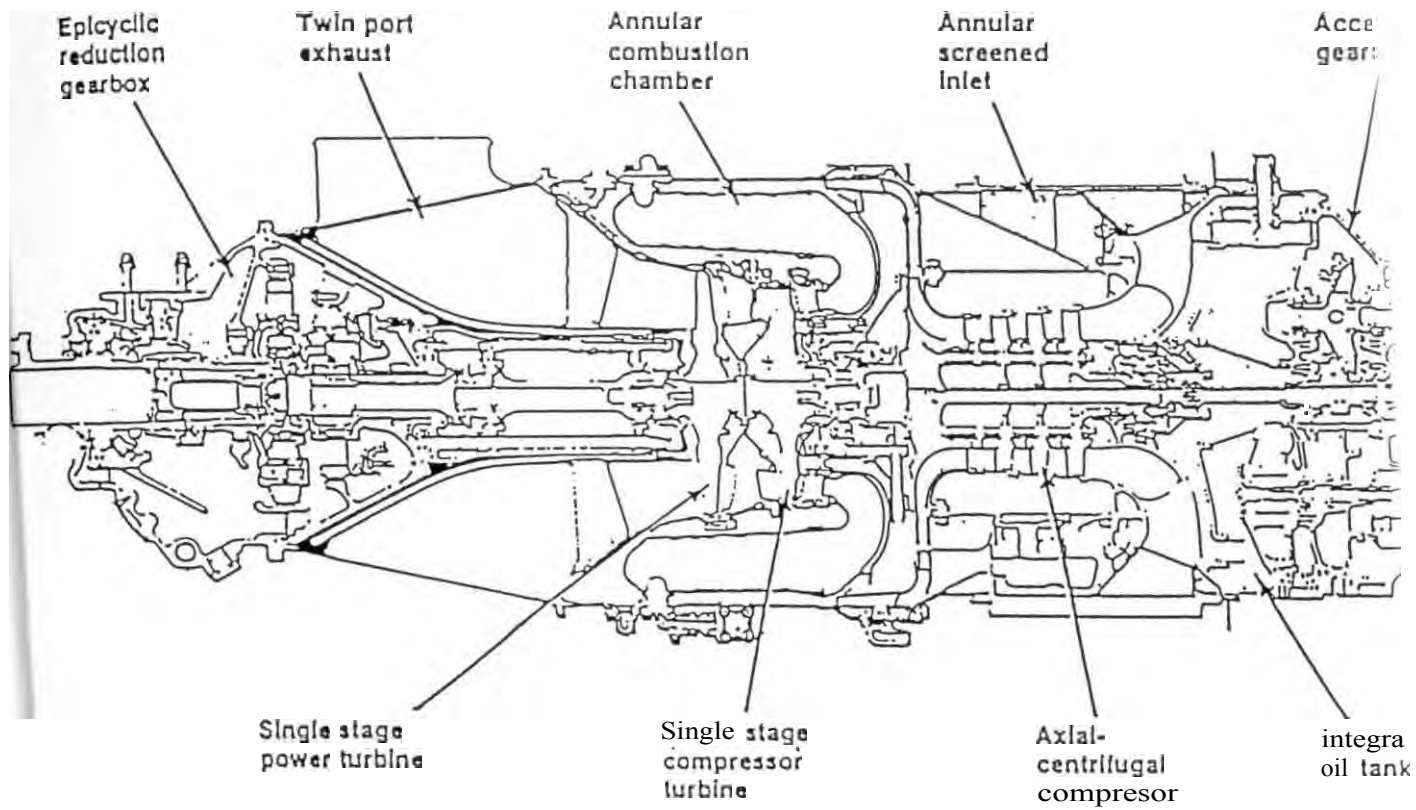
THE PT6A-11



Principal diferencia del PT6A-27

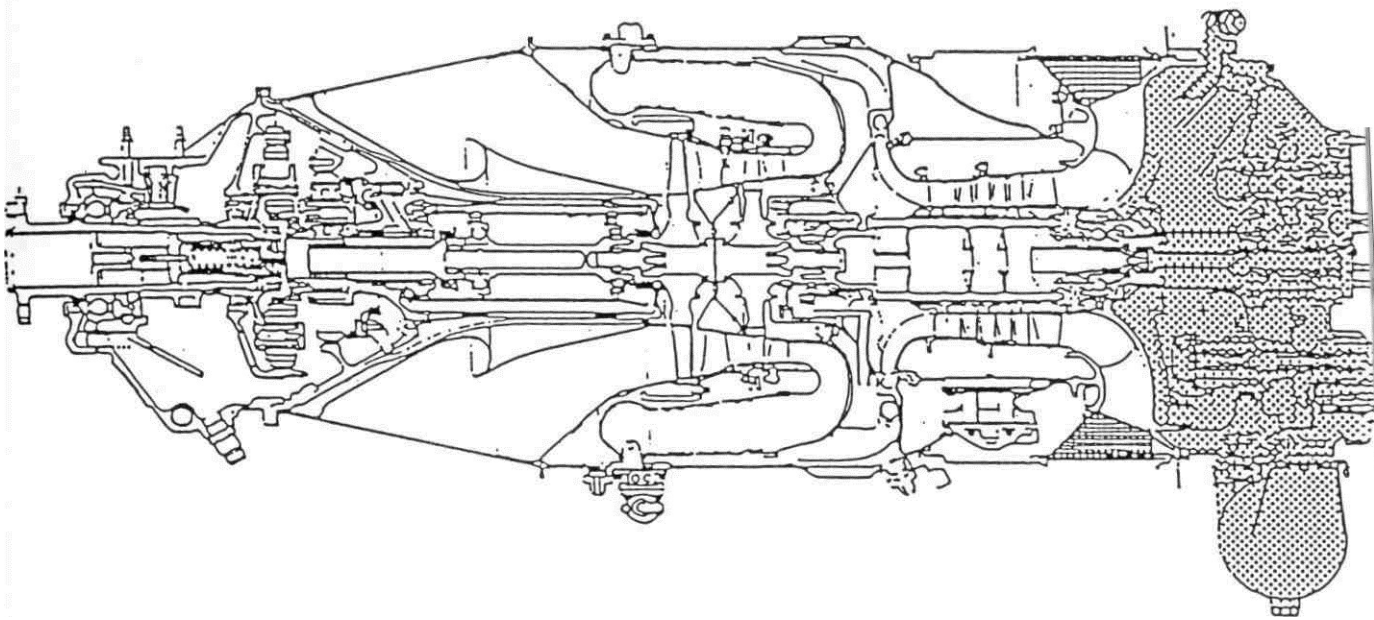
- PT6A-20 reduction gearbox

THE PT6A-20



configuración retenida
hasta el PT6A-50

THE PT6A-25/25A

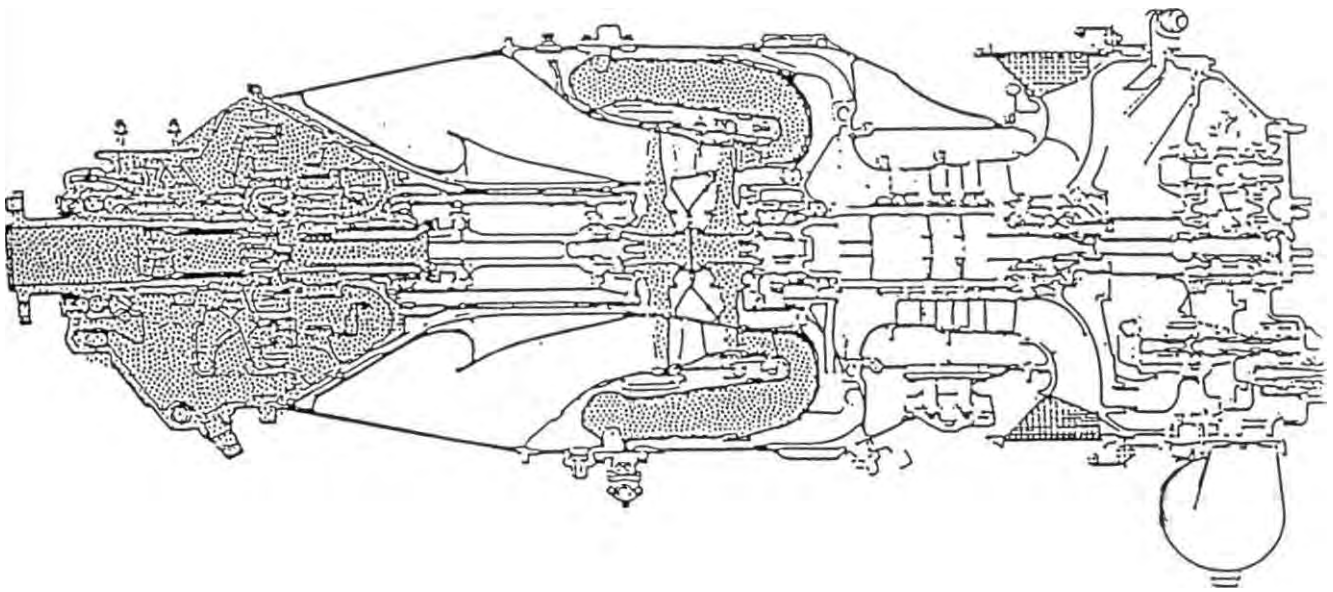


Principal dif erencia del. PT6A-27

- Accessory gearbox
- Auxiliary oil tank

Fig. 4

THE PT6A-25C



Principal dif esencia del PT6A-25

- PT6A-27 type reduction gearbox
- Improved hot end hardware

presión del compresor y reducción en el consumo específico de combustible.

Aunque destacó como una mejora en el manejo de potencia y sistema de control de la hélice, el alto flujo del compresor el fue el único cambio mayor introducido en la turbina **PT6A-27**. Con el incremento del flujo de masa de aire, el rango de potencia termodinámica fue incrementado en el **PT6A-27** a 751 **ESHP** (560 **kW**). Al mismo tiempo los requerimientos de desarrollo de la caja de engranajes permitió al eje de potencia de salida incrementar a un valor de 680 **SHP** (507 **kW**). El **PT6A-27** ha estado en producción desde 1967.

El **PT6A-28** es similar al **PT6A-27** pero ofrece un alto rango de crucero adicional a altitudes de 10,000 pies (3,048 **mts.**) para arriba y satisface los requerimientos específicos de un avión presurizado ejecutivo de gran velocidad.

Otros motores basados en el **PT6A-27** son los **ST6** de la marina e industria. Una versión, el **ST6J-70**, tiene una velocidad máxima de salida al eje de 2,200 **RPM**, lo mismo que el **PT6A-27**, mientras que el motor **ST6K-70** tiene una velocidad máxima de salida al eje de 6,230. Ambos motores pueden ser usados en instalaciones estáticas o móviles.

El **PT6A-34**, este motor de 850 **SHP** (634 **kW**) provino de las pruebas de los motores **PT6A-27** y **PT6T-3**. Externamente el motor es idéntico al **PT6A-27** pero internamente incorpora el álabe de la primera etapa de la turbina enfriado del **PT6T-3** y su ferretería.

La incorporación de mejoras en la salida caliente ha permitido un incremento de 18% en la potencia al eje termodinámica que el ofrecido por el **PT6A-27**.

Siguiendo al motor básico **PT6A-34**, el **PT6A-34AG** ha sido adaptado para ser usado en aeronaves de uso agrícola. Se cambiaron componentes en la salida caliente debido a las severas condiciones de

-operación El motor es calificado para el uso de ~~combustibles diesel~~ automotrices que a menudo es más barato y fácil de conseguir que los combustibles de aviación en los sitios donde operan estas aeronaves, ver la figura 6.

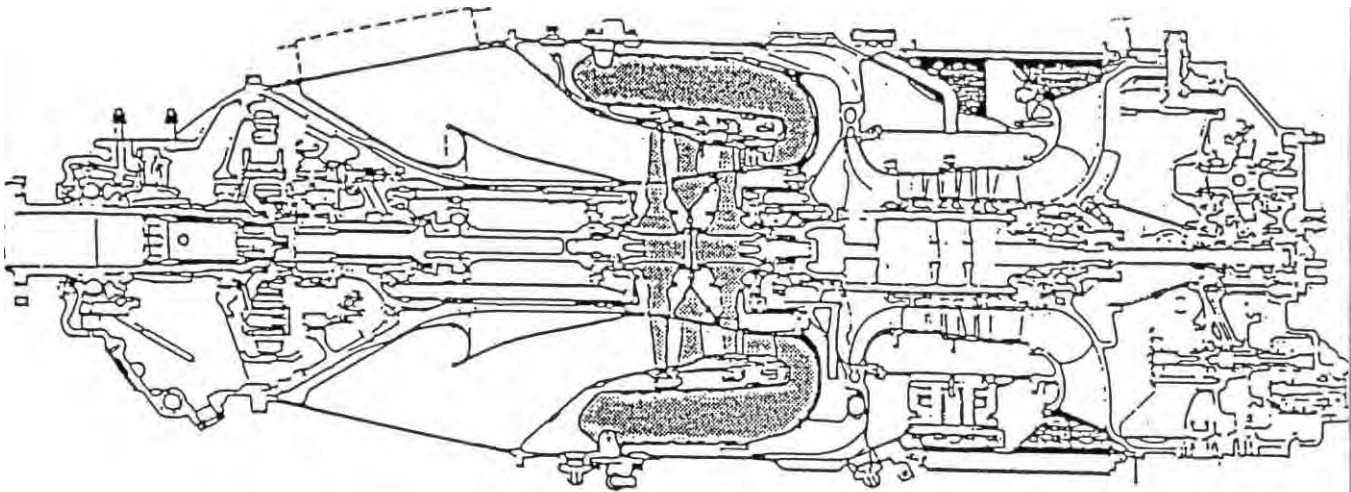
El motor **PT6A-41**, con sus parientes **PT6A-45** y **PT6A-50**, agrandan el rango de los turbopropulsores **PT6** a un nivel arriba de 1,000 SHP (746 kW). Para asegurar el nivel de potencia termodinámico del **PT6A-41** de 1,089 ESHP (812kW), un nuevo compresor avanzado dando un incremento de flujo de aire del 28% a 8.6 lbs/seg (3.9 kg/seg) y un incremento en el rango de presión de 9:1. Considerando que los compresores previos del **PT6** tienen el diámetro interno constante, en los nuevos compresores un diámetro constante externo ha sido mantenido para limitar la velocidad del extremo del álabe.

El otro cambio significativo en los motores **PT6A-40/A-50** es incorporación de una turbina de potencia de dos etapas para mejorar la eficiencia y para hacer posible esta eficiencia para mantener un rango amplio de velocidad de salida. El **PT6A-41** mantiene la misma carcasa de la caja reductora de los anteriores modelos del turbopropulsor **PT6**; sin embargo, la unidad de control de velocidad limita la velocidad de la hélice a 2,000 RPM para la reducción del ruido ver la figura 7.

El **PT6A-45B**, está emparentado al generador de gas de 1,179 termodinámico SHP (879 kW) del **PT6A-41** y una nueva caja reductora de 1,173 SHP (875 kW).

En cumplimiento del creciente énfasis en la reducción del ruido en las aeronaves, la nueva caja reductora es diseñada para montar hélices de baja velocidad. La potencia máxima mecánica de hélice de 1,173 SHP (875 kW) está disponible a 1,700 RPM. Es mantenida la configuración previamente probada del diseño de la caja reductora de los **PT6** (dos etapas planetarias y un ~~torquímetro~~ incorporado), ver la figura 8.

THE PT6A-34

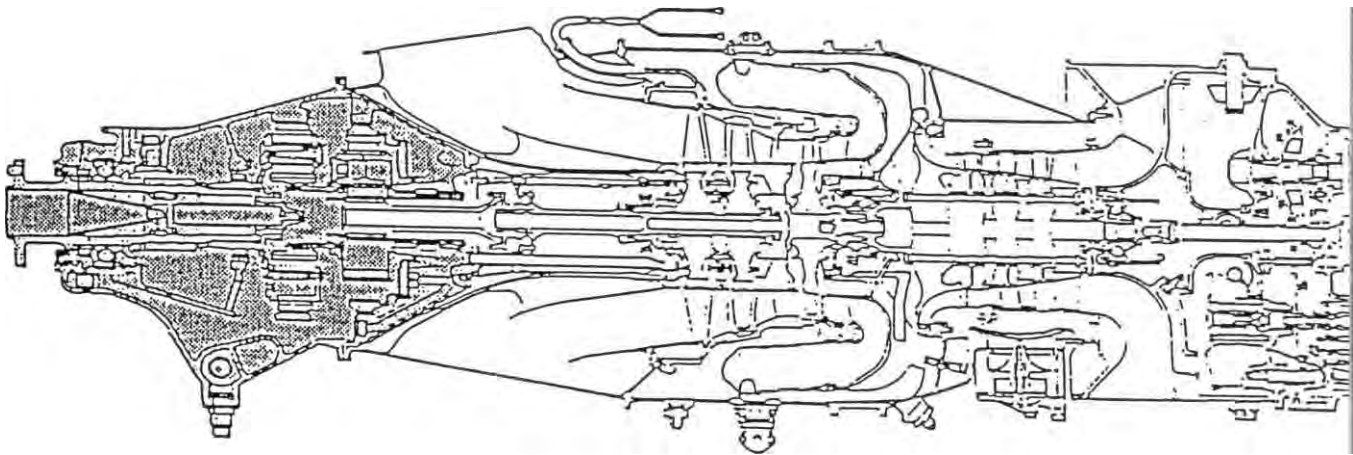


Principal difference del PT6A-27:

PT6T-3 hot end hardware including
cooled first stage nozzles

Fig. 6

THE PT6A-45B



Principal difference del A-41:

- 1700 RPM reduction gearbox increase in SHP output to 1173 SHP water injection provisions

Este motor cuenta con un sistema de inyección de fluido que le permite mantener potencia de despegue a elevadas temperaturas de aire.

El PT6A-50, una caja reductora especial ha sido diseñado para este motor para hacer coincidir hélices de muy baja velocidad y bajo ruido. Esta caja reductora fue diseñada inicialmente para un rango de despegue de 1,120 SHP (835 kW) a 1,210 RPM, pero se han tomado previsiones en el diseño de la caja para futuros crecimientos.

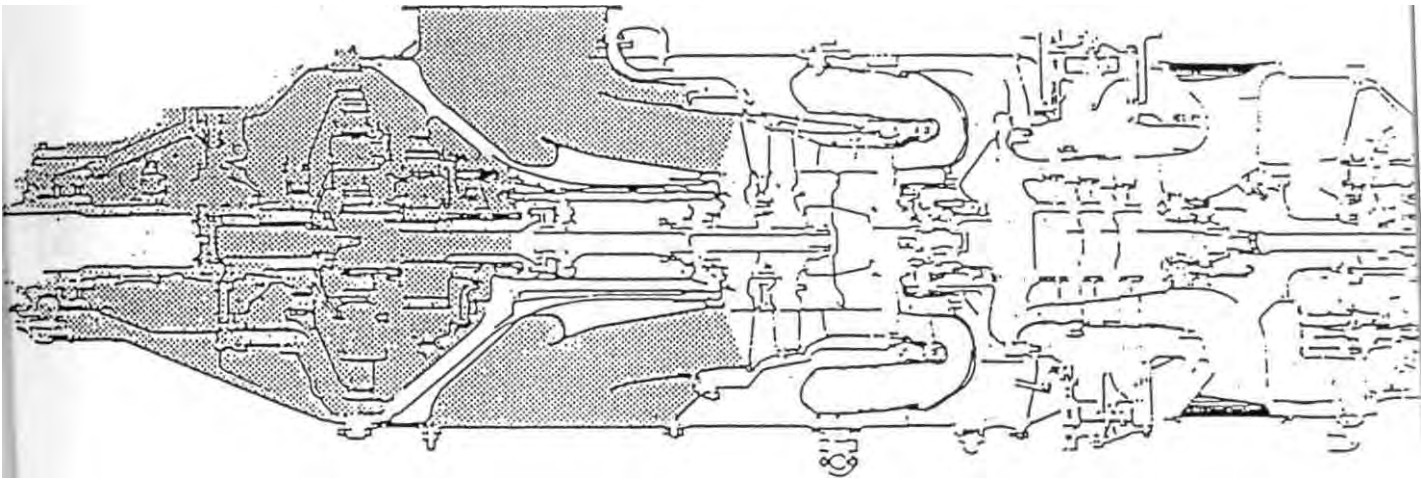
Como con las anteriores cajas reductoras PT6, La caja reductora del PT6A-50 acciona un alternador de 20 KVA. En comparación con el uso de un accionamiento del generador de gas, ofrece un mejor rango de regulación en vuelo y una respuesta de aceleración del motor no afectado por la carga del alternador.

Debido al incremento del diámetro de la caja reductora y una gran carga por maniobras a la hélice, una nueva cubierta de escape también es incorporado al PT6A-50. Este motor presenta doble salida de escape sobre el ala para reforzar el control de la adherencia de salida en las superficies del ala y nacella. La cara de arriba del escape tiene una mejora para el ruido, ver la figura 9.

El PT6A-135, es la siguiente mejora del PT6A-28 para aeronaves ejecutivas presurizadas de alta velocidad. A una velocidad de hélice de 1,900 RPM, normalmente usada por estas aeronaves en crucero, el PT6A-135 emplea un rango de reducción que permite una operación más eficiente de la turbina de potencia. Esta característica unida al incremento de potencia en crucero, disponible por la mejoras en la salida caliente, resulta en una mejora considerable de la performance de crucero, ver la figura 10.

PT6A-110/112, ambos motores siguen la fórmula de alta confiabilidad a buen costo de adquisición del PT6A-11. La principal diferencia con respecto al PT6A-11 es la incorporación de una caja

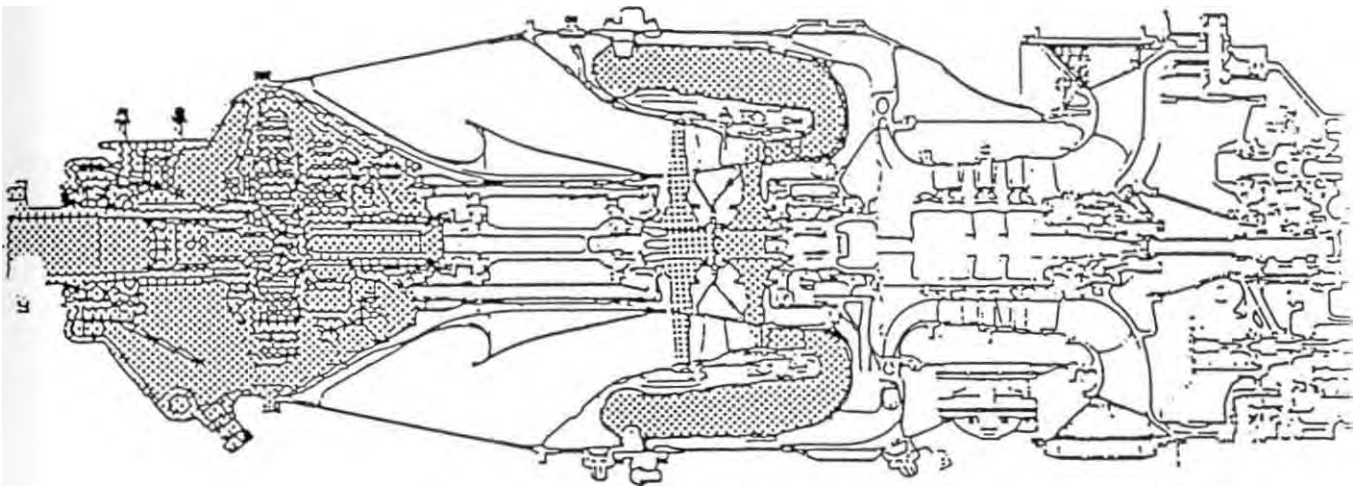
THE PT6A-50



Principal differences del A-40 series

- 1210 RPM reduction gearbox
- New exhaust duct
- Simplified power management and propeller control system

THE PT6A-135



Principal differences PT6A-28

- 1900 RPM reduction gearbox
- PT6T-6 hot end hardware

Fi.

reductora de alto rango para optimizar la eficiencia de la turbina de potencia a 1,900 RPM de hélice, ver la figura 11.

1.2.3 TIEMPO ENTRE REPARACIONES MAYORES

El tiempo entre reparación mayor o entre "Overhaul" (TBO) es proporcionado como recomendación por el Fabricante Pratt & Whitney Canadá, por medio de Boletines de Servicio.

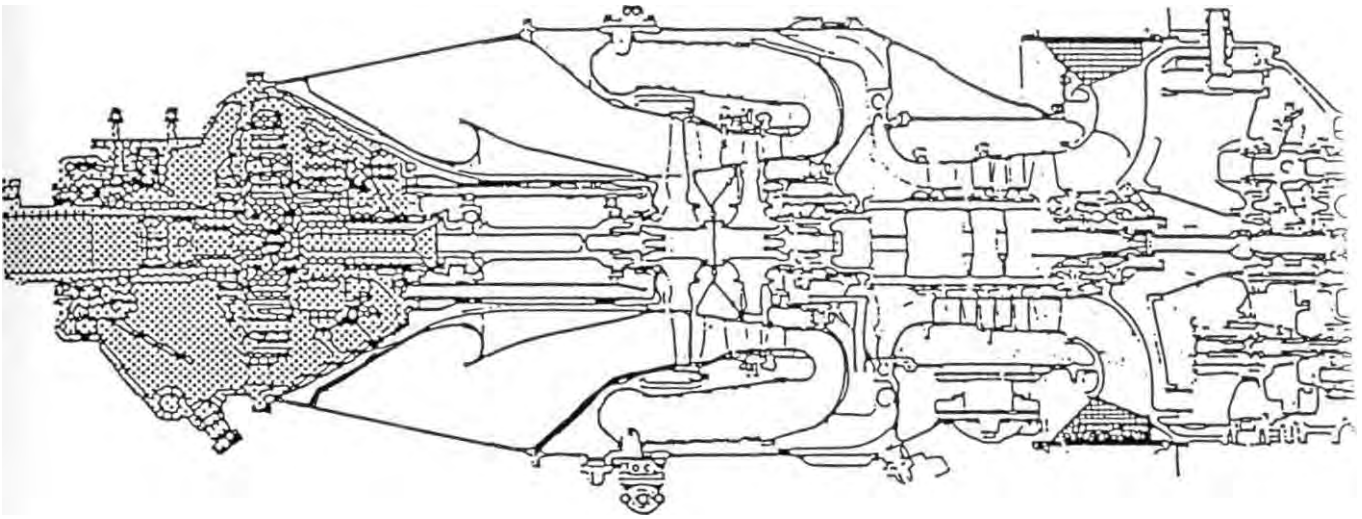
La Autoridad Aérea peruana exige a los operadores que cumplan con estas recomendaciones, a menos que el operador sustente, ante la Autoridad Aérea, en base a su experiencia y un Programa de Confiabilidad el incremento del TBO.

Las recomendaciones del TBO ofrecidas por el Fabricante, toman en consideración el promedio del efecto de muchas variables que afectan a la vida entre reparación mayor del motor, tales como promedio de duración de vuelo, porcentaje de tiempo a un nivel determinado de potencia, condiciones climáticas y ambientales, prácticas de mantenimiento, estándares de modificación y utilización de motor

Bajo condiciones extremas de baja utilización, conjuntamente con una operación continua en atmósferas de agua salada o mucha arena o ambiente contaminado, las inspecciones periódicas de acuerdo con las instrucciones de mantenimiento que corresponde puede necesitar acciones de mantenimiento antes del tiempo de vida recomendado por el Fabricante.

De la misma manera, en condiciones normales de utilización, en ambientes favorables, con buenos estándares de mantenimiento y utilizando repuestos originales en las reparaciones mayores y conjuntamente con un Programa de Confiabilidad, es posible extender el tiempo entre reparaciones mayores del motor (TBO)

THE PT6A-110/112



Principal diferencia del. PT6A-11

- 1900 RPM reduction gearbox

Fig. 11

Ver [1], que recomienda el **TBO** del modelo de motor sobre el que está orientado este Proyecto, los modelos cubiertos por este Boletín son: **PT6A-6**, -6A, -6B, -6/C20, -20, -20A, -20B, -21, -25, -25A, -25C, -27, -28, 34B, -114, -114A, -116, -135, -135A. El **TBO** básico recomendado por el fabricante es de 3,500 horas de vuelo para todos los modelos con excepción de los **PT6A-25**, -25A y -25C cuyo **TBO** recomendado es 3,000 horas de vuelo. La Inspección de Zona Caliente (**HSI**) puede hacerse a 1,750 horas los primeros y a 1,500 horas los segundos o puede delinearse la **HSI** con el uso del **monitoreo** de la tendencia, método que se explicará más adelante.

El **TBO** para los modelos **PT6A-38**, -40, -41, -41AG y -42 son recomendados por el Fabricante según [2], recomendando para los **PT6A-40** y -42 un **TBO** de 3,000 horas de vuelo; para los **PT6A-41** un **TBO** de 3,000 horas de vuelo si es que tienen incorporados los **P&WC S.B. No. 3075, 3089 y 3097**; para los **PT6A-41** y -41AG un **TBO** de 2,500 horas de vuelo; para los **PT6A-38** un **TBO** de 2,000 horas de vuelo.

El **TBO** para los modelos **PT6A-65B**, -65R, y -65AR son recomendados por el Fabricante según [3], recomendando para operadores nuevos sin experiencia anterior en **PT6** en los modelos **PT6A-65B**, -65R y 65AR un **TBO** de 5,500 horas de vuelo; para operadores que tienen aprobado un programa modular para los módulos de los **PT6A-65B**, -65R y -65AR un **TBO** de 6,000 horas de vuelo para el Módulo de Potencia y un **TBO** de 6,000 horas de vuelo para el Módulo Generador de Gas.

La turbina **PT6A** en todos sus modelos, ha sido certificada por la Administración Federal de Aviación del Departamento de Transporte de los Estados Unidos de Norte América, según [4]. En esta hoja se sintetiza las características, **performances**, etc., con las cuales ha sido certificada la mencionada turbina.

CAPITULO 2

ESTUDIO DEL PROYECTO

En los últimos años se han producido cambios verdaderamente drásticos en el mantenimiento, debido a los objetivos cada vez más exigentes enfocados a la productividad y la calidad.

El mantenimiento aeronáutico en nuestro País ha cobrado la importancia que se le **mezquinó** en el pasado promovido por una Autoridad Aérea que en la actualidad hace cumplir los requerimientos internacionales firmados en el acuerdo de Chicago (OACI), en lo referente a los requisitos para realizar operaciones aéreas (Anexo 6 y 8 del Convenio de Chicago OACI).

Así mismo, los costos de mantenimiento, en una operación **aerocomercial**, se convierten en el arma fundamental de competencia para las Compañías.

Por estas razones, el mantenimiento aeronáutico debe ser enfocado como un mantenimiento basado en la **confiabilidad**. Que es un sistema que, integrando diversas tecnologías, recoge, organiza y normaliza la información que determina el estado de funcionamiento de los componentes y realiza su **monitoreo** a fin de controlar y mantener estos parámetros dentro de niveles determinados. Estos niveles caracterizan su **confiabilidad**

2.1 DESCRIPCION DE LOS METODOS DE MANTENIMIENTO PREDICTIVO.

La toma de decisiones correctas en el área de mantenimiento requiere que la información recibida sea fidedigna y llegue en el tiempo adecuado, requisito que implica información de la **confiabilidad** de operación del equipo. Esto es posible con el **monitoreo** de algunos de los

parámetros que puedan representar mejor el funcionamiento de la máquina, o la aplicación de técnicas de análisis de correlación de varios parámetros de funcionamiento dentro del entorno del sistema de mantenimiento **predictivo** como:

Análisis **Vibracional**.

Análisis de Corriente.

Ultrasonido.

Análisis de Aceite.

Termografía.

Ruido.

Trend Monitoring.

Boroscopio.

Todos estos datos, permiten tomar una decisión altamente confiable en base al conocimiento de los fenómenos y problemas que ocurren en un equipo específico.

Los parámetros de medición son los valores que expresan mejor el comportamiento de funcionamiento o estado de un equipo. Puede expresarse la condición de un equipo mediante uno o más parámetros de medición, el reconocimiento del parámetro que pueda expresar mejor dicho comportamiento es tarea que normalmente debe abordarse.

Cuando más de un parámetro de medición expresan el funcionamiento de un equipo, es conveniente utilizar estos datos en forma ordenada de manera que puedan servir para asegurar un diagnóstico de mayor precisión, esta técnica se le conoce como correlación de parámetros.

2.1.1 ANALISIS ESPECTOMETRICO DE ACEITE

El programa de análisis **espectométrico** es la técnica de **monitorear** a través del análisis de aceite la condición interna de cualquier equipo mecánico teniendo un sistema de lubricación en circuito cerrado. El proceso está basado en el concepto de que, si es posible identificar y medir la presencia de metales desgastados en el fluido lubricante, es posible determinar la condición de los componentes mecánicos internos.

Durante el funcionamiento de los conjuntos mecánicos, el aceite de lubricación se contamina de partículas metálicas, producido por los rozamientos y abrasiones de los órganos en movimiento, cuyas dimensiones varían desde algunos micrones hasta varios milímetros.

Las partículas de grandes dimensiones son habitualmente detectadas por las inspecciones periódicas de los filtros y en los detectores magnéticos de viruta; ellas pueden corresponder a un estado de deterioro bien determinado (como el desprendimiento de rodamientos o algún piñón, etc.) o a los residuos de herramientas.

Las partículas **infinitivamente** pequeñas (microscópicas) son igualmente un recurso de información que permiten deducir el estado operacional del conjunto en observación. En efecto, si se determina la naturaleza y la concentración de las partículas metálicas en suspensión dentro del aceite (Fe, Al, Cr, **Ag**, Cu, Mg, Ni, etc.) es posible seguir la evaluación y poder estar advertido de una avería nacida en uno de los órganos del conjunto en observación.

Este método constituye entonces una manera de seguimiento complementario del examen de los filtros y detectores magnéticos de viruta.

2.1.2 ANALISIS VIBRACIONAL

De todos los parámetros que se pueden medir en la actualidad sin interrupción del funcionamiento de la máquina, el que más información contiene sobre su estado, es el espectro de vibración.

Hay muchos parámetros válidos que pueden ser medidos, como la intensidad de corriente, tensión, temperatura, caudal, par motor, etc.. El Análisis **vibracional**, sin embargo, proporciona la mayor parte de la información de los equipos rotativos y, por lo tanto, es la mejor base para soportar un enfoque **predictivo**.

La vibración se produce por una fuerza de excitación. Mediante el análisis **vibracional** se puede determinar la causa de esta fuerza, la misma que puede ser:

Desequilibrio.

Desalineamiento.

Solturas mecánicas.

Cavitación.

Problemas de engranamiento.

Cojinetes o rodamientos en mal estado.

Problemas en fajas.

Problemas electromagnéticos.

Mala lubricación.

Resonancia estructural.

Desnivelación.

Problemas de cimentación, etc.

Cada motor tiene un número de componentes dinámicos que son operados a una velocidad definida. Cuando el motor está operando apropiadamente, un valor de vibración característico será visible a la

frecuencia que le corresponde según a la velocidad de cada componente. Para modelos similares se presentarán similares frecuencias y amplitudes de vibración. Cuando un componente del motor no opera apropiadamente, generalmente por desgaste, la amplitud de la vibración asociado a ese componente se incrementará.

Si se compara un patrón de vibración de una prueba tomada en diferente tiempo, las diferencias, si es que hay, serán identificadas fácilmente. Si esta comparación es hecha contra un motor que se conoce está en buenas condiciones, se podrá identificar las áreas con problema.

2.1.3 ANALISIS COMPUTARIZADO DE LA TENDENCIA (ECTM).

Pratt & Whitney Canadá ha desarrollado un programa computarizado (software) en un esfuerzo para mejorar el monitoreo realizado por los operadores de los motores P&WC y reducir sus costos de mantenimiento, en donde se incluye a la turbina PT6A.

A menudo no es entendida las limitaciones y beneficios de un sistema de monitoreo de la condición de la tendencia del motor (ECTM). Un sistema ECTM que es correctamente administrado puede reducir costos y proporcionar información útil para el personal de mantenimiento. Un sistema que no es correctamente administrado puede orientar hacia una falsa sensación de seguridad, costo adicional y en algunos casos la negación de la garantía.

El ECTM ha sido usado por grandes Líneas Aéreas desde los años 60'. En los 70's fue introducido por Pratt & Whitney Canadá para ser usado en los motores PT6. El ECTM es un proceso de registrar periódicamente las lecturas de los instrumentos de motor tales como troqué, temperatura de gases (TI), flujo de combustible, velocidad del

compresor (Ng) y velocidad de la hélice. Estos parámetros son corregidos al nivel del mar, siguiendo un proceso **isoentrópico**. Usando las propiedades del aire exterior, temperatura del aire, altitud de presión y velocidad indicada del aire. Estos son comparados con las curvas características del modelo de motor.

La diferencia entre los registros actuales del motor y los del modelo son conocidas como Deltas. La información de los Deltas puede ser medible, pero lo que es más importante es el comportamiento de las tendencias con el tiempo que muestran estos registros. De aquí el término **monitoreo** de la tendencia.

Los programas **ECTM** aprobados por **Pratt & Whitney** Canadá sirven para mantener la inspección de zona caliente en categoría por condición (**On Condition**). Esta es la principal ventaja del programa. La segunda ventaja del **ECTM** es que permite evaluar constantemente la **performance** del motor. Cuando se realiza correctamente la evaluación de la tendencia puede dar información a los técnicos como: falla de la válvula de sangrado, suciedad o daño en el compresor, **descalibrado** de los indicadores de motor y detección temprana de deterioro de la zona caliente, que si se detecta a tiempo puede reducir el costo de reparación.

Algunas cosas que son comúnmente mal entendidas acerca del **ECTM** son:

- 1) Un programa de **ECTM** debe iniciarse dentro de las 100 horas después de la inspección de zona caliente (**HSI**) o reparación mayor (**Overhaul**) con el propósito de calificar para una extensión de intervalos de la zona caliente. El **monitoreo** de la tendencia es útil para la evaluación continua de la **performance**.

- 2) La información del **ECTM** debe ser evaluada en forma continua. Hay tres operaciones en el **monitoreo** de la tendencia. La primera es la recolección de datos de vuelo por los pilotos. El segundo es el ingreso de esos datos a un sistema computarizado. El tercero es la interpretación de esos datos. Si los datos son recolectados y luego ingresados una vez cada 100 horas, realmente no se está haciendo **monitoreo** de la tendencia. En lugar de eso se está realizando solamente una recolección de datos. Si ha habido una desviación en la tendencia durante el tiempo que se recolectaba los datos y se interpretaba, puede ser demasiado tarde para tomar una acción correctiva apropiada.

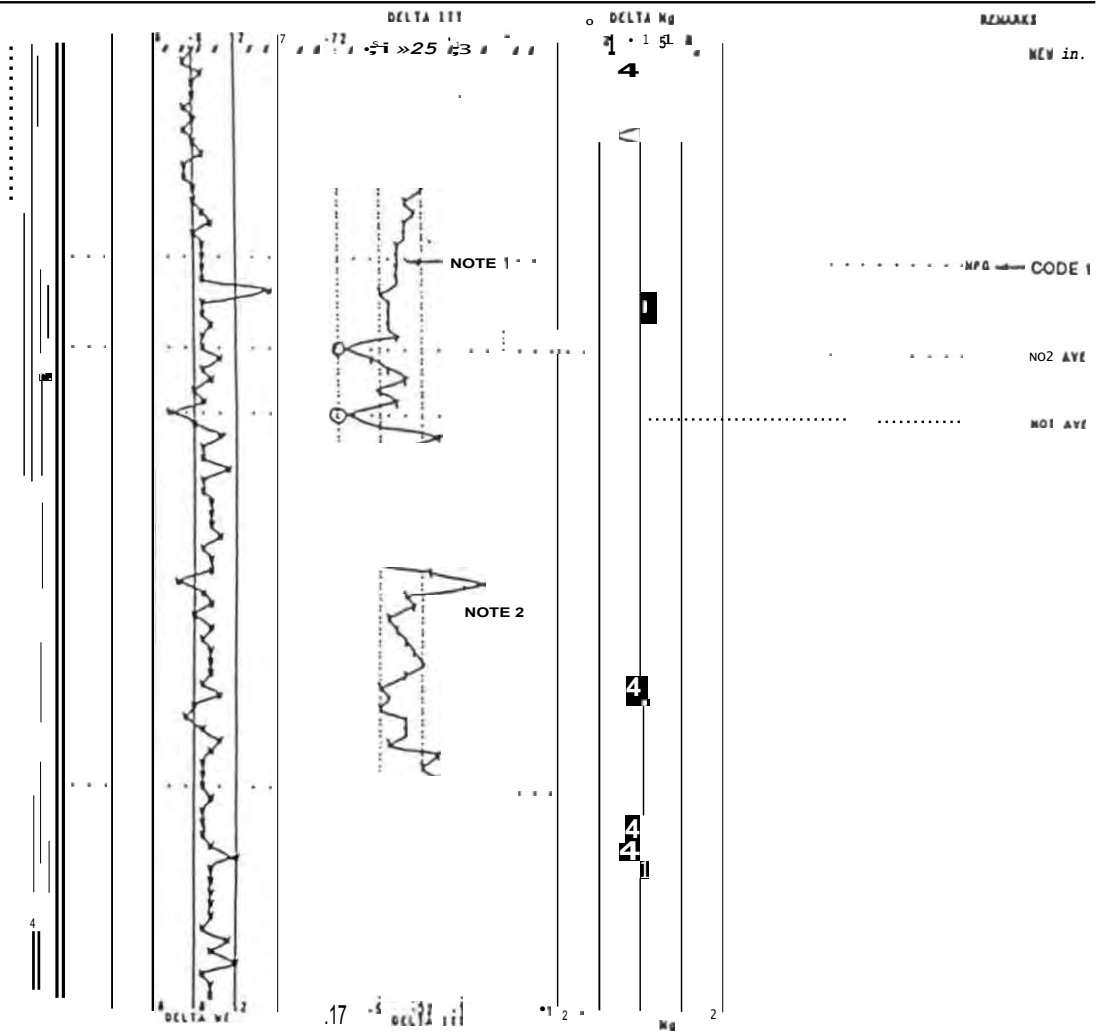
- 3) Realizando un análisis esmerado se consigue experiencia. Muchos operadores manejan sus propios programas de **monitoreo** de la tendencia. Muchos usan el sistema **ECTM** de **P&WC** pero son pocos los operadores que entienden completamente como interpretar los gráficos. **Pratt & Whitney** proporciona los siguientes ejemplos de diferentes problemas de motor:
 - a) La gráfica de la figura 12, es un ejemplo de falla de los sensores de TI.
 - b) La gráfica de la figura 13, es un ejemplo de problema de calibración del indicador de flujo de combustible.
 - c) La gráfica de la figura 14, es un ejemplo de fuga de aire de sangrado.
 - d) La gráfica de la figura 15, es un ejemplo de un arranque caliente seguido del daño de la sección caliente.

La diferencia entre los ejemplos son muy sutiles y puede fácilmente equivocarse o mal interpretarse.

CONDITION TRENDS MONITORING PRATT AND WHITNEY (CANADA)

ECM: CUSTOMER SUPPORT SERVICE A LA CLIENTELE ECM
 ENGINE SERIAL 13: 42031 PRESENTLY INSTALLED ON: A27402 POSITION: 1 LA32 ENTRY MADE 1014: 060881

LAST OVERHAUL DOW(Dm: 000000 *** 2ND LAST H31 DO< 000000 *** LAST H31 DOW< ON: 000000
 BASE LINE FIGURES ON 1m/ 71137 1S READINGS AFTER 041387
 BASE LINE VI. -1 143(LIME 111. -33 Deg C LUC LIME Ng= 0.1 %



2 November 1993

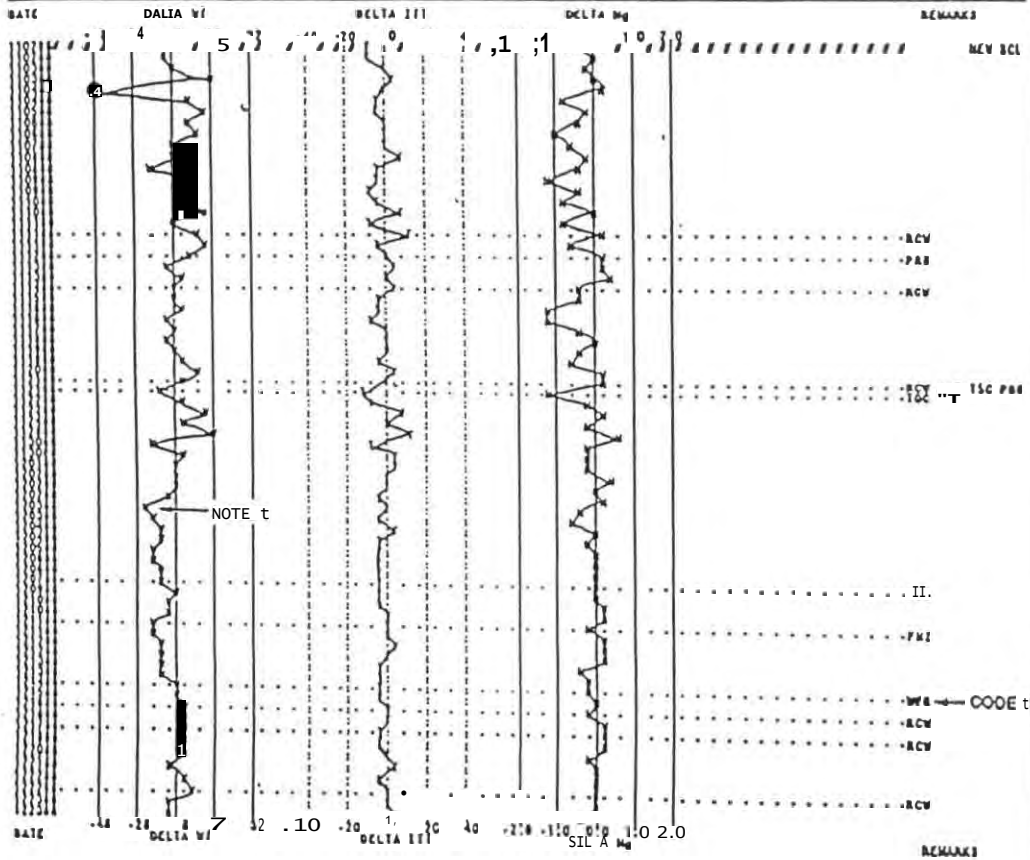
ENGINE CONDITION TRENDS MONITORING PATTI AND WHITNEY (CANADA)

ECTM..... CUSTOMER SUPPORT & SERVICE A LA CLIENTELEECTM
 ENGINE SERIAL 11117001 PRESENTLY INSTALLED ON: A35A-704 POSITION: 1 LAST CITA! MADE FOR: 122348

LAST OVERHAUL DONE ON: 000000 *** 2ND LAST MS10011 ON: 000000 *** LAST MS1 DONE ON: 000000

LINE 1100944 ON TAI FIAT 11 READINGS MICA 110288

BASE LINE VIB. -7 ppH BASE LINE ITT -7 Deg O BASE LINE Mq -0.0 II



12 November 1993

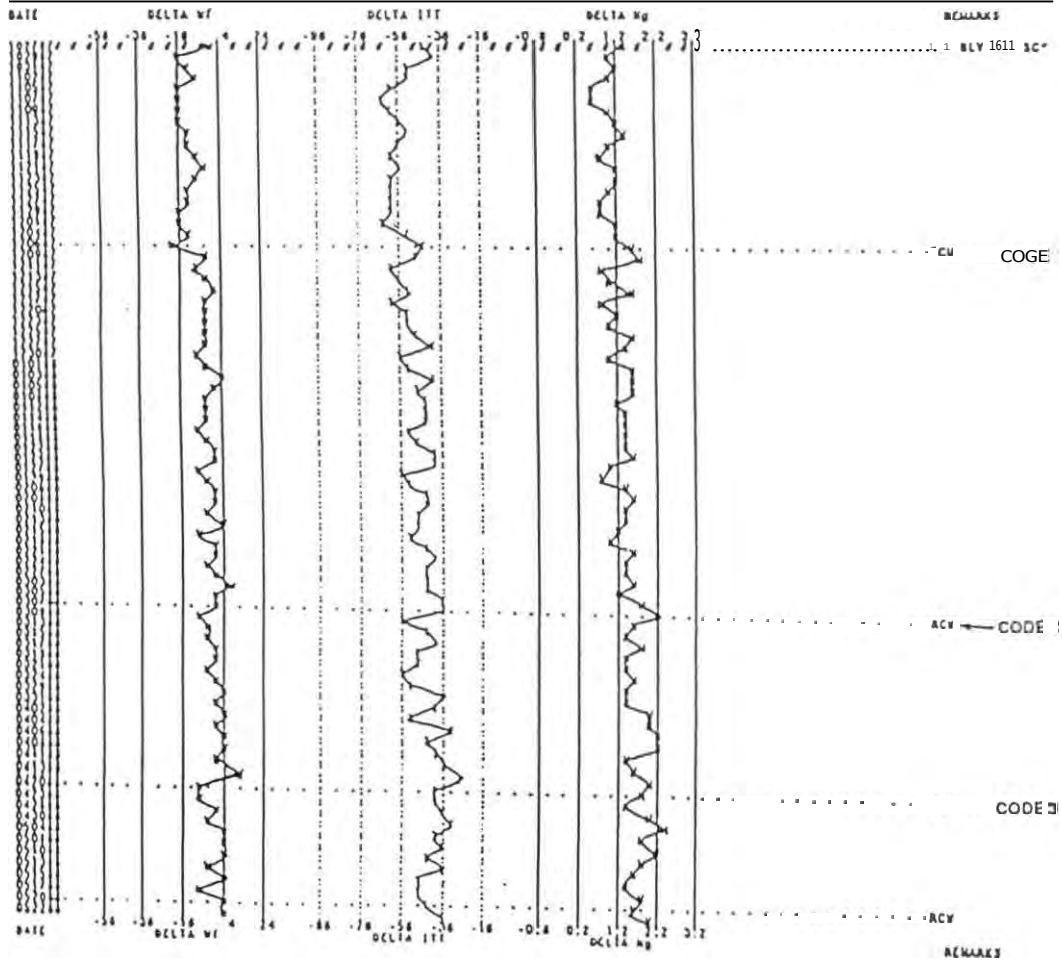
Fig. 13

CONDITION TRENDS MONITORING PAPER AND
 CUSTOMER SUPPORT / SERVICE A to CLIENTELE ...

ECTM
 1,01.0 SERIAL IS: 41001 PRESENTLY INSTALLED ON: A27-F00 POSITION: 1 LAST (HILAR MADE FOR): 052288 ECTM

DONE ON: 100141 1.0 LAST MBI DONE ON: 000000 LAST MBI DONE ON: 000003
 BASE OIL FLOWERS ON THE FIRST 15 READINGS AFTER 102787

1010 LINE WT. .15 gph BASE LINE ITI = -5 °C BASE 1.116 Mg = 1.1



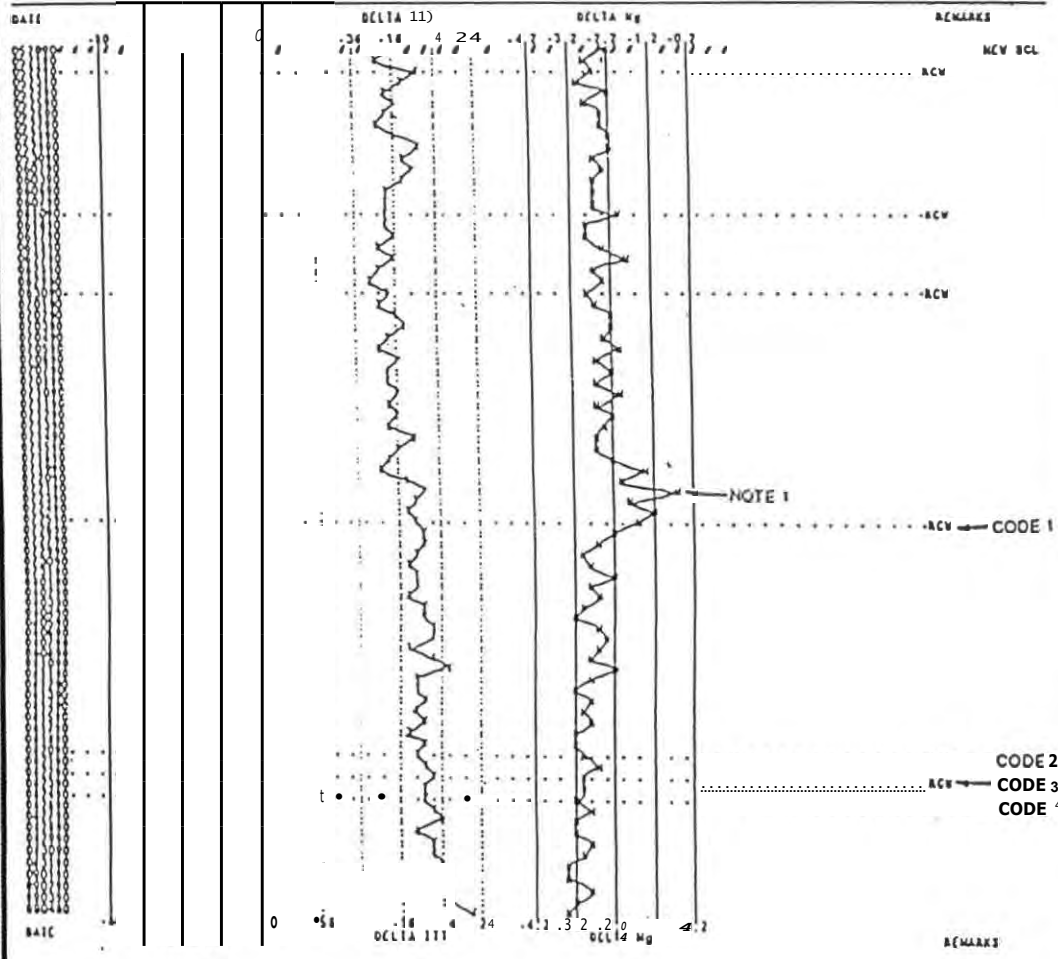
12 November 1993

Fig.

ENGINE CONDITION 14444 MONITORING /4411 AND WHITNEY (CANADA)

ECIM..... CUSTOMER SUPPORT / LA CLIENTELE(Chi
 E QIK SERIAL 88-104001 PRESENTLY INSTALLED ON: POSITION: 1 LAST ENTRY MADE FOR: 000400

LAST O MANUAL DONE 04: 000000 2ND LAST 03) DONE ON: 000000 LAST 53) DONE ON: 000000
 BASE FIGURES ON THE FIRST II READINGS 42:44 042000
 4444 1144 VI. .40 444(1144 111. .10 D4 C BASE LINE 1y. .2.2 1



12 November 1993

- 4) No hay garantía que con el **ECTM** se puedan encontrar todos los problemas de motor. Por ejemplo no detectará corrosión por **sulfatación** de los álabes de la turbina que mueve al compresor. Algunas rajaduras de los componentes tales como la turbina que mueve al compresor o álabes guías de la turbina de potencia, especialmente rajaduras en las partes internas o externas del anillo no pueden ser detectadas. Daño por impacto o erosión de los álabes de la turbina a menudo no pueden ser detectados por el **ECTM**. Debe entenderse que el **monitoreo** de la tendencia tiene sus limitaciones en identificar problemas dentro del motor.

- 5) El **ECTM** es bueno, solo si son precisos los datos de entrada. Errores de calibración de los instrumentos causan desastres en el análisis de la tendencia. Especialmente la calibración del Troqué y del TI.

2.1.4 ANALISIS BOROSCOPICO

El **Boroscopio** es una herramienta óptica que hace posible a un operador realizar inspecciones visuales a las áreas de la sección caliente de los motores de turbina a gas, mientras el motor se encuentra instalado en la aeronave o en un banco en tierra, si necesidad de desmontar el motor o desarmarlo respectivamente.

Un **Boroscopio** se puede describir como un tubo guía rígido controlado, una fibra óptica de visión directa que puede ser de 5 mm de diámetro, un adaptador para vistas laterales, una fuente de luz y otros accesorios.

Con ayuda del **Boroscopio** un Operador puede realizar inspecciones periódicas a las siguientes partes del motor, sin necesidad

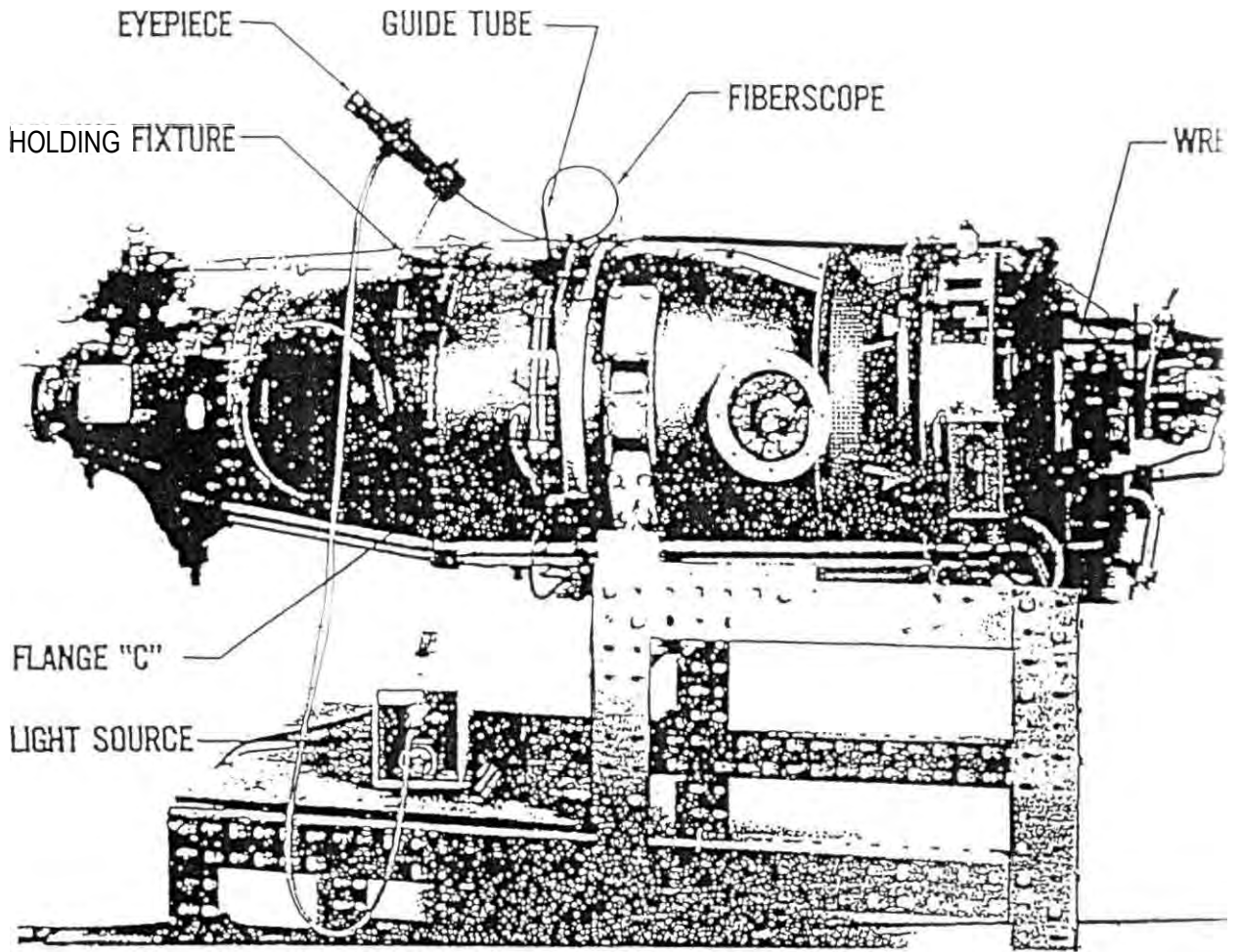
de remover la sección de potencia del motor, es decir, sin necesidad de desarmarlo, ver las figuras 16 y 17.

- 1) Alabes de la turbina que acciona el compresor y los segmentos de la carcaza interna.
- 2) Bordes de ataque y bordes de salida de la rueda de álabes fijos (vane ring) de la turbina que acciona el compresor.
- 3) Parte interna y externa del "vane ring" de la turbina que acciona el compresor.
- 4) Agujeros de enfriamiento y la sección redondeada de la camiseta de la cámara de combustión

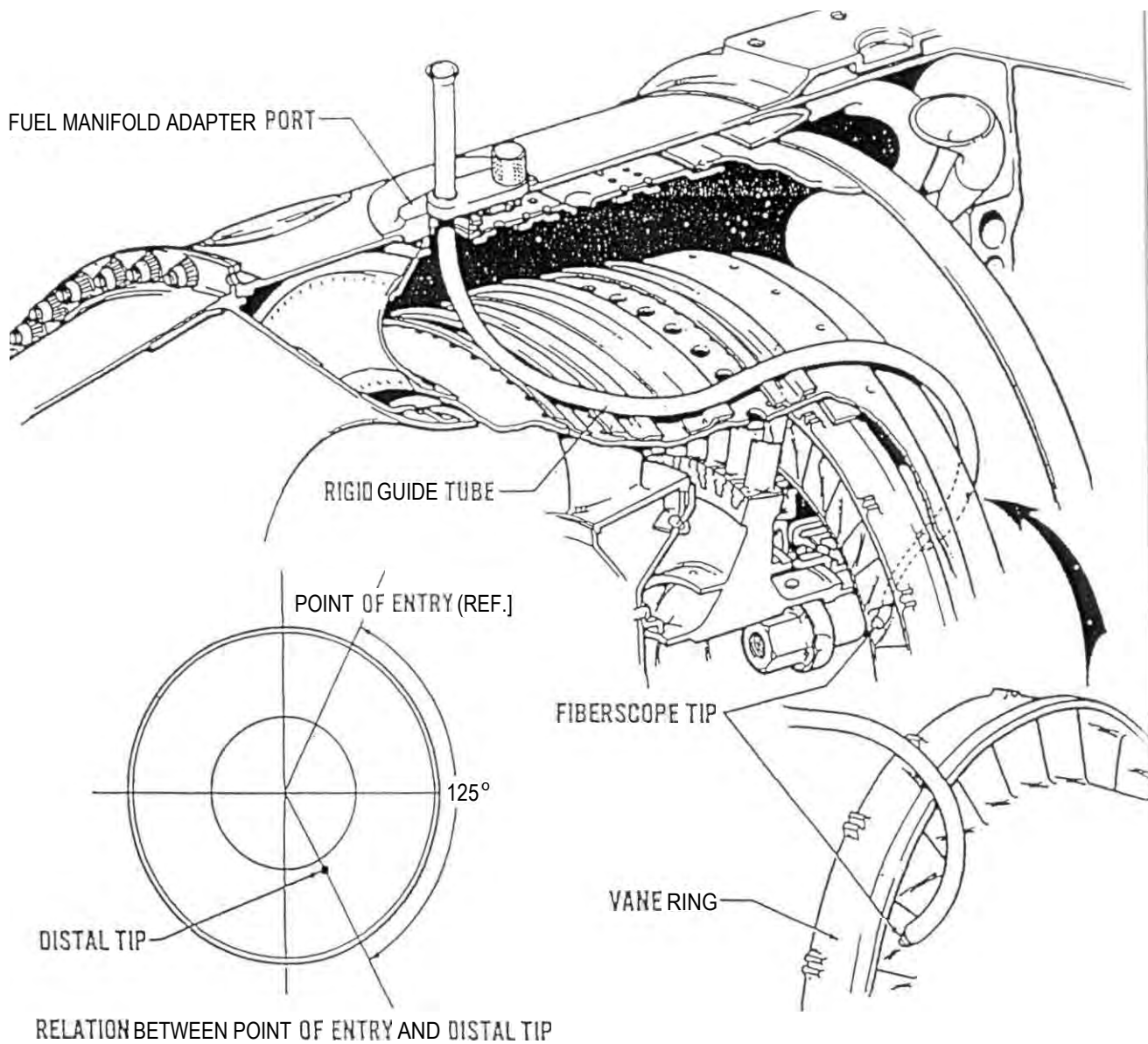
2.2 DESCRIPCION DE LOS METODOS ESTADISTICOS

Las estadísticas son requerimientos regulatorios en lo referente a la determinación de limitaciones de tiempo, o estándares para determinar los límites de "Overhaul" y límites de Inspección.

Se describirán los criterios en la elección de los parámetros medidores de la confiabilidad que serán usados para medir y monitorear la confiabilidad del motor y sus sistemas. Se presentará una evaluación para la elección de cada parámetro de confiabilidad, los cuales cubrirán todos los aspectos de la medida de la confiabilidad pertenecientes al motor y sus sistemas.



Borescopo y Accesorios Instalados
Figura. 16



Guia Tube Orientado
Figure 17

Los parámetros de **confiabilidad** serán elegidos en base a

Su capacidad de proporcionar una medida real de la **confiabilidad** del motor y sus sistemas.

El grado de dificultad de obtener los datos necesarios.

Su sensibilidad para detectar los cambios en los niveles de **confiabilidad** del motor y sus sistemas.

Los parámetros de **confiabilidad** que vamos a presentar son los siguientes:

- Totalidad del motor.
- Sistemas del motor

Se desarrollará un sistema de alerta que se aplicará a los parámetros de **confiabilidad**, que proporcione un método fiable de aviso cuando ocurra una condición adversa.

Se deberá realizar un análisis de los datos técnicos y de **confiabilidad** para orientar las decisiones técnicas a mejorar la seguridad de vuelos, **confiabilidad** del avión y reducir los costos de mantenimiento.

Finalmente, se deberá identificar las fuentes de información y flujo de datos para calcular los parámetros medidores de la **confiabilidad** y la manera como deben ser presentados estos datos de **confiabilidad** para proporcionar la mayor utilidad posible de información.

2.2.1 ALGORITMO MATEMATICO PARA NIVELES DE CONTROL

Un sistema de alerta para los parámetros de **confiabilidad** debe:

Proporcionar alertas oportunas para detectar todas las tendencias de deterioro.

Proporcionar avisos en avance antes que el deterioro de la tendencia sea severo.

No debe generar un número excesivo de alertas, debido a una sobre sensibilidad del proceso matemático empleado, y poder investigar los problemas técnicos no comprobados.

El sistema de alerta usado para la mayoría de los parámetros medidores de la **confiabilidad** está basado en una combinación de la regresión lineal de mínimos cuadrados, estimado del error estándar y otras técnicas matemáticas las que proporcionan automáticamente una actualización mensual del comportamiento de los últimos datos junto con una indicación del deterioro o potencial deterioro de la tendencia.

2.2.2 MONITOREO DE LA TOTALIDAD DE LA TURBINA

La totalidad de la turbina está definido como la suma de todos los capítulos del sistema ATA 100 (ver Apéndice A) desde el capítulo 71 al 80.

Se consideran cuatro parámetros de **confiabilidad** para la totalidad de la turbina como se indican a continuación:

Demoras y/o Cancelaciones por 100 salidas efectivas.

Reportes de Pilotos por 100 ciclos.

Cortes de Motor en Vuelo por 1,000 ciclos.

Remociones No Programadas por 1,000 ciclos.

Los parámetros de **confiabilidad** están basados en ciclos debido a que las condiciones más esforzadas para el motor se realizan en estas condiciones, pudiendo considerarse también horas en servicio. Entendiéndose por un ciclo el evento que se produce cuando se realiza un despegue y un aterrizaje

2.2.3 MONITOREO DE LOS SISTEMAS DE LA TURBINA

Los sistemas de la turbina están definidos según los capítulos del sistema ATA 100 (ver Apéndice A) desde el capítulo 71 al 80, como se indica a continuación:

ATA 71:	Planta de Potencia General.
ATA 72:	Turbina/Turbopropulsor.
ATA 73:	Sistema de Combustible.
ATA 74:	Sistema de Ignición.
ATA 75:	Sistema de Aire.
ATA 76:	Controles.
ATA 77:	Sistemas de Indicación.
ATA 78:	Escape.
ATA 79:	Sistema de Aceite.
ATA 80:	Sistema de Arranque.

Se consideran dos parámetros de **confiabilidad** para los sistemas de la turbina como se indican a continuación:

Demoras y/o Cancelaciones por 100 salidas efectivas.

Reportes de Pilotos por 100 ciclos.

2.2.4 ANALISIS DE LOS DATOS DE CONFIABILIDAD

Esta sección describe la manera de realizar el análisis para evaluar los datos técnicos y de **confiabilidad** de tal manera que se puedan tomar decisiones técnicas para mejorar la seguridad de vuelos y la **confiabilidad** del avión.

Estos procedimientos analíticos representan un enfoque integrado a la solución del problema por medio del cual cada parámetro de **confiabilidad** sirve como una medida de la **confiabilidad**.

CAPITULO 3

FUNDAMENTO TEORICO

El mantenimiento basado en la **confiabilidad** se establece sobre una plataforma de equilibrio entre los siguientes elementos:

Mantenimiento Preventivo.- Inspecciones, limpieza, lubricación, cambios de filtros, etc.

Mantenimiento **Predictivo**.- Conocimiento por medio del estado de la máquina por medio de **monitoreo** y análisis de los parámetros de funcionamiento (vibración, temperatura, aceite, etc.).

Mantenimiento **Proactivo**.- Estadísticas, análisis de causas de fallas, normalización de parámetros de funcionamiento, precisión y certificación (calidad).

Para este Proyecto vamos a usar los métodos desarrollados de mantenimiento **predictivo** para turbinas y los métodos estadísticos, dando por descontada la aplicación de un buen programa de mantenimiento preventivo.

3.1 MANTENIMIENTO PREDICTIVO

3.1.1 ANALISIS ESPECTOMETRICO DE ACEITE

El análisis **espectométrico** de aceite tiene por objeto dar una información sobre el principio y seguimiento en los conjuntos **cinemáticos** mediante este análisis y fijar los procedimientos al nivel del usuario.

Este método de detección es aplicable solamente a las averías caracterizadas por una producción considerada anormal de la masa de partículas metálicas que se mantienen en suspensión y cuya evolución es demasiado progresiva pero permiten una acción preventiva. Por lo

que los fenómenos de fatiga y de ruptura brusca no pueden ser detectados con anticipación por el análisis **espectométrico** de aceite.

Las muestras deben ser tomadas periódicamente, la identificación y medición de las partículas metálicas en suspensión dentro del aceite, son efectuadas en laboratorio, con la ayuda de un **espectómetro** de emisión con lectura directa. Esta manera es extremadamente sensible y permite, con absoluta confianza detectar las partículas metálicas en suspensión y evaluarlas, según las concentraciones, en el orden de partes por millón (ppm), es decir, de proporciones en masa de 0.0001%.

3.1.1.1 TEORIA Y BENEFICIOS DEL ANALISIS DE ACEITE

El análisis **espectométrico** de aceite es una herramienta de diagnóstico de mantenimiento usada para determinar el tipo y cantidad de metales desgastados en muestras de fluido lubricante motores, transmisiones, cajas de engranajes y sistemas hidráulicos son los tipos de equipos más frecuentemente **monitoreados**. La presencia de inusuales concentraciones de un elemento en una muestra de fluido puede indicar un desgaste anormal del equipo. Una vez comprobado el desgaste anormal, el equipo puede ser reparado o removido del servicio antes que ocurra una falla mayor en los componentes mojados por el fluido. El análisis **espectométrico** de aceite sirve como una decisiva herramienta de mantenimiento preventivo a un mínimo costo.

La comprobación de las propiedades físicas de un lubricante proporciona datos de las condiciones que son estándares de medida para evaluar la calidad del aceite. Las comprobaciones de las propiedades físicas ayudan a determinar la contaminación o degradación del lubricante que puede ocurrir por combustión por explosión, oxidación por sobre calentamiento, contaminación por fugas

de refrigerantes, vaciado de aditivos, etc Existen en la actualidad laboratorios que desarrollan mini equipos portátiles de prueba ver [5].

Los datos de comprobación del análisis **espectométrico** de aceite y/o las propiedades físicas pueden ser usadas como una guía que ayuda para identificar fallas mecánicas incipientes o en la determinación de la calidad o vida útil del aceite. De esta manera se puede detectar el desgaste potencial del componente de un equipo o la falla o falla prematura del lubricante antes que ocurra una falla mayor en el equipo o una reparación costosa. El análisis de aceite también puede ser usado para identificar inadecuados o inapropiados procedimientos de mantenimiento y conjuntos, componentes o partes de un equipo inaceptables.

Los desgastes de metal son generados por fricción entre superficies metálicas en movimiento en sistemas mecánicos. También se puede generar de la acción corrosiva como resultado de la contaminación o acción **electrolítica** dentro del sistema lubricado. De esta manera, existe una información directa de la condición del conjunto en el fluido lubricante que circula Se puede concluir: primero, las partículas de metal raspadas o desgarradas de las superficies de las aleaciones de metal siempre tendrán las mismas composiciones químicas de la aleación de donde provienen; segundo, la proporción y nivel normal de producción de cada clase de metal se puede establecer para cada tipo de equipo con análisis de aceite a lo largo de un período de tiempo. De tal manera, que cuando es detectada una proporción o nivel anormal de producción de desgaste de metales, una identificación química de las partículas producidas anormalmente proporcionará indicios para identificar las partes que se están desgastando. Una curva teórica de concentración de desgaste de metal en partes por millón (ppm) versus las horas operadas está representada en la figura 18.

Los metales de desgaste producidos en conjuntos mecánicos lubricados en fluido pueden ser medidos en muy bajas concentraciones por análisis **espectométrico** de las muestras de fluido tomadas del conjunto. Los dos instrumentos analíticos más comúnmente usados en el análisis **espectométrico** de aceite son emisión atómica y absorción atómica.

Un **espectómetro** de emisión atómica es un instrumento óptico usado para determinar la concentración de metal desgastado en una muestra de fluido lubricante. El análisis es realizado sometiendo a la muestra a un haz de alto voltaje que **energiza** la estructura atómica de los elementos metálicos, provocando una emisión de luz. La luz emitida es posteriormente enfocada en la trayectoria óptica del **espectómetro** y separadas por longitud de onda, convertida en energía eléctrica y medida. La intensidad de la luz emitida por cada elemento es proporcional a la concentración de metal desgastado en **suspensión** en el fluido lubricante.

Un **espectofotómetro** de absorción atómica es un instrumento óptico usado en la determinación de la concentración de metales desgastados en un fluido lubricante. La muestra es aspirada dentro de una flama y vaporizada. La estructura molecular de los componentes del metal desgastado es reducida a átomos en estado básico debido a la elevada temperatura. Se irradia una leve energía a la flama, que tiene la misma característica de longitud de onda del elemento que está siendo analizado. La luz resultante que no es absorbida es convertida en energía eléctrica y medida electrónicamente. La cantidad de luz absorbida por los elementos en la flama es proporcional a la concentración de metal desgastado en **suspensión** en el fluido lubricante.

Los métodos de análisis de fluidos **espectométrico** **o** **espectofotométrico** detectan solo partículas pequeñas y son efectivas en

detectar aquellas fallas caracterizadas por un incremento anormal de contenido de metal desgastado en el fluido lubricante

Los equipos nuevos o con reparación mayor reciente tienen la tendencia a producir metal desgastado en una proporción acelerada. Durante este período, la evaluación es difícil porque se puede generar una producción más elevada que lo normal de desgaste de metal. Este período es aproximadamente de 20 horas para motor reactores, cajas de engranajes, gobernadores de velocidad constante (CSD) y cerca de 100 a 200 horas (dependiendo de las rpm) para motores **reciprocantes**. Las curvas A y B de la figura 18 muestra un diagrama típico de horas de operación versus concentración de desgaste de metal para la mayoría de los equipos nuevos o reconstruidos. Después de este período, es necesario cambiar el aceite para reducir la concentración a niveles normales de tal manera que el criterio de evaluación sea efectivamente utilizado.

En el siguiente ejemplo hipotético (ver la figura 19), los niveles de concentración de desgaste de metal alcanzan su nivel estable luego de un período de desgaste de metal prematuro (motor nuevo o reconstruido). El nivel estable es función de dos variables: (1) la proporción de consumo de fluido y recarga, y (2) la proporción de producción de desgaste de metal dentro del equipo por fricción interna. Teóricamente, la condición estable nunca es alcanzada sino que es solo aproximada como una condición límite. En la práctica, el punto estable varía debido al cambio en las proporciones de consumo de fluido y producción de desgaste de metal. La curva afinada de la figura 19 muestra el resultado hipotético si el fluido es reemplazado mientras se pierde. Esto, desde luego, es imposible para la mayoría de los equipos. La figura 20, muestra el efecto de una adición periódica de fluido y un cambio de fluido. En algunos motores **reciprocantes**, donde el consumo

de aceite es rápido y la recarga es frecuente, las concentraciones de metal desgastado pueden variar erráticamente.

En algunos motores **reciprocantes**, donde el consumo de aceite es rápido y la recarga es frecuente, las concentraciones de metal desgastado pueden variar erráticamente. Bajo estas condiciones, lo mejor es tomar las muestras de aceite para el análisis antes de agregar nuevo aceite. Un registro preciso de tiempo desde el último cambio de aceite o adición de aceite es requisito para el **evaluador**, que puede ser engañado si esta información es incorrectamente reportada. En un motor de turbina, ocho PPM de hierro a 50 horas desde su último cambio de aceite puede ser normal; sin embargo, ocho PPM a 2 horas desde su cambio de aceite puede indicar una falla inminente.

3.1.1.2 PROCEDIMIENTOS REQUERIMIENTOS Y RESPONSABILIDADES DEL OPERADOR

El propósito del programa de análisis de aceite es detectar cambios en la condición del aceite usado, para detectar desgaste inusual y predecir fallas inminentes en los equipos. Al nivel del operador esto puede ser traducido como **confiabilidad** y seguridad operacional del equipo mejorado e incremento de la efectividad del mantenimiento realizando el mantenimiento apropiado, en el momento preciso al nivel más elemental de mantenimiento consistente en buenas prácticas de mantenimiento.

Un efectivo programa de análisis de aceite puede mejorar el planeamiento de la carga de trabajo de mantenimiento; identificando con anterioridad los requerimientos de mantenimiento no programado, mejorar la calidad del mantenimiento y las prácticas de operación de los equipos, y resulta en diseños de equipo y procedimientos de mantenimientos mejorados como resultado de la información retro

alimentada de los análisis de aceite. La retro alimentación es un elemento muy importante en el programa de análisis de aceite. La retro alimentación es la información de las condiciones que pueden afectar o influenciar el proceso de evaluación de la muestra de Análisis de aceite y las recomendaciones que resultan para una acción de mantenimiento. Esto proporciona las bases para mejorar el descarte de falla acumulando información de resultados de muestras de un componente en particular que puede estar generando un desgaste anormal de metal. El refinamiento de este proceso en algunos equipos posibilita a corregir problemas cambiando el componente y enviándolo a su reparación mayor. La retro alimentación también crea una evolución dinámica del criterio usado para evaluar las muestras de aceite. Para el Operador, el elemento más importante del sistema de retro alimentación es la acción de mantenimiento recomendado por el laboratorio luego del análisis de la muestra de aceite del Operador. Las recomendaciones del laboratorio referente al análisis de aceite normalmente deben ser seguidas por ser el resultado de un meticuloso seguimiento y análisis de la historia del equipo. Sin embargo, es el Operador quien finalmente tiene la responsabilidad de decidir que acción tomar.

El Operador tiene la responsabilidad de establecer un sistema de contabilidad interna y archivo de registros, para asegurarse que todas las muestras de cada equipo ingresadas al programa de análisis de aceite sean tomadas correctamente y en su debida oportunidad, estén correctamente identificadas, en sus respectivos formatos y sean enviadas al laboratorio.

El Operador debe asegurarse que todo el personal involucrado en un programa de análisis de aceite esté apropiadamente entrenado en sus tareas y son conscientes de la importancia y beneficios que se obtienen de un efectivo programa de análisis de aceite.

Debe asegurarse también que se ejecuten rápidamente las acciones de mantenimiento recomendadas.

Los intervalos de muestreo deben ser establecidos para un equipo específico basado en los diseños de ingeniería, promedios de desgaste, fallas proyectadas y el riesgo a una falla potencial de un equipo o sistema. Por lo tanto, debe vigilarse el cumplimiento de los intervalos establecidos. El intervalo de muestreo no debe variar más o menos 10 % del especificado.

El éxito y efectividad de un programa de análisis de aceite depende de lo confiable de una muestra. Una muestra confiable es aquella que representa al fluido que circula por el equipo que está siendo evaluado.

Las muestras deben ser tomadas lo más pronto posible después que el motor o equipo ha sido apagado y antes que se agregue fluido al sistema. Si no es operado dentro de los últimos 30 días, el equipo debe ser llevado a su temperatura de operación antes de ser tomada la muestra.

3.1 1.3 ESTANDARES Y CRITERIOS DE EVALUACION

El laboratorio de análisis de aceite deberá confeccionar estándares para asegurar la calidad del servicio, puede usar el estándar DOD-S-85694 del Departamento de Defensa de USA u otro similar. Esta norma utiliza la clasificación tipo "A", "B", "C" en la tabla I. Para asegurar la calidad se usan los límites especificados en la tabla VII. Finalmente, para realizar el proceso de chequeo se utiliza el flujograma de la figura 1 de [6].

Puede utilizarse el criterio A/E35U-3 de la "Joint Oil Analysis Program" (JOAP), para determinar el rango de concentración crítica de metal desgastado en una muestra de un motor o componente. Se comparan los niveles de concentración de desgaste de metal de una

muestra previa para determinar si los cambios el desarrollo o la inminencia de un problema en un equipo. Se determina la tendencia del desgaste del metal entre la última muestra y la actual como se indica a continuación y posteriormente se compara con las tablas que se muestran en el Apéndice B.

Valor de la tendencia por 10 hrs

$$((A - B) / (C - D)) \times 10$$

- A PPM de esta muestra
- B: PPM de la última muestra
- C. Horas de operación de esta muestra
- D: Horas de operación de la última muestra

Se ha recopilado la información estadística del análisis **espectrométrico** de aceite del tipo y modelo de motor materia de este Proyecto, realizado en el Laboratorio del **SEMAN** con una experiencia acumulada desde el año 1992 a la fecha, en 32 motores y de 500 muestreos cuyos resultados se muestran en el Apéndice C.

3.1.2 ANALISIS VIBRACIONAL

El control de la vibración es un método de prueba no destructiva para la vigilancia de equipos, es usado para la detección temprana de fallas y nos proporciona información antes que una falla ocurra. Una inteligente vigilancia de equipos debe ser capaz no solo de advertir que algo está fallando; para grandes y/o costosos equipos es también necesario conocer que componente del equipo falla y porque En teoría esto es más fácil que en la práctica, porque se necesita una gran cantidad de medidas de comparación y pruebas

Si se tuviera la posibilidad de determinar el punto de **reacondicionamiento** de un equipo, el cambio de algunas partes de él en base a su condición, se incrementaría la rentabilidad de este equipo. Por este motivo es necesario encontrar valores característicos, que describan la condición del equipo. Una posibilidad es medir el nivel de vibración y obtener características que brinden información de las condiciones de trabajo del equipo y en base a la tendencia establecer un punto en que se requiere realizar el mantenimiento.

3.1.2.1 INTRODUCCION AL ANALISIS VIBRACIONAL

Vibración es una oscilación mecánica con referencia a un punto. La vibración de los equipos es el resultado de fuerzas dinámicas, debido a partes en movimiento y en estructuras las cuales son conectadas a un equipo. Diferentes partes de un equipo vibrarán con varias frecuencias y amplitudes. La vibración causa desgaste y fatiga y es a menudo responsable del colapso final del equipo.

Una vez que un sistema teórico de una masa y un resorte es puesto en movimiento, continuará este movimiento con amplitud y frecuencia constante. Este sistema oscilará describiendo una curva **sinusoidal**.

La curva seno que emerge cuando una masa y un resorte oscilan puede ser descrita por su amplitud (D) y periodo (T). La frecuencia es definida como el número de ciclos por segundo y es el recíproco del periodo. La velocidad angular se obtiene multiplicando la frecuencia por 2π , el cual es, así mismo, proporcional a la raíz cuadrada de la constante del resorte " k " dividido entre la masa " m " (ver la figura 21)..

Un incremento de masa, en un sistema en vibración, causa un incremento en el periodo y por lo tanto una disminución en la frecuencia.

Esto es importante cuando las medidas son realizadas en estructuras ligeras y la masa del detector es despreciable (por ejemplo: alas de aeroplano). Cuando un amortiguador es adicionado al sistema, decrece la amplitud con el tiempo.

La frecuencia de oscilación, conocida como frecuencia natural amortiguada, es constante y casi la misma que la frecuencia natural.

Si una fuerza externa **sinusoidal** es aplicada al sistema, el sistema seguirá el movimiento de la fuerza, lo que significa que el sistema tendrá la misma frecuencia que la fuerza externa. Puede, sin embargo, haber una diferencia de amplitud y fase (ver las figuras 22 y 23).

Si la frecuencia de la fuerza externa es incrementada la frecuencia del sistema resorte, masa, amortiguador se incrementará al mismo valor, pero la amplitud y la fase cambiarán.

Un sistema consistente solamente de una masa, un resorte y un amortiguador se le denomina sistema con un grado de libertad (si solo puede moverse en una dirección); si este sistema también puede moverse hacia los lados, se dice que tiene dos grados de libertad. La fase es generalmente ignorada en las mediciones de vibración. Si en el sistema mecánico **interactúan** varias masas, resortes y amortiguadores o se pueden mover en más de una dirección se denominan sistemas con grados de libertad múltiples y el espectro tendrá un pico por cada grado de libertad. La mayoría de los sistemas son con grados de libertad múltiples, aunque a menudo puede ser difícil separar los diferentes componentes mecánicos y aún más difícil diseñar modelos tan simples como éste (ver la figura 24).

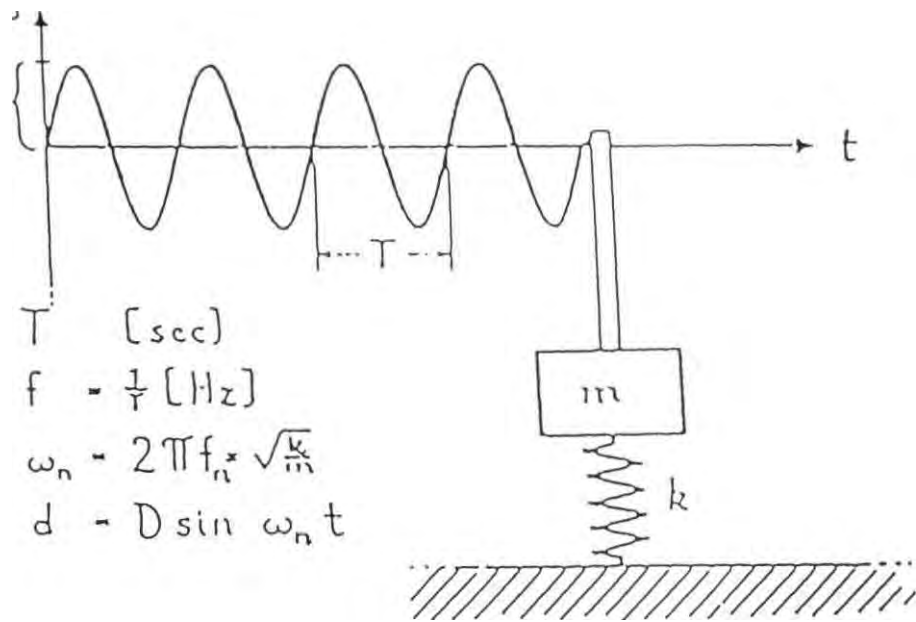


Figure 21: Características de las curvas seno

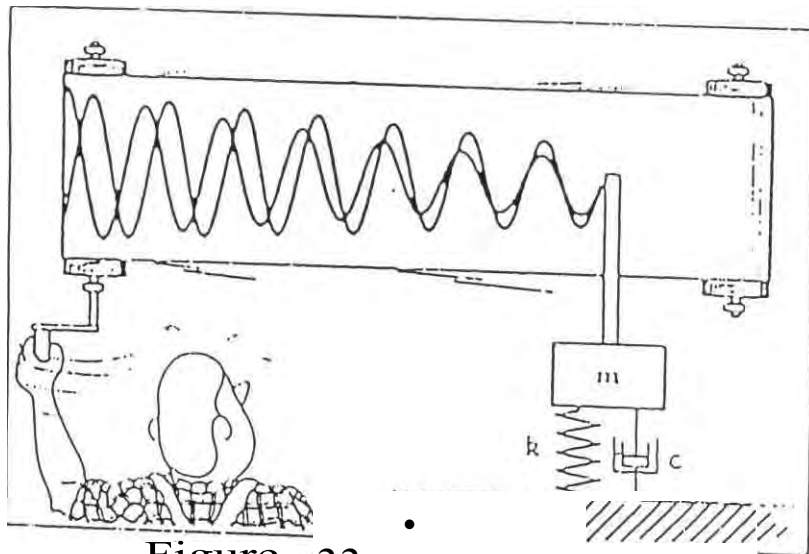


Figure 22: Influencia de la Amortiguación Adicional

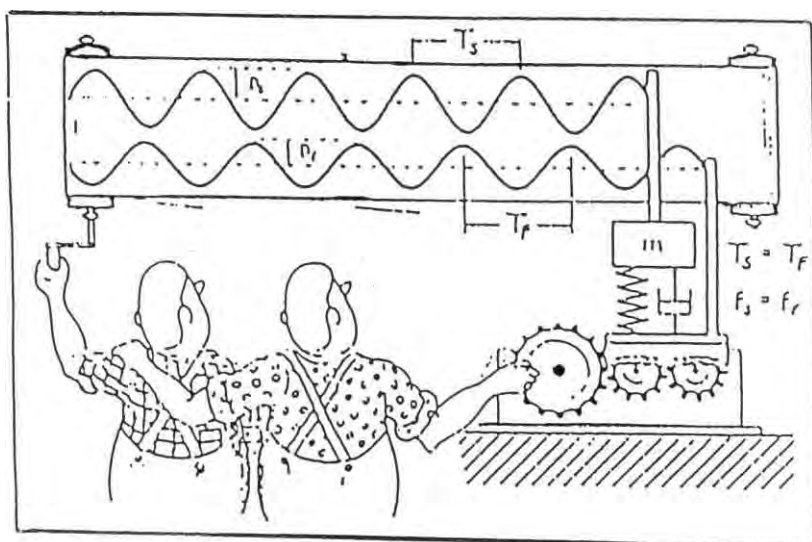


Figure 23: Vibracion Forzada

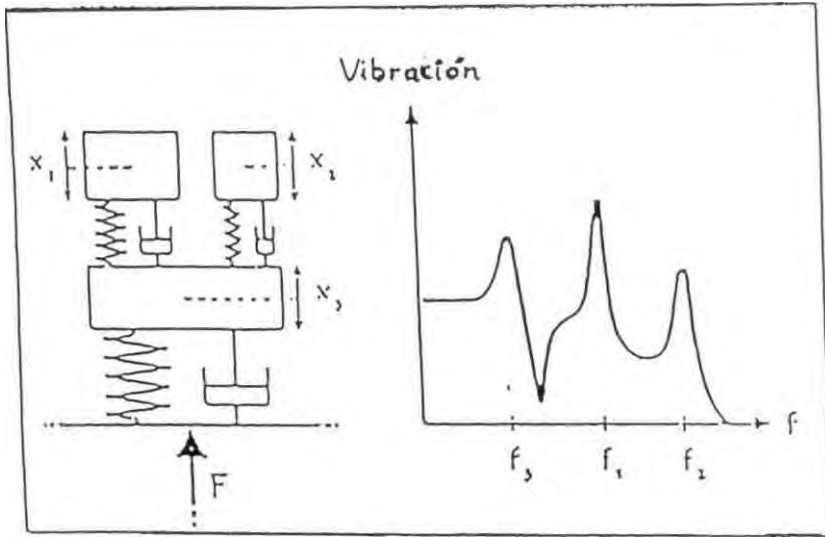


Figure 24: Multi-Grados de libertad

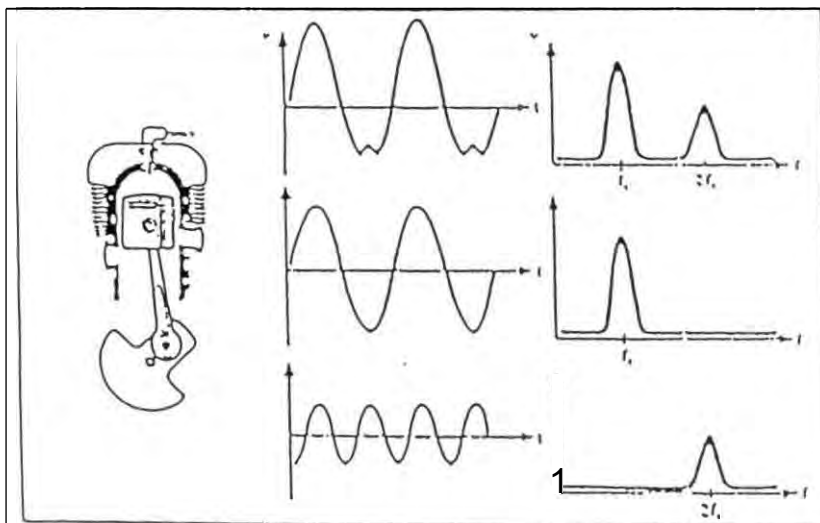


Figure 25: Frecuencia componentes del pistón en movimiento

El movimiento de un sistema mecánico puede consistir de un solo componente a una sola frecuencia como en los sistemas descritos en los ejemplos anteriores, o puede consistir de varios componentes dándose simultáneamente a diferentes frecuencias, como por ejemplo con el movimiento de un pistón de un motor de combustión interna (ver figura 25). La señal del movimiento está separada aquí en sus diferentes componentes, en el dominio de la frecuencia y del tiempo.

Muchas señales que no son **sinusoidales** pueden ser separadas en un número de sinusoides armónicamente asociadas. A continuación se presentan dos ejemplos de componentes armónicos los cuales siempre están referidos a la frecuencia fundamental a que están asociados (ver la figura 27).

La señal de vibración de una caja de engranajes puede verse como se presenta (ver la figura 26). En el dominio de la frecuencia esta señal elevará un número separado de picos, con los cuales conociendo el número de dientes de las ruedas dentadas y sus velocidades se pueden relacionar a una parte específica del sistema. Esta señal se denomina **determinista**, debido a que el valor instantáneo de la señal se puede predecir en todos los puntos en el tiempo.

Un ejemplo típico de vibración aleatoria es aquella causada por un flujo de fluido. Las señales aleatorias no están asociadas a componentes periódicas o armónicas. Se caracterizan por movimientos totalmente aleatorios, por lo que su valor instantáneo no puede ser predicho. La vibración aleatoria puede, sin embargo, ser descrita por sus propiedades estadísticas (ver figura 29).

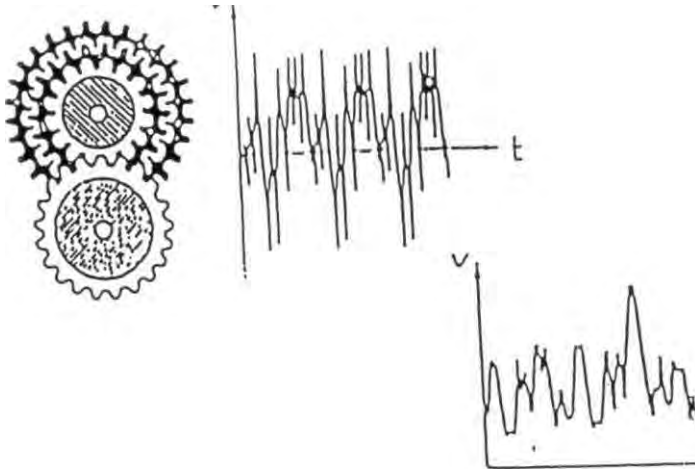


Figure 26: Determinista
(s e ñal

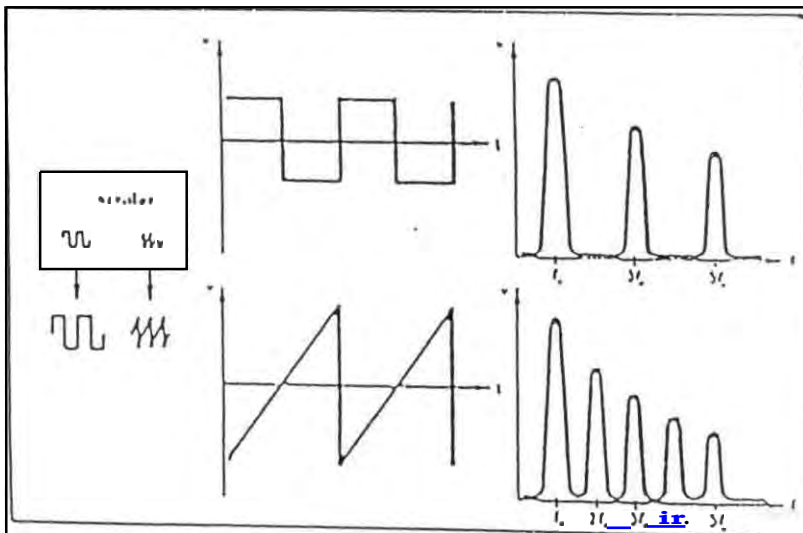


Figure 24: Tiempo **de** señales y
frecuencia de sus componentes

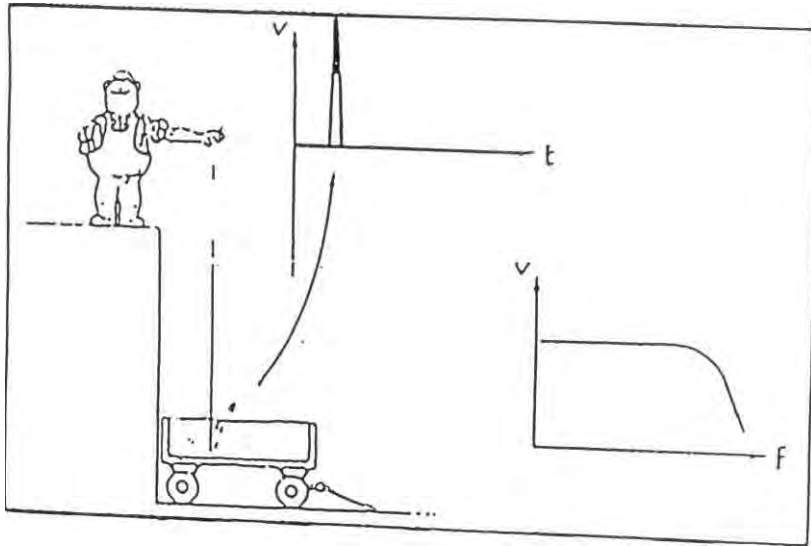


Figure 28: Choque

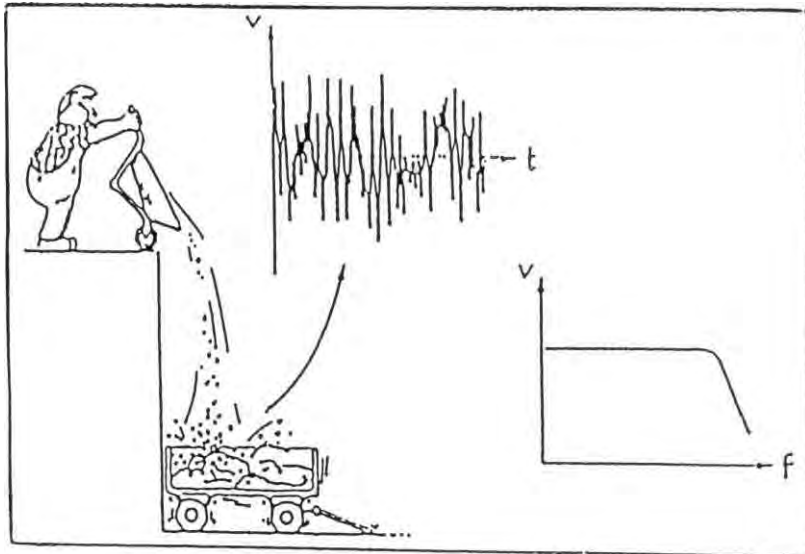


Figure 29: Señal Aleatoria.

Un choque mecánico es una pequeña explosión de energía vibratoria. Como un choque siempre tendrá una medida finita el espectro de su frecuencia estará limitado a una banda de frecuencias (ver figura 28).

El nivel de la vibración puede ser descrita de diferentes maneras. Valores de pico o de pico a pico son usados a menudo para describir los niveles de vibración indicando el máximo recorrido desde la posición de equilibrio. La raíz cuadrada media (**RMS**) es muy bueno para describir el nivel de vibración, debido a que mide el contenido de la energía de la vibración (ver las figuras 30 y 31).

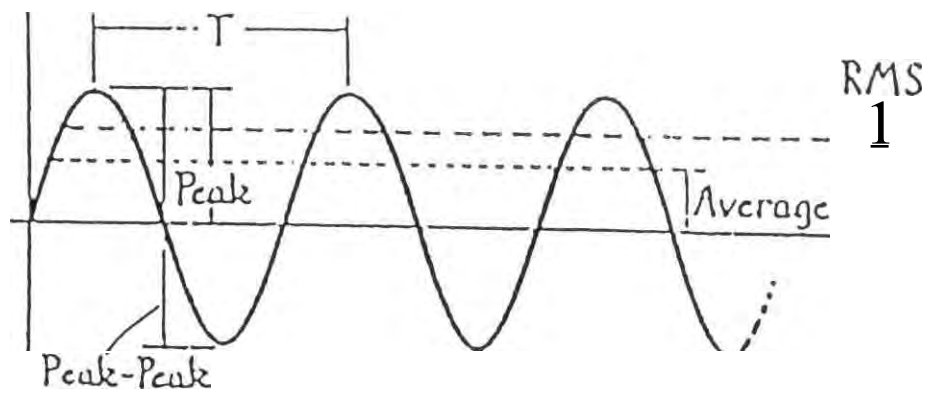
Como la integración es mucho más fácil que la diferenciación por métodos electrónicos, el mejor parámetro para **sensar** es la aceleración.

3.1.2.2 NORMAS Y ESTANDARES PARA EL CONTROL DE LA VIBRACION

Las medidas de vibración se vienen registrando desde hace bastante tiempo y por lo tanto existe en todo el mundo algunas normas y estándares de la medida del choque y la vibración. Una lista de normas y estándares y el detalle de algunas normas y estándares se muestran en el Apéndice D.

Definiciones y conceptos básicos de la teoría **vibracional** son dados en la norma DIN 1311, pero esta norma no proporciona información acerca de un uso práctico o aplicaciones.

El estándar DIN 45635 proporciona alguna información acerca de la determinación del ruido de un equipo en vuelo.



$$RMS = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T f^2(t) dt}$$

$$Average = \frac{1}{T} \int_0^T |x| dt$$

Figure 3.0

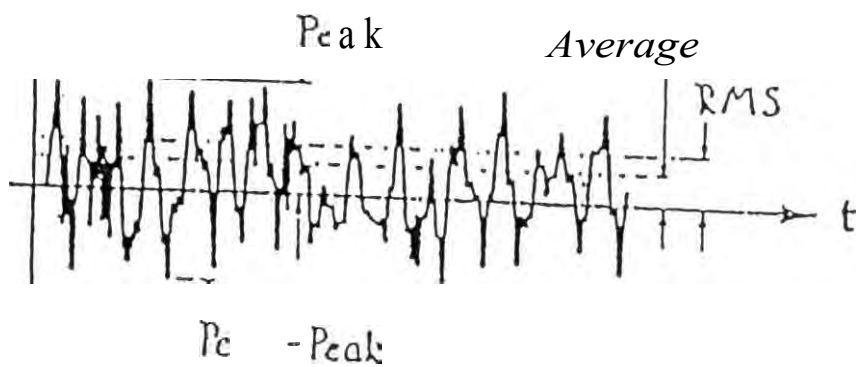


Figure 31

La norma DIN 45664 proporciona información sobre el montaje de los **transductores** por influencias perturbadoras.

La DIN 45667 proporciona información de métodos de clasificación para evaluar vibraciones aleatorias.

La DIN 45668 muestra equipos estándares de **transductores** de vibración para mecanismos monitores de vibración.

La DIN 45670 es una herramienta de la medida de vibración de ejes.

También la Unión de Ingenieros Alemanes (**VDI**) ha publicado guías como la **VDI 2056** (ver Apéndice D). La **VDI 2057** muestra los efectos de las vibraciones mecánicas en los seres humanos y el más famoso estándar **VDI 2059** que trata sobre la vibración en los ejes de las turbo máquinas.

La **VDI 2060** brinda información referente a balance, equipos y valores, mientras que la **VDI 2063** trata de la medición y evaluación de vibraciones mecánicas en motores **reciprocantes** y compresores de pistón.

La norma **ISO 2372** trata de vibraciones mecánicas de máquinas con una velocidad de operación de 10 a 200 **rev/s**. e información general de equipos eléctricos rotativos con ejes de 80 a 400 mm (ver Apéndice D).

Casi la misma información puede ser obtenida del **ISO 2954** donde se describe la vibración mecánica de maquinaria rotativa y **reciprocante**.

El ISO 3945 trata sobre la vibración mecánica de grandes máquinas rotativas con rangos de velocidad de 10 a 200 rev/s. y frecuencias de 10 a 1,000 Hz.

El ISO 7919 trata sobre vibraciones mecánicas de máquinas no recíprocas, evaluación y mediciones en ejes rotativos.

El estándar API 613 se encarga de unidades engranadas de alta velocidad y para propósitos especiales en servicios de refinería como compresores centrífugos, axiales, sopladores, turbinas, etc.

Finalmente, el API 670 que describe la construcción de sensores en ejes móviles y la instrumentación en maquinaria rotativa.

Tablas para un porcentaje de velocidad del compresor de la turbina PT6A (Ng) de 100, 98, 96, 94, 92 y 90; dando las frecuencias de engrane, rotación de ejes y accionamiento de accesorios ver [7].

3.1.2.3 DETECCIÓN DE FALLAS EN TURBINAS

De acuerdo a las estadísticas de falla de las plantas de poder aproximadamente un tercio es debido a fallas en los turbo generadores.

Aunque el análisis de vibración del eje es una herramienta poderosa para la detección y diagnóstico de fallas hay más información útil disponible, si el proceso técnico de la ruta en la turbina es considerado. Esto se muestra esquemáticamente (ver la figura 32). Consideremos una turbina de vapor, el vapor que entra a alta presión es conducido por los álabes guías fijos a los álabes rotativos donde la energía del flujo es convertida parcialmente en energía mecánica rotativa. La interacción de los álabes guías y rotativos representan un papel importante en este proceso y resulta en fluctuaciones de presión

de vapor dentro de la turbina excitando fuerzas periódicas en los álabes guías y rotativos, los cuales son transferidos a la carcaza y al eje respectivamente, causando de esta manera aceleración.

Debido a esto, las siguientes señales pueden ser usadas para propósitos de diagnóstico: (1) vibraciones en el eje, (2) fluctuaciones de presión dentro de la turbina y (3) aceleraciones o fuerzas periódicas en la carcaza.

Defectos en los álabes o fallas en otros componentes del equipo pueden cambiar las señales y pueden ser evaluadas para propósitos de diagnóstico.

Estas consideraciones fueron la base de un programa de investigación para detectar cambios en la turbina.

El método fue muy simple, detectores fueron colocados en la carcaza y valores de **RMS** fueron medidos. Los resultados no fueron muy fomentados.

La razón por la que este tipo de **monitoreo** no tubo éxito es evidente. Las señales de los **acelerómetros** medidos en la carcaza estaban compuesto de dos partes una debido a la turbulencia del flujo de vapor y la otra debido a la interacción de los álabes guías y rotativos durante una revolución. No se podía repetir las características teniendo en cuenta la parte aportada descrita.

Así mismo, es posible detectar el rozamiento en los sellos de laberinto y álabes de la turbina, haciendo experimentos para desarrollar herramientas de diagnóstico con un simulador de toque y obtener resultados como se muestra (ver las figuras 33 y 34).

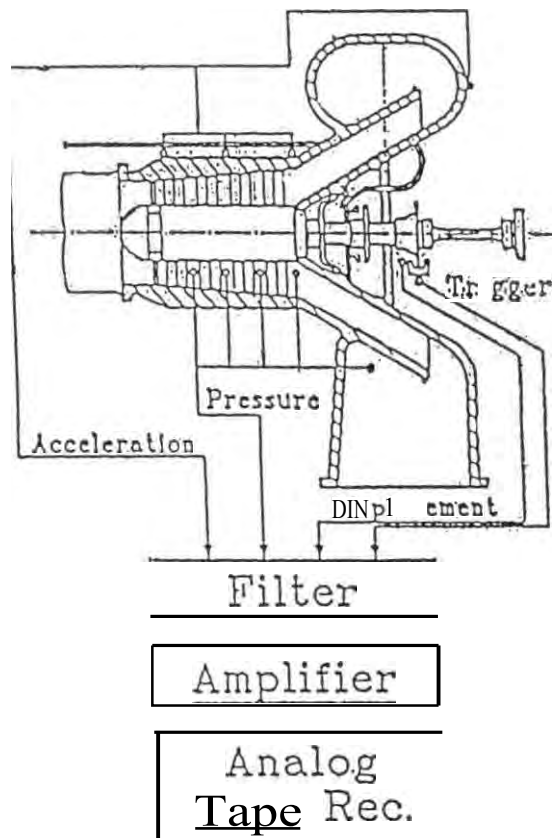
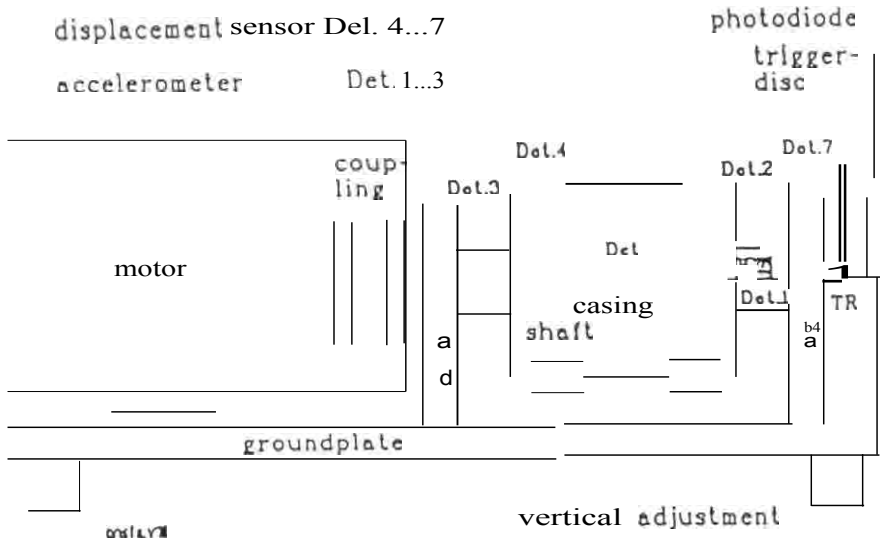
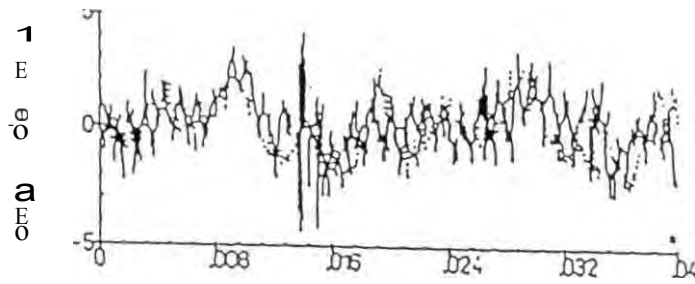


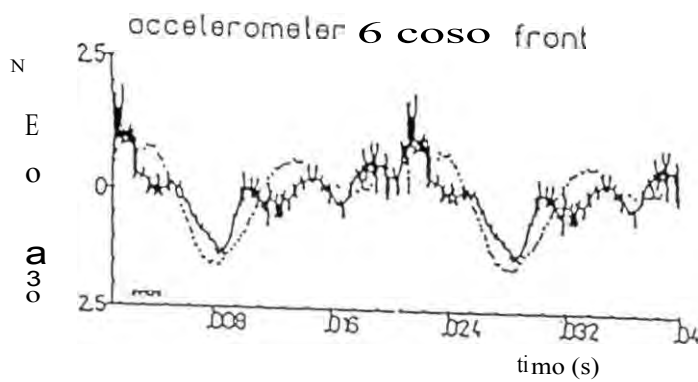
Fig. 32



33



touching of labyrinth seals



34

Por otro lado, el análisis **vibracional** es una herramienta muy útil en la detección y corrección de **desbalances** en las hélices de las turbinas turbo propulsoras.

Si se compara el patrón de vibración de una prueba tomada a una turbina en diferente tiempo, las diferencias, si es que las hay, serán **identificadas** fácilmente. Si esta comparación es hecha contra un motor que se conoce está en buenas condiciones, se podrá identificar las áreas con problema.

El análisis **vibracional** utiliza las dos comparaciones descritas en el párrafo anterior, para determinar la condición del motor y de los componentes dinámicos dentro de él sin necesidad de desarmarlo ver

Durante una corrida de motor (**PT6A**), se producen diferentes vibraciones en la aeronave que oscilan entre 200 a 800 ciclos por minuto, es imposible listar las potenciales causas de vibración asociados al fuselaje del avión, pero se puede afirmar que frecuencias de vibración inferiores a 1,000 ciclos por minuto no están relacionadas con vibraciones del motor **PT6A**.

3.1.3 ANALISIS COMPUTARIZADO DE LA TENDENCIA (ECTM).

Durante una operación normal, los motores de turbina a gas tienen la capacidad de producir rangos de potencia por períodos largos de tiempo. Los parámetros operativos de motor, tales como velocidad del generador de gas (**Ng**), temperatura entre las turbinas (**ITT**) y flujo de combustible (**WF**) para motores individuales son predecibles bajo específicas condiciones ambientales (vuelo). Estas características predecibles pueden ser usadas beneficiosamente registrando los

parámetros de **performance** de cada motor, los cuales luego pueden ser comparadas periódicamente con los valores **predecidos** para confirmar visualmente día a día la eficiencia del flujo de gas en el motor.

Después de una operación extensa, los componentes de la turbina de gas, tales como los álabes del compresor y la turbina, son expuestos a factores externos que pueden deteriorar las superficies aerodinámicas. Esto en consecuencia puede degradar la eficiencia de los componentes en llevar a cabo su la función de compresión o expansión. De manera similar, los componentes de la zona caliente, pueden ser expuestos a altas temperaturas por un manejo inapropiado del motor o fallas en los equipos de apoyo en tierra. Con el uso de una línea base (**baseline**) como una referencia estable, el deterioro de los componentes de la turbina a gas puede ser detectado con suficiente anterioridad, y si es requerido se pueden tomar acciones correctivas.

Los motores **PT6A** operan en un gran rango de altitudes, temperatura exterior del aire y velocidad indicada del aire (condiciones ambientales). A menos que se corrijan esas diferentes condiciones ambientales en los respectivos parámetros de motor, la comparación de estos parámetros, como son leídos de los instrumentos, pueden ser engañosos. Correcciones para las condiciones ambientales son por lo tanto necesarias para colocar los datos en una forma tal que el deterioro de la **performance** o cambio en las características puedan ser detectados. El operador después de un completo análisis, está alertado de la necesidad de llevar a cabo una acción correctiva o de mantenimiento preventivo.

La lógica de este sistema **ECTM** se puede describir en un diagrama de flujo como se indica a continuación en la figura 35.

3.1.3.1 REQUERIMIENTOS DEL ECTM

Un ECTM debe iniciarse dentro de las primeras 100 horas de un motor nuevo, recientemente realizada la inspección de zona caliente (un lavado del compresor para recobrar su **performance** debe ser hecho, después de la inspección de zona caliente, para establecer la línea base de **performance** del motor) o recientemente sometido a reparación mayor. Si el ECTM es iniciado después de estas limitaciones, se podrá aplicar el apropiado tiempo límite de inspección de zona caliente. Mientras más reportes de crucero sean ingresados, se establece una línea de tendencia para cada motor. Durante la vida de un motor, estas líneas de tendencia permanecerán estables (alineadas) tanto tiempo mientras no se deteriore el motor. Cuando aparece el deterioro las líneas de tendencia divergen gradualmente. Una interpretación inteligente de estas desviaciones hace posible que un operador pueda planear acciones correctivas de mantenimiento, y así extender la vida potencial de servicio de un motor.

3.1.3.2 RECOLECCION DE DATOS PARA EL ECTM

Los parámetros ambientales los datos de **performance** de motor deben ser registrados una vez cada día. Debe elegirse una pierna de vuelo con crucero estable, con una potencia de motor establecida y estabilizada por un mínimo de cinco minutos y registrar los siguientes datos:

1. Temperatura indicada exterior del aire (IOAT) en grados centígrados.
2. Altitud de presión (ALT) en pies (FT).
3. Velocidad indicada del aire (IAS) en nudos (KTS).
4. Torque (TQ) en libras-pie, libras o porcentaje (LB.FT o PSI o %).

5. Velocidad de la hélice (**NP**) en revoluciones por minuto o porcentaje (**RPM** o **%**).
6. Velocidad del generador de gas (**NG**) en porcentaje (**%**).
7. Temperatura entre turbina (**ITT**) en grados centígrados (**C**).
8. Flujo de combustible (**WF**) en libras por hora o kilos por hora (**PPH** o **KgH**).

Las cargas variables extraídas del motor, tales como generador, hidráulico, aire acondicionado y sangrado de aire, afectarán la precisión de la tendencia. Para minimizar estos efectos, cada vez que sean registrados los parámetros de crucero, es preferible repetir las condiciones de lectura lo más próximo posible con respecto a la altitud y extracciones de potencia (aire acondicionado, cargas adicionales, etc.).

Con el propósito de reducir las posibles fluctuaciones de datos, debe asegurarse que los parámetros de motor estén estables en el régimen de crucero del vuelo (casi después de cinco minutos de entrar en el modo de crucero). Las variables deben ser leídas separadamente para cada motor y en un tiempo razonable.

Las fuentes de error incluyen los errores humanos, interpretación en las lecturas de pequeños instrumentos analógicos, errores visuales y precisión en los instrumentos. Los grandes errores pueden malograr la tendencia de los deltas. La aproximación deseada en la lectura es un punto decimal.

3.1.3.3 CALCULO DE LOS DELTAS

Solo un método es actualmente usado y es denominado programa **P&WC ECTM SYSTEM IV**. Originalmente introducido en 1983, es un sistema que por sí mismo administra el manejo de archivos, datos

de entrada, acciones de mantenimiento y correcciones, y automáticamente gráfica los Deltas actuales y muestra la línea base.

3.1.3.4 DIAGRAMAS DEL ECTM

Para evitar confusión durante el análisis el programa ECTM diagrama (imprime) cada motor en su propio gráfico. El diagrama ECTM de un motor nuevo o recientemente reparado debe ser reinicializado después de su instalación (ver sección la 3.1.3.1).

Un nuevo diagrama o preferiblemente una reinicialización de la líneas bases debe ser iniciada después de una inspección de zona caliente (HSI), si es que se requiere.

Un cambio de motor puede necesitar una revisión de las líneas bases originales, si es que las desviaciones de los Deltas, causadas por la nueva instalación y/o instrumentación, son suficientemente grandes para crear desviaciones en los Deltas.

Para facilitar la interpretación de la línea de tendencia, ingresar cualquier acción, que se tome, significativa de mantenimiento, tal como inspección de zona caliente, lavado de compresor, cambio de sensor T5, cambio de accesorios, etc. Como guía las siguientes acciones deben ser registradas:

1. Trabajos en el compresor.
 - a) Cuando las líneas P3 ó P2.5 son desconectadas o reemplazadas.
 - b) Cambio, reparación o limpieza de la válvula de sangrado.
 - c) Daño en el compresor por objeto foráneo (FOD).
 - d) Cambio o remoción para servicio de los inyectores de combustible.
 - e) Lavado de compresor.

2. Instrumentación asociado con el **ECTM**, como **IOAT**, **ALT**, **IAS**, **NP**, **NG**, **ITT**, **WF**: cualquier parte, tal como indicador, transmisor o **cableado**, que sea reemplazado, reparado o calibrado
3. Trabajo en la zona caliente:
 - a) Cambio en las clases de los álabes fijos de las turbinas de potencia y compresor.
 - b) Lavado de turbina.
4. Trabajos en el sistema sensor de la ínter turbina:
 - a) Reemplazo del compensador de T1.
 - b) Reemplazo del **harnés** y/o **termocuplas** del T5.
5. Sección de potencia, reemplazo o restauración de la zona caliente.

3.1.3.5 INTERPRETACION DE LA TENDENCIA

La Línea Base es una línea **referencial** de cada parámetro de crucero para un motor en particular con una condición, desde la cual puede ser **monitoreado** el deterioro de la **performance**.

Delta **ITT** es la variable más significativa, reaccionará a la mayoría de las situaciones y mostrará una tendencia significativa en el gráfico.

Delta **NG** es también importante y mostrará una tendencia en el gráfico.

La tendencia de Delta **WF** no siempre estará en evidencia en el gráfico pero es de utilidad en la descripción de ciertos síntomas.

Si los puntos de Delta comienzan a desviarse significativamente y de una manera gradual y consistente de las líneas bases, esta es una señal de que está cambiando la **performance** del motor, deben tomarse

acciones para identificar las razones del cambio, y rectificar y restablecer la condición de la línea base.

Los siguientes cambios netos de deltas son solo para referencia:

Delta ITT:

- 1) Un cambio neto de 10 a 15 grados C: señal temprana de un poco de deterioro que debe ser investigada cuando sea posible.
- 2) Un cambio neto de 20 a 25 grados C: deterioro se vuelve más serio. Seguir operando podría resultar en un elevado costo por cambio de componentes, ejemplo: Rueda de álabes fijos (vane ring) de la turbina que mueve al compresor y/o sus álabes. Debe tomarse acción lo más pronto posible.
- 3) Un cambio neto arriba de 30 grados C: A este nivel, ya sea que llegue el ITT o no a la temperatura máxima, el deterioro ha progresado a un punto donde un serio daño al motor es inminente.

Delta NG:

- 1) Un cambio neto de 0.75 a 1.0 %: debe ser investigado cuando sea posible.
- 2) Un cambio neto arriba de 1.5 %: debe tomarse acción lo más pronto posible.

Cualquier cambio del ITT en dirección descendente sin que sea causado por una acción de mantenimiento es seguramente un problema de indicación o sistema sensor T5 (arneses y/o termocuplas).

Generalmente el deterioro de un motor es gradual, resultando un cambio progresivo en los Deltas. El daño a la turbina que mueve al compresor, caja reductora, ingestión de objetos y arranques calientes, son excepciones al deterioro gradual; uno o todos estos daños pueden causar un cambio brusco si es suficientemente severo.

La experiencia debe ser usada por el operador en la interpretación de la tendencia para una particular modalidad de operación. Debe tenerse presente, que cuando se realiza mantenimiento a los motores, durante el mantenimiento del avión, sobre todo cuando se trabaja en instrumentos de motor, puede causar desviaciones en los Deltas.

Como una guía general, la experiencia revela las siguientes indicaciones de tendencia y su posible causa:

- 1) Cambios o desviaciones escarpadas en todos los parámetros, o un cambio escarpado en cualquiera de los parámetros.
Causa: Cambio o problema de instrumentación.
- 2) Incremento en la tendencia del ITT con el incremento de la velocidad del generador de gas (NG); incremento del flujo de combustible o que permanezca sin cambio.
Causa: Contaminación del compresor, en ambientes extremadamente arenosos y secos, esto es también indicativo de erosión en los álabes del compresor.
Nota: Requiere lavado de compresor. Si las acciones de mantenimiento recomendadas no restablecen los Deltas cerca a las líneas bases, realizar una inspección boroscópica.
- 3) Incremento del ITT, disminución de la velocidad del generador de gas, incremento del flujo de combustible o que permanezca sin cambio.
Causa: Posible degradación de componentes de la zona caliente.
Nota: Una inspección boroscópica puede ser recomendable. Si las acciones de mantenimiento recomendadas no restablecen los Deltas cerca a las líneas bases, realizar una inspección de zona caliente (HSI).

Otros factores pueden también causar cambios en los parámetros o tendencias, entre ellas tenemos fugas por las válvulas de sangrado,

fugas de aire por el P3 (incluyendo las líneas Px y Py), contaminación de los inyectores de combustible y cortos circuitos eléctricos. Todos los procedimientos de descarte de falla deben ser seguidos antes de recurrir a una inspección de zona caliente (HSI).

3.1.3.6 SINTOMAS TIPICOS Y SOLUCIONES MAS PROBABLES EN EL ECTM

Los gráficos que muestran los síntomas típicos y las más probables soluciones del ECTM se presentan en el Apéndice E.

3.1.3.7 FORMATO PARA DATOS DEL ECTM

Para registrar los datos de crucero de los parámetros de motor, se pueden utilizar métodos manuales o automatizados, estos últimos son ingresados al Programa ECTM por métodos computacionales (copiando archivos).

Se deben cumplir con las recomendaciones de precisión en la lectura descritos anteriormente.

Un Formato típico para recolectar los datos de motor en vuelo, se muestra en la figura 36

3.1.4 ANALISIS BOROSCOPICO

En la tecnología del análisis boroscópico se han desarrollado múltiples aplicaciones en diferentes modelos de turbinas y están contemplados en los respectivos Manuales de Mantenimiento de las turbinas

DATA COLLECTION PROCEDURES

- 1) Record Trend Data on the first suitable flight of every flying day
- 2) Allow engine parameters to stabilize in cruise
(Wait 5-10 minutes minimum)
- 3) Read engine parameters with Engine Anti-Ice "OFF", Cabin Bleed "ON"
- 4) Take actual readings rather than targets
- 5) Fax to (209) 297-6499

DATE			HOUR METER	CYCLES	OAT C	ALTITUDE (SET 29.92)	IAS
MO	DATE	YR			+/- VALUE		
POS	ITT		TORQUE	PROP	Eng RPM		Fuel Flow
LEFT							
RIGHT							
DATE			HOUR METER	CYCLES	OAT C	ALTITUDE (SET 29.92)	IAS
MO	DATE	YR			+/- VALUE		
POS	ITT		TORQUE	PROP	Eng RPM		Fuel Flow
LEFT							
RIGHT							
DATE			HOUR METER	CYCLES	OAT C	ALTITUDE (SET 29.92)	IAS
MO	DATE	YR			+/- VALUE		
POS	ITT		TORQUE	PROP	Eng RPM		Fuel Flow
LEFT							
RIGHT							

MAINTENANCE:

3.1.4.1 AREAS O ZONAS DE INSPECCION

Las zonas más comunes de inspección en las turbinas son:

- 1) Las zonas de combustión, como **termocuplas**, álabes de la primera etapa de la turbina y cámaras de combustión.
- 2) En los álabes se observa rajaduras, dobladuras, **quiñaduras**, etc.
- 3) En la cámara de combustión se observa la soldadura, desgaste en la cavidad de los inyectores, rajaduras, quemaduras o distorsiones, etc.

Para el caso del motor motivo de este proyecto (**PT6A**) el fabricante ha desarrollado procedimientos para efectuar estas inspecciones ver [8], donde se describe el manipuleo y procedimientos de inspección para este tipo de turbina.

3.1.4.2 EFECTOS DE LA CORROSION Y LA SULFATACION

En esta turbina, adicionalmente a las zonas descritas arriba, se inspecciona internamente la turbina por corrosión debido a alta temperatura en las aleaciones, la cual se identifica como pérdida de material o picadura, pero con más frecuencia aparecen como hinchazones o concentraciones debido al gran volumen ocupado por los óxidos de **nickel**. Estos productos de la corrosión varían en color desde el negro al verde y en estado avanzado se rajará o se volverá escamoso, conocida como exfoliación ver [9].

Otro problema común en esta turbina, es la **sulfatación**, conocida comúnmente como un tipo de corrosión caliente el cual puede afectar a los componentes del área de la turbina.

Los sulfatos se forman a las temperaturas de operación del motor con el sodio y sulfuro presente. La mayoría de los combustibles de aviación

contienen sulfuro en cantidades suficiente para la **sulfatación**. Las fuentes comunes de sodio son agua de mar, contaminantes en la atmósfera y descargas volcánicas.

El ataque de la **sulfatación** a menudo afecta a la primera etapa de la turbina pero no es común en los elementos que no **rotan**.

La degradación del revestimiento de aluminio aplicado a los álabes implicará alguna pérdida en la base de la aleación. Es requerido un lavado de **desalinización** usando agua con agente **anti congelante**.

3.1.4.3 ESPECIFICACIONES Y ESTANDARES

Existen muchas especificaciones, estándares y normas que rigen la utilización y fabricación del **boroscopio**, los cuales establecen los requerimientos **de fabricación de estos equipos**. Algunas especificaciones, tales como, inspección con un conjunto de sonda de luz ver [10], inspección de cilindros con conjuntos de **boroscopos** ver [11], especificaciones generales para fuentes de luz, fibra óptica flexible y rígida, medida de la fibra óptica ver [12], especificaciones generales para fibras ópticas y medida de fibra óptica ver [13], etc.

3.2 CONFIABILIDAD POR METODOS ESTADISTICOS

Las estadísticas son requerimientos **regulatorios** en lo referente a la **determinación de limitaciones de tiempo**, o estándares para determinar los límites de **"Overhaul"** y límites de Inspección.

Los parámetros de **confiabilidad** son elegidos en base a

Su capacidad de proporcionar una medida real de la **confiabilidad** del motor y sus sistemas.

El grado de dificultad de obtener los datos necesarios.

Su sensibilidad para detectar los cambios en los niveles de confiabilidad del motor y sus sistemas.

3.2.1 ALGORITMO MATEMATICO PARA NIVELES DE CONTROL

3.2.1.1 MODELO DE ALERTA TIPICO

Basado en la investigación de la mayoría de las aerolíneas, muchos Operadores utilizan el siguiente modelo típico para proporcionar alertas que indiquen una tendencia del deterioro de la confiabilidad. Este modelo es utilizado para monitorear índices de remoción de componentes, índices de demora y/o cancelación, índices de reportes de pilotos y otros datos de confiabilidad.

Se acumula los datos puntuales de doce meses consecutivos, que forman la base para el Límite de Control Superior (ULC):

$$ULC = Y_p + 2.a$$

$$LCL = Y_p -$$

Donde:

Y: Índice mensual.

n: Número de datos puntuales (12 en este caso).

Y_p : Promedio de 12 datos puntuales sucesivos.

a: Desviación estándar.

$$\sigma = \sqrt{\frac{(Y - Y_p)^2}{n - 1}}$$

Un grupo de 22 datos puntuales se muestra en la figura 37 a continuación, suficiente para demostrar los principios básicos de un sistema típico de alerta. Una alerta ocurre cuando el índice mensual (Y) excede el límite de control superior (UCL). En referencia a la figura 37 la alerta ocurre en los datos puntuales 20, 21 y 22, que corresponden a los meses de Agosto, Setiembre y Octubre de 1986 respectivamente.

Aunque el límite de control inferior (LCL) es calculado como se muestra en el segundo párrafo, el LCL no tiene ningún significado estratégico o matemático, debido a que no se toma ninguna acción o ajuste cuando el índice mensual (Y) está por debajo del LCL.

Algunas variaciones típicas al modelo anterior incluye:

Los datos se convierten a un promedio de tres meses.

El índice debe exceder el UCL por dos meses consecutivos para que se active una alerta.

El UCL es recalculado cada seis meses.

Sin embargo, estas variaciones no influyen significativamente en la probabilidad de una alerta verdadera para un grupo dado de datos de entrada.

Es importante resaltar que el modelo típico no es totalmente insatisfactorio, pero tiende a presentar dos desventajas diametralmente opuestas y, por consiguiente, difícil de resolver:

La generación de falsos alertas o espurios.

Falla para detectar el deterioro de la tendencia.

La primera falla es más un factor de molestia por la inversión en investigación y análisis innecesario. Sin embargo, la segunda desventaja es más seria debido a que no se realizan los análisis necesarios y no se formulan las acciones correctivas a un problema de **confiabilidad**.

Estas dos desventajas pertenecientes al modelo típico son ilustrados en la siguiente sección.

3.2.1.2 APLICACION DE UN MODELO DE ALERTA TIPICO

Los siguientes dos ejemplos ilustran las desventajas de los resultados espurios cuando se utiliza el método de alerta típico:

Refiriéndose a la figura 37 anterior, está diseñado para indicar las alertas que ocurren en Agosto, Setiembre y Octubre de 1986 pero el último alerta de Octubre de 1986 es probablemente espurio debido a que no hay deterioro.

En la figura 38, la tendencia es esencialmente constante y con todo ocurre un alerta espurio sin sustento en Julio de 1986. Sin embargo, la alerta espurio podría ser evitado si es que se requiriera que el índice que excede el **UCL** sea de dos meses sucesivos.

Los siguientes dos ejemplos ilustran la desventaja de la falla en detectar el deterioro de la tendencia cuando se utiliza el método típico de alerta:

En la figura 39, se muestra que hay un deterioro constante de la tendencia en un período de tres años y con todo el modelo falla al proporcionar una alerta, con el **UCL** rondando arriba de los índices mensuales a lo largo de los años 1986 y 1987. Esto se explica en razón a que el **UCL** no responde eficientemente a los cambios en los índices de remoción debido a que es ignorado el aspecto de series de tiempo de los 12 datos puntuales de 1987.

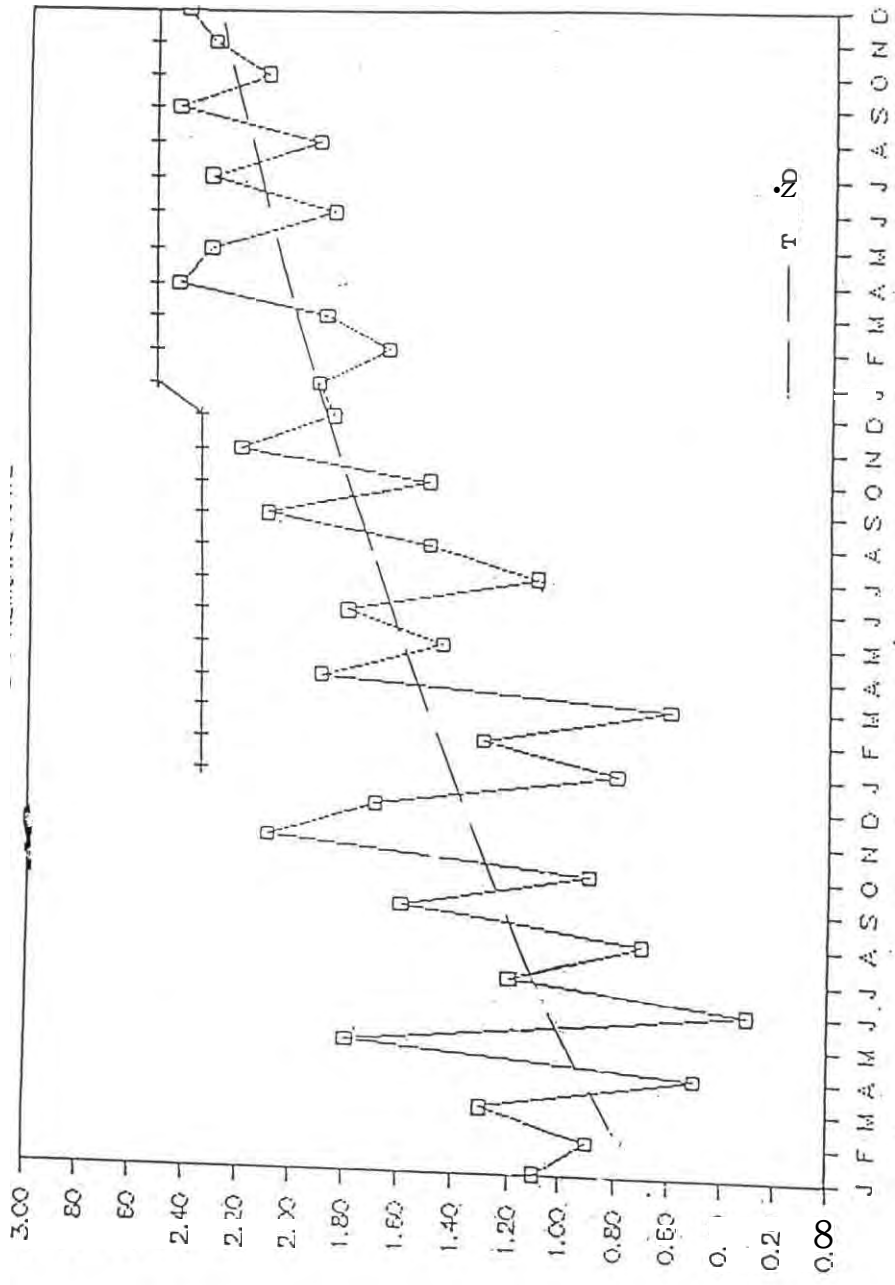
En la figura 40, hay un deterioro marcado en confiabilidad desde Abril a Setiembre de 1988, después de un período de mejora (entre Enero y Diciembre de 1987).

Sin embargo, este cambio escarpado no ha sido detectado, por que el proceso **UCL** no responde suficientemente a los cambios en el índice como se muestra en la figura 40.

En resumen, los cuatro ejemplos anteriores muestran que el modelo típico puede producir alertas espurios y también falla al detectar el deterioro de la tendencia como se vio en la sección anterior.

Antes de comparar los resultados de la aplicación de los métodos de alerta típico y alterno, es necesario primero estudiar el valor del **UCL**, usando el método típico, teniendo en cuenta que el **UCL** controla todo el proceso de alerta, con respecto a los datos de ingreso Y.

El problema básico del modelo típico es que no refleja la tendencia o dirección de los doce datos puntuales en los cuales está basado el **UCL** y no los considera como series de tiempo. Por el contrario, el método alterno reconoce el orden en el cual los doce datos puntuales ocurren y reacciona para proporcionar valores de **UCL** y **LCL** que reflejan mucho mejor el comportamiento de la tendencia e influyen



□ MONTHLY RATE ○ UCL
 1985-1987

estos valores en favor de los últimos datos puntuales, como se verá en las secciones más adelante.

Esto es particularmente importante cuando los valores de **UCL** y **LCL** son basados en un período de un año para el caso de datos mensuales de **confiabilidad**.

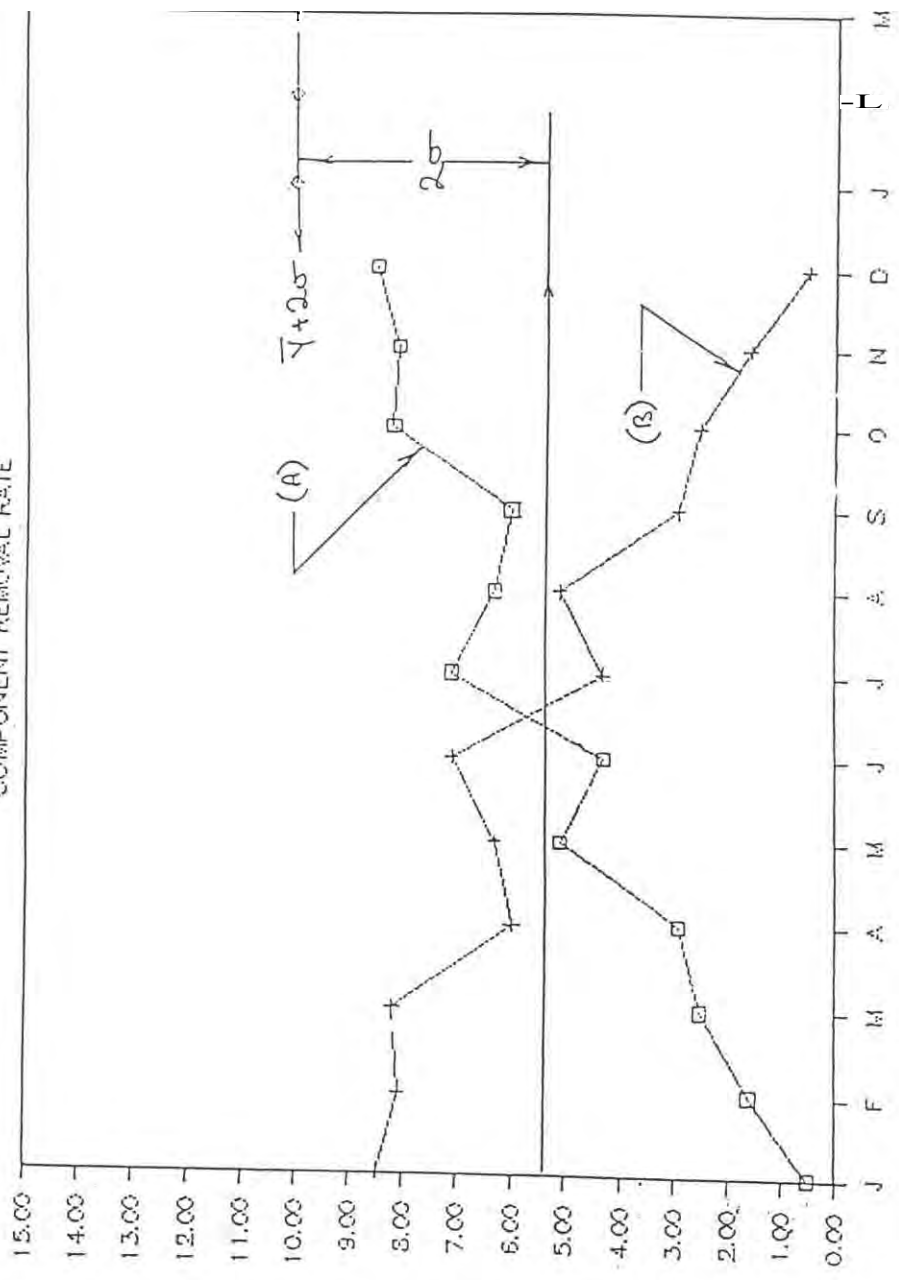
Una manera de ilustrar la pobre respuesta del sistema típico es eligiendo un grupo de datos de valores para Y . El grupo de datos (Índice A) se arregla primero con valores que aproximadamente estén en incremento, como se muestra en la figura 41, resultando un **UCL** de 10.01 en el dato puntual 13 (Enero 1986).

El mismo grupo de datos presentado en la figura 41 es ahora puesto en orden inverso (Índice B) para producir un valor totalmente decreciente como se muestra también en la figura 41, el cual resulta con un valor idéntico de **UCL**. Esto se puede explicar porque el modelo típico es formulado solo en términos de Y y el número de datos puntuales (n), y por lo tanto el orden inverso no cambia el grupo de datos.

En resumen, los valores de **UCL** pertenecientes a la figura 41, el mismo grupo de datos de Y producen el mismo valor de **UCL** independientemente si la tendencia se está incrementando o decreciendo o se mantiene invariable.

Esto nos orienta a valores del **UCL** que tienen una respuesta insuficiente a los cambios de la tendencia de los datos que están siendo **monitoreados**, y por el contrario genera alertas espurias y falla al detectar una tendencia al deterioro.

COMPONENT REMOVAL RATE



1985-1986
MONTHLY RATE (B)

3.2.1.3 DESARROLLO DE UN MODELO ALTERNATIVO

El desarrollo del algoritmo matemático del modelo alternativo utiliza la técnica de regresión lineal de mínimos cuadrados. La figura 42 describe una serie de datos, que consiste de catorce valores de datos de entrada (Y) en series de tiempo. Para ello usaremos la siguiente fórmula:

$$YT = Ax + B$$

Donde:

YT : Valor de la tendencia.

YTC : Punto contenido en la recta de regresión de mínimos cuadrados, calculado con las tendencias (YT).

x : Mes (secuencia de enteros).

y : Valores de datos de entrada en series de tiempo (Indice).

n : Número de puntos de datos (toma valores de 1 a 12).

$$A = \frac{\frac{\sum Y \sum X}{n} - \sum X \cdot Y}{\frac{(\sum X)^2}{n} - \sum X^2}$$

$$B = \frac{\sum Y - A \sum X}{n}$$

El procedimiento antes indicado es representado en la figura 42 y se describe a continuación:

El primer y segundo valor de la tendencia (YT) así como de (YTC), es igual a los valores del primer y segundo valor de Y, ya que la

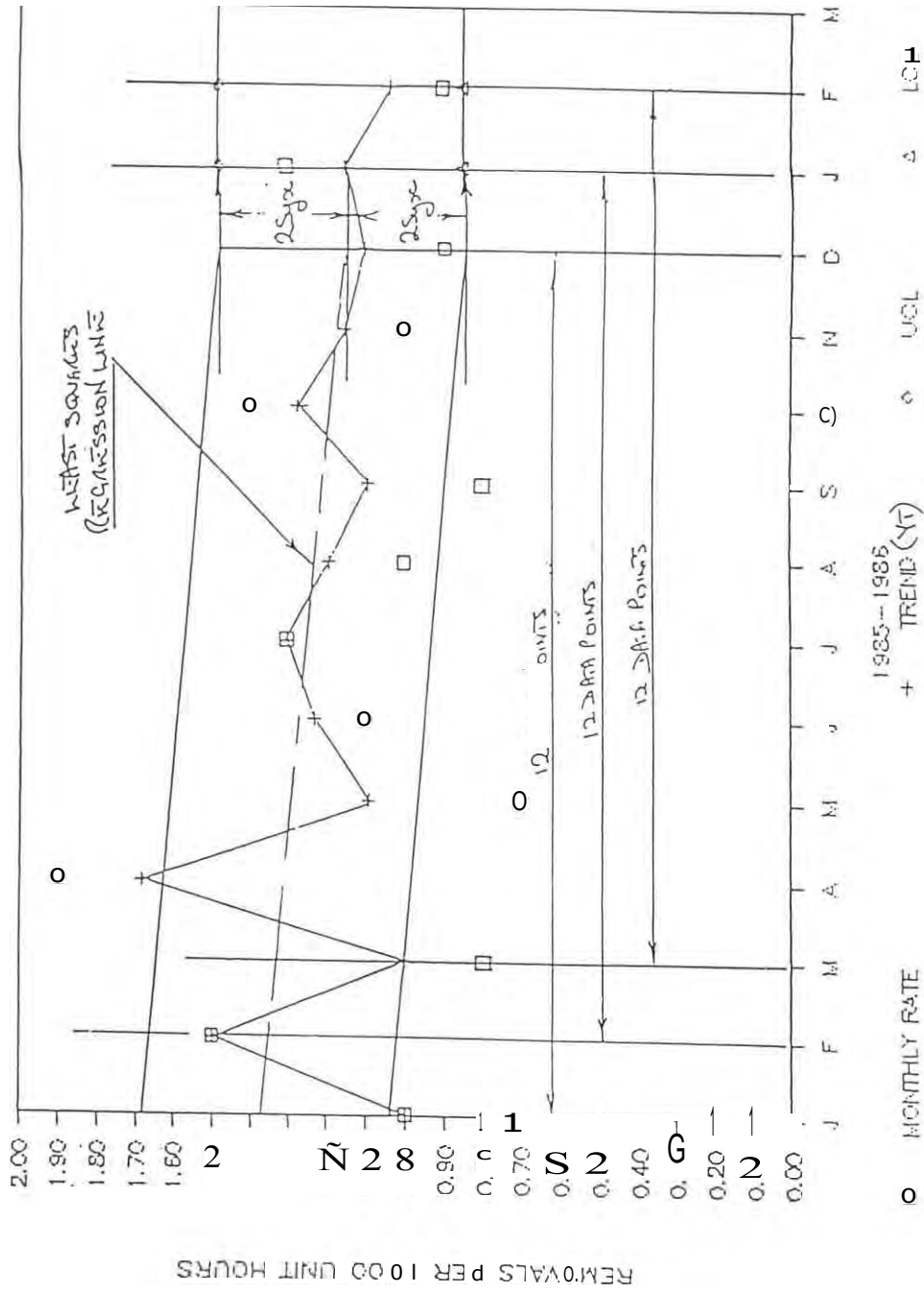


FIGURE 42

regresión lineal de mínimos cuadrados para cualquier par de puntos conecta los dos puntos.

Para calcular los valores consecutivos que siguen aplicamos la fórmula descrita arriba de la siguiente manera:

Para calcular un punto "O" cualquiera (valores enteros mayores a 3) la regresión lineal de mínimos cuadrados se construye empleando los "(Q-1)" puntos anteriores de la tendencia y el valor de (Y) en la posición "O" de la serie. El valor de "n" toma el valor de "O", hasta 12.

Cuando "O" toma valores mayores que 12 este cálculo se realiza tomando los últimos 11 valores obtenidos de la tendencia (YT) y el valor de (Y) en la posición "Q" de la serie. De aquí en adelante el valor de "n" toma el valor de 12.

Conforme se obtienen los valores de la tendencia (YT) estos reemplazan al último valor de (Y) ingresado, y aplicamos nuevamente la fórmula para obtener el valor de (YTC).

En el caso de ser "Q" igual a 12 o de presentarse una alerta el valor de (Y) no es reemplazado para el cálculo de (YTC). En estos casos una vez calculado el valor de (YTC) se procede a calcular los límites de control superior e inferior (UCL) y (LCL) respectivamente, empleando la siguiente fórmula:

$$S_{yx} = \frac{\sum (YTC - YT)^2}{n}$$

$$UCL = YQ + 2 \cdot S_{yx}$$

$$LCL = YQ - 2 \cdot S_{yx}$$

Syx Error estándar del estimado empleando los 12 últimos valores de (YT).

YO : Ultimo valor de (YTC) empleando los 12 últimos valores de (YT).

La figura 42 ilustra el cálculo de los primeros valores de "UCL" y "LCL".

Después de establecidos los primeros valores de "UCL" y "LCL" el treceavo valor (YT) es calculado construyendo la línea de regresión de mínimos cuadrados haciendo uso de los once puntos de la tendencia (YT), desde los datos puntuales 2 al 12, y el treceavo valor de (Y) como se muestra en la figura 42. Debe notarse que el primer valor de (Y) ha sido ahora eliminado del proceso de cálculo pero aún es guardado como el primer dato puntual de la tendencia (YT).

Los catorce valores de (Y), junto con los valores de la tendencia (YT) y el primer valor de "UCL" y "LCL", son mostrados en la figura 42_

Se presenta una alerta preventiva cuando el valor de (Y) y el valor de (YT) sobrepasan el "UCL" en un período de tiempo (generalmente un mes).

Se presenta una alerta cuando tanto el valor de (Y) como el valor de la tendencia (YT) sobrepasan el "UCL" en dos puntos de datos consecutivos (dos meses). Cuando esto ocurre, el "UCL" y el "LCL" se vuelven a calcular en el siguiente punto de datos (mes) empleando los valores de $(YQ \pm 2 \cdot Syx)$ calculados en los puntos de datos (mes) donde se presenta el alerta. Se observa que los valores de $(YQ \pm 2 \cdot Syx)$ se calculan en cada punto, pero se emplean para actualizar el "UCL" y "LCL" en el próximo punto de datos, únicamente cuando se presenta un alerta o una mejora.

Se presenta una mejora cuando tanto el valor de (Y) como el valor de la tendencia (YT) se encuentran por debajo del "LCL" para dos puntos de datos consecutivos; en aquel momento, el "UCL" y "LCL" se revisan en el próximo punto de datos (mes) empleando los valores de $(YQ \pm 2 \cdot Syx)$ calculados en el punto de datos en que se presenta la mejora.

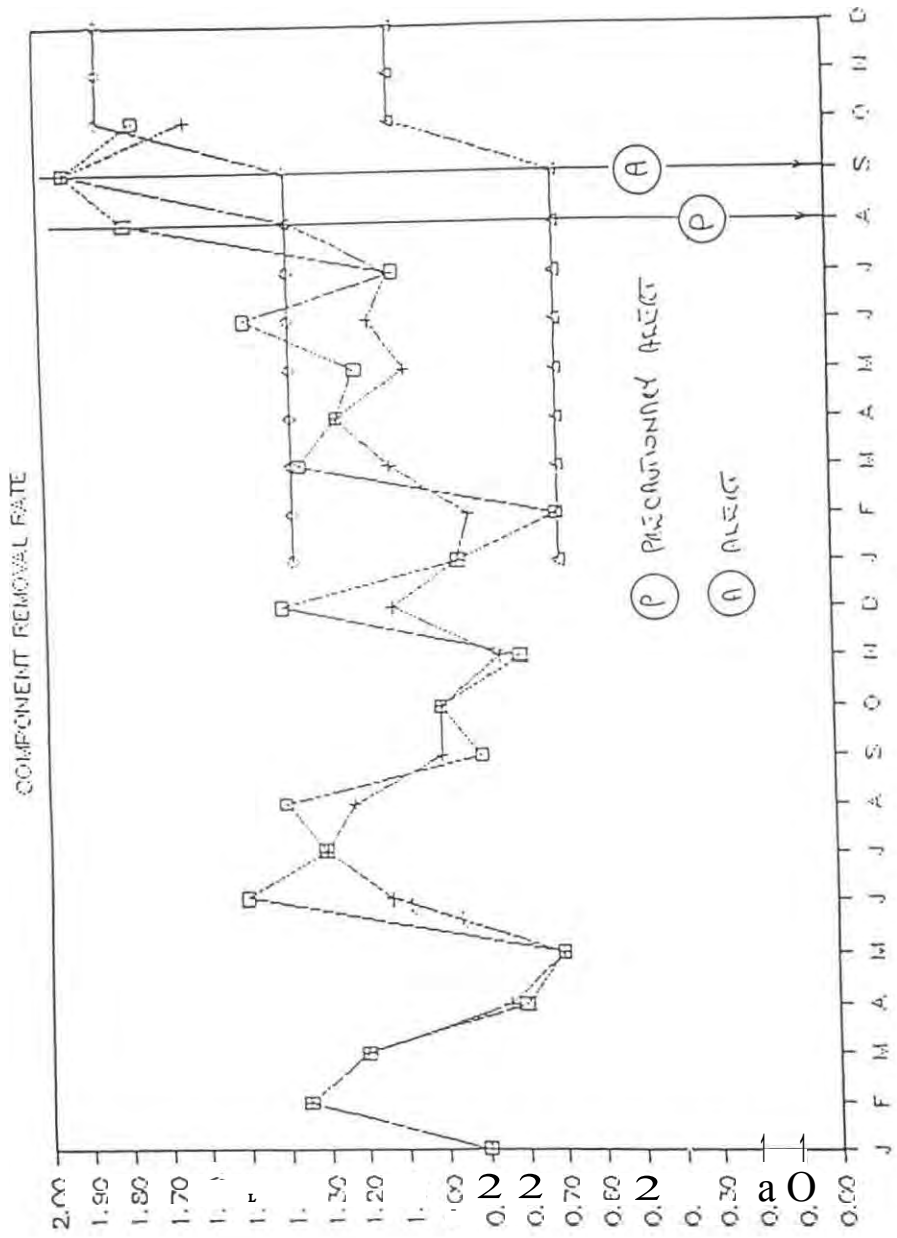
El algoritmo matemático del modelo alternativo, tiene una característica adicional, que permite que el "UCL" disminuya después de 12 meses si no se ha presentado ninguna alerta en ese período. Los valores revisados del "UCL" y "LCL" se basan en los calculados más recientemente.

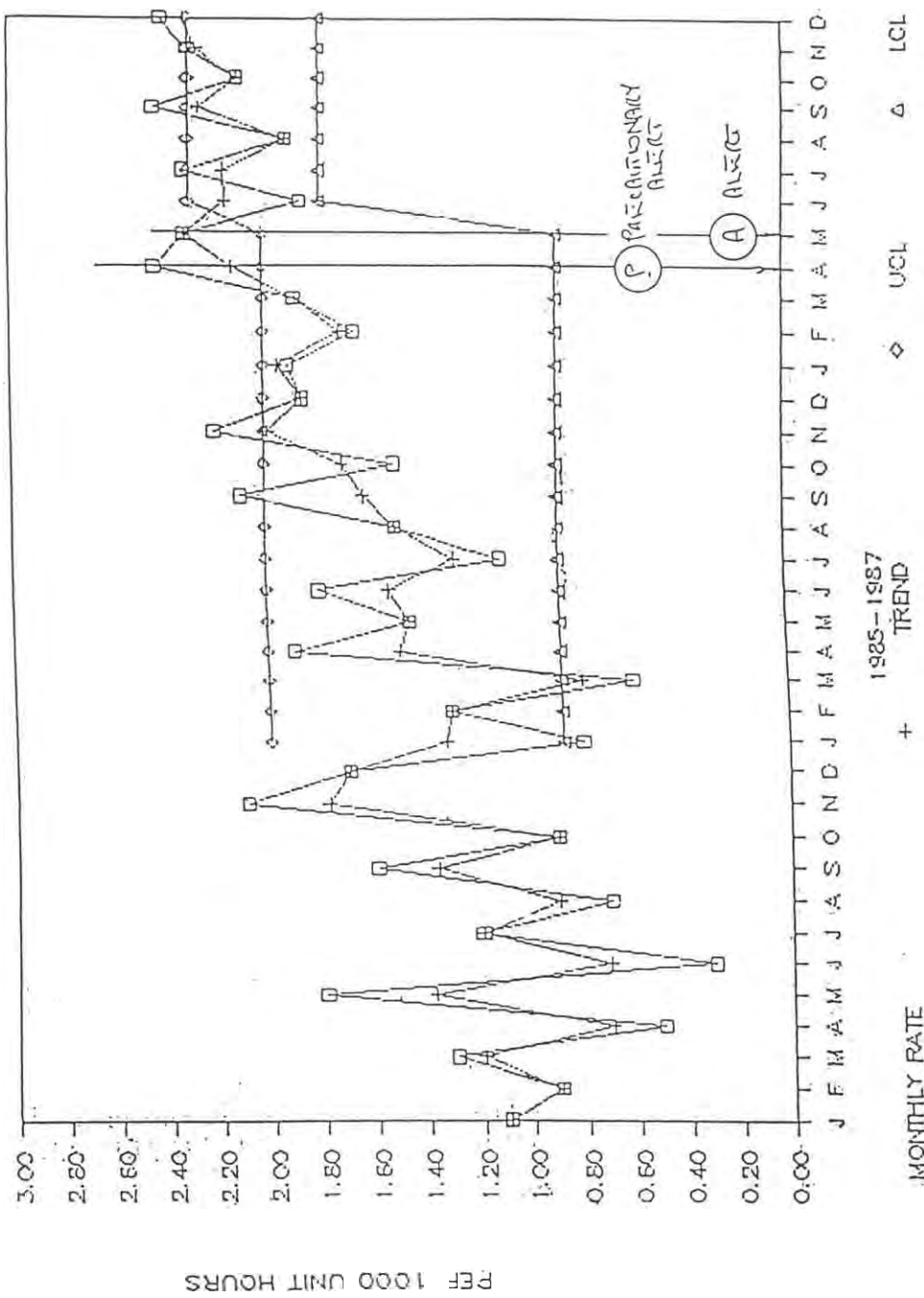
3.2.1.4 APLICACION DE UN MODELO ALTERNATIVO

Los cuatro ejemplos que se aplicaron al modelo típico en la sección 3.2.1.2, son ahora aplicados al modelo alternativo desarrollado en la sección 3.2.1.3.

En la figura 43, el índice mensual y la tendencia exceden el UCL en Agosto de 1986, dando como resultado un alerta preventiva. Ambos índices exceden el UCL en Setiembre de 1986, causando un alerta y la revisión del UCL y LCL en Octubre de 1986. En la figura 37, también proporciona alertas en los mismos períodos de tiempo, pero el alerta en Octubre de 1986 es probablemente innecesario.

En la figura 44, el índice mensual y de la tendencia exceden el UCL en Abril de 1987 resultando en un alerta preventiva. Ambos índices exceden el UCL en Mayo de 1987, causando un alerta y la revisión del UCL y LCL en Junio de 1987. En la figura 39, el modelo típico falla en proporcionar una alerta para este grupo de datos, el cual presenta un tendencia de franco deterioro.





En la figura 45, se puede observar lo siguiente:

- 1) En Diciembre de 1986, no se produjeron alertas o mejoras en los 12 meses anteriores. En este punto se realiza una comparación del **UCL** anterior con el calculado en Enero de 1986, siendo el último menor, por lo tanto, el **UCL** y **LCL** disminuye en Enero de 1987.
- 2) Los índices mensuales y la tendencia estaban por debajo del **LCL** en Enero y Febrero de 1987, resultando una mejora en Febrero de 1987 y bajando el **UCL** y **LCL** en Marzo de 1987.
- 3) Los índices mensuales y la tendencia estaban por debajo del **LCL** en Diciembre de 1987 y Enero de 1988, resultando una mejora en Enero de 1988 y bajando el **UCL** y **LCL** en Febrero de 1988.
- 4) Los índices mensuales y la tendencia estaban por debajo del **LCL** en Febrero y Marzo de 1988, resultando una mejora en Marzo de 1988 y bajando nuevamente el **UCL** y **LCL** en el siguiente mes.
- 5) Los índices mensuales y la tendencia excedieron el **UCL** en Julio de 1988, resultando una alerta preventiva.
Ambos índices excedieron el **UCL** en Agosto de 1988, resultando en un alerta y ocasionando un incremento del **UCL** en Setiembre de 1988. Debido a la gran dispersión de los datos en los últimos 12 meses, es reducido el valor del **LCL** en Setiembre de 1988..
- 6) En la figura 40, el modelo típico falla al proporcionar un alerta durante el período de deterioro de Abril a Setiembre de 1988

3.2.2 MONITOREO DE LA TOTALIDAD DE LA TURBINA

El **monitoreo** de la totalidad de la turbina se determina definiendo los parámetros de **confiabilidad** que se van a utilizar.

3.2.2.1 INDICE DE DEMORAS Y/O CANCELACIONES

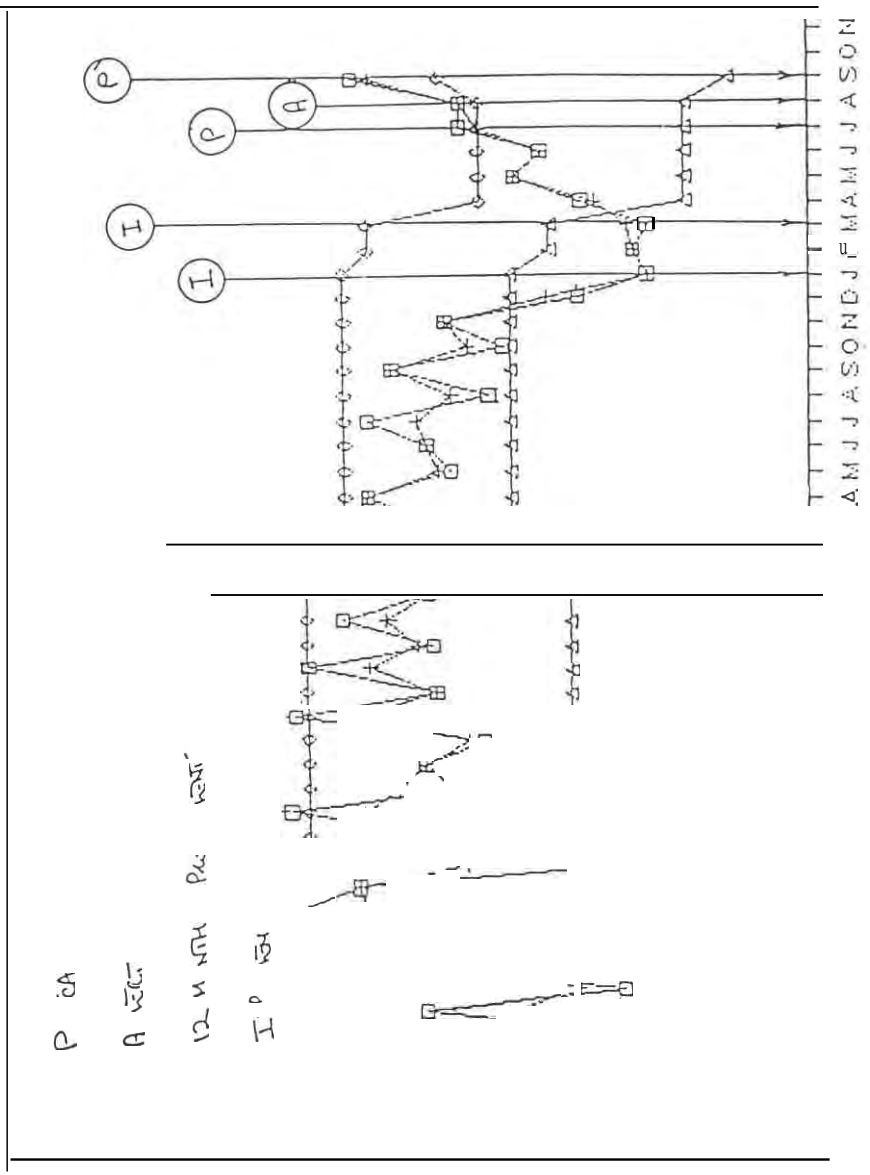
El primer parámetro de **confiabilidad** es el Índice de Demoras y/o Cancelaciones por cada 100 Salidas Efectivas.

2.

REMOVALS P 10.00 UNIT

c1 cal

P 0A
A 000
12 11 10H P00
I 0 00H



1955-1968
+ TREND

0 0 E

UCL A LCL

UCL

Las Demoras y/o Cancelaciones son eventos que provocan una interrupción técnica en la programación de vuelo de una aeronave, excluyendo las demoras de 15 minutos o menos.

Solo un evento de Demora y/o Cancelación debido a falla mecánica por vuelo debe ser contabilizado en el Índice, prescindiendo de los vuelos o segmentos de vuelo posteriores demorados o cancelados. La necesidad de estas precauciones demuestra la incapacidad de este Índice de ser usado como única medida de la **confiabilidad** de la Totalidad de la Turbina y la necesidad de un Reporte adicional.

Solamente las salidas efectivas son considerados en este Índice. Los vuelos "Ferry", entrenamiento o de prueba, no son incluidos. El Índice está basado en 100 salidas efectivas, entendiéndose por una salida efectiva la salida y el retorno a la base principal de operación (sin considerar los vuelos intermedios). Para calcular el Índice de Demoras y/o Cancelaciones todos los eventos deben ser agrupados en solo total sin considerar el Código ATA, multiplicando el número de eventos en un mes por 100 salidas efectivas, todo dividido entre el número de salidas efectivas realizado por la flota de aeronaves en el mes.

3.2.2.2 INDICE DE REPORTES DE PILOTO

El segundo parámetro de **confiabilidad** es el Índice de Reportes de Piloto por 100 ciclos.

Los Reportes de Pilotos son definidos como aquellas indicaciones hechas por las Tripulaciones Técnicas (Pilotos) en el Informe Técnico de Vuelo (ITV) como consecuencia de una falla o sospecha de falla en un sistema del avión, estructura o motor, para nuestro caso del motor en su totalidad.

Como en el caso anterior, para calcular el Índice de Reportes de Pilotos, todos los reportes referente a motor deben ser agrupados en un solo total sin distinción del Código ATA; multiplicando el número de reportes ocurridos en el mes por 100 ciclos (aterrizajes) u horas, todo dividido entre el número de ciclos u horas realizados por la flota de aeronaves en el mes.

3.2.2.3 INDICE DE CORTES DE MOTOR EN VUELO

El tercer parámetro de **confiabilidad** es el Índice de Cortes de Motor en Vuelo por 1,000 ciclos u horas de motor.

Un evento de Corte de Motor en Vuelo se define como la paralización de la operación de un motor por alguna razón que no sea entrenamiento o un procedimiento normal de operación normal del avión en vuelo.

Para calcular este Índice, se multiplica el número de eventos Corte de Motor en Vuelo ocurridos en el mes por 1,000 ciclos (aterrizajes) u horas; todo dividido entre el número de ciclos u horas realizados por los motores en el mes (esto se calcula multiplicando el número ciclos u horas de la flota de aeronaves en el mes por el número de motores instalados).

3.2.2.4 INDICE DE REMOCIONES NO PROGRAMADAS

El cuarto parámetro de **confiabilidad** es el Índice de Remociones No Programadas por 1,000 ciclos u horas de motor.

Las Remociones No Programadas están definidas como el total de las remociones de motor excluyendo las remociones por conveniencia, mantenimiento preventivo y remociones programadas.

Para calcular este Índice se multiplica el número de Remociones No Programadas en el mes por 1,000 ciclos u horas, todo dividido entre el número de ciclos u horas realizados por los motor en el mes (esto se calcula multiplicando el número ciclos u horas de la flota de aeronaves en el mes por el número de motores instalados).

En la referencia bibliográfica 14 se pueden encontrar ejemplos de cálculo de Índices de **Confiabilidad**.

3.2.3 MONITOREO DE LOS SISTEMAS DE LA TURBINA

Los sistemas de motor, están definidos según el sistema ATA 100 que cubren los capítulos 71 al 80.

El **monitoreo** de los sistemas de la turbina se determina definiendo los parámetros de **confiabilidad** que se van a utilizar.

3.2.3.1 INDICE DE DEMORAS Y/O CANCELACIONES

El primer parámetro de **confiabilidad** es el Índice de Demoras y/o Cancelaciones por 100 salidas efectivas, se define de manera similar al realizado en la Sección anterior. La diferencia en este caso es que las Demoras y/o cancelaciones son categorizadas mediante el código ATA 100, usando el capítulo y sub capítulo de la causa que origina el evento en lugar del efecto; por lo que los análisis de **confiabilidad** se enfocan en los sistemas que fallan en lugar del sistema donde se produjo la falla. En la mayoría de los casos, sin embargo, ambos causa y efecto corresponden al mismo ATA.

Para el cálculo de este Índice, los eventos deben ser agrupados solo por ATA (sistema), descartando los sub capítulos. Con esta

consideración se puede aplicar la misma modalidad de cálculo descrita en la sección anterior.

3.2.3.2 INDICE DE REPORTES DE PILOTOS

El segundo parámetro de **confiabilidad** es Reportes de Pilotos por 100 ciclos u horas, definido de manera similar que en la sección anterior, excepto que solo se aplicarán a las **ATAs** (sistemas) 71 al 80.

Para el cálculo de este Índice, los eventos deben ser agrupados solo por ATA (sistema). Con esta consideración se puede aplicar la misma modalidad de cálculo descrita en la sección anterior.

3.2.4 ANALISIS DE LOS DATOS DE CONFIABILIDAD

El análisis debe ser realizado cada vez que una situación de "Alerta" se produce, como resultado del sistema de Alertas anteriormente definido, en cada uno de los parámetros de **confiabilidad** involucrados.

De los resultados de las evaluaciones e investigaciones técnicas realizadas, deben tomarse acciones correctivas (modificaciones, aplicación de Boletines de Servicio, Ordenes de Trabajo, inspecciones especiales, estándares técnicos, etc.) orientadas a revertir las Tendencias al deterioro del motor y sus sistemas en un tiempo prudencial.

3.2.4.1 DEMORAS Y/O CANCELACIONES

El proceso analítico debe considerar los siguientes factores según sea aplicable:

La concentración de eventos en sub capítulos del código ATA probablemente es un indicativo de problemas con específicos sub sistemas o grupos de componentes.

La concentración de eventos que involucran a unos aviones específicos, posiblemente indiquen problemas que no afecten a toda la flota pero es necesario mejorar las técnicas de diagnóstico de los sistemas.

La concentración de eventos que involucran a específicas sub flotas, posiblemente indiquen problemas peculiares a esas sub flotas.

Reportes abiertos o estudios técnicos recientemente completados referente a un sistema ATA afectado.

Una revisión del reporte mensual de componentes que provocan Demora y/o Cancelación para determinar que componentes de un sistema ATA específico producen mayor cantidad de eventos Demora y/o Cancelación.

Se debe considerar el efecto de las influencias temporales.

Reportes de pilotos abiertos o estudios técnicos recientemente completados referente al mismo sistema ATA afectado.

Una revisión de los Boletines de Servicio no aplicados o desechados.

Una revisión de los procedimientos operacionales correspondientes al sistema ATA.

Un examen de la eficacia del Programa de Mantenimiento relativo al sistema ATA.

La comparación del Índice de Demoras y/o Cancelaciones y de Reportes de Pilotos para el mismo sistema ATA abarcando un período de los últimos doce meses para evitar influencias temporales. La comparación de estos dos parámetros principales pueden proporcionar una guía adicional e información referente al deterioro de la **Confiability** del Despacho basado en la suposición de que la mayoría de las Demoras y/o Cancelaciones ocurren como resultado de los Reportes de los Pilotos.

Por lo tanto, se podría concluir que las Demoras y/o Cancelaciones pueden ser considerados como una parte de los Reportes de Piloto para un ATA específico o la totalidad del motor, y de esta suposición se pueden formular las siguientes posibles conclusiones y estrategias:

- La proporción de las Demoras y/o Cancelaciones a Reportes de Piloto representa la probabilidad condicional de que para una Demora y/o Cancelación dada ocurra una falla o sospecha de falla del sistema (Reporte del Piloto).
- El coeficiente de correlación "R" indica si las Demoras y/o Cancelaciones están directa o indirectamente relacionadas con los Reportes de Piloto y el grado al cual esta tendencia predomina. Un valor de Correlación negativo (inverso) o positivo bajo (directo) probablemente indique que las Demoras y/o Cancelaciones no están directamente influenciadas por los Reportes de Piloto y que probablemente la **Confiability** del Despacho no mejorará si intentamos mejorar la **confiability** de los sistemas. También se puede deducir de los valores de correlación negativo o positivo bajo que factores no relacionados a los

mecánicos o probablemente operacionales influyen grandemente en la **Confiabilidad** del Despacho y que muy poco beneficio puede conseguirse de las modificaciones a los sistemas o componentes para la mejora de la **confiabilidad**. Dependiendo del valor del Coeficiente de Determinación "R2", un alto valor de "R" puede indicar la conveniencia de intentar una mejora de la **Confiabilidad** del Despacho realizando una mejora de los sistemas o componentes.

- El Coeficiente de Determinación "R2" indica el grado al cual las Demoras y/o Cancelaciones son influenciadas por los Reportes de Piloto. Altos valores de "R2" conjuntamente con valores positivos de "R", indican la conveniencia de buscar acciones correctivas directamente dirigidas a mejorar la **confiabilidad** de los sistemas o componentes, aunque en la práctica esta particular combinación cualitativa de los valores de "R2" y "R" es poco común. Altos valores de "R2" (con valores negativos de "R") y bajos valores de "R2" (sin considerar el valor de "R") sugiere que el gasto de recursos para mejorar la **confiabilidad** mecánica con intención de mejorar la **Confiabilidad** del Despacho no alcanzaría las metas deseadas. Sin embargo, no debe ignorarse los beneficios económicos al mejorar la **confiabilidad** mecánica.

La relación entre el Coeficiente de Correlación (R) y el Coeficiente de Determinación (R2) pueden ser revisados en la referencia bibliográfica 15.

3.2.4.2 REPORTES DE PILOTO

El proceso analítico debe considerar los siguientes factores según sea aplicable:

La concentración de Reportes de Piloto en sub capítulos del código ATA probablemente es un indicativo de problemas con específicos sub sistemas o grupos de componentes.

La concentración de Reportes de Piloto que involucra a una aeronave específica, posiblemente indiquen problemas que no afectan a toda la flota pero es necesario mejorar las técnicas de diagnóstico de los sistemas.

La concentración de Reportes de piloto que involucran a específicas sub flotas, posiblemente indiquen problemas peculiares a esas sub flotas.

Reportes abiertos o estudios técnicos recientemente completados referente a componentes en el sistema ATA afectado.

Se debe considerar la posibilidad de las influencias temporales.

Reportes de Piloto abiertos o estudios técnicos recientemente completados basados en Demoras y/o cancelaciones referentes al mismo sistema ATA afectado.

Una revisión a los Boletines de Servicio no aplicados o desechados.,

Una revisión a los procedimientos operacionales correspondientes al sistema ATA.

Una evaluación de la eficiencia del Programa de Mantenimiento relativo al sistema ATA.

3.2.4.3 CORTES DE MOTOR EN VUELO

El proceso analítico debe considerar los siguientes factores según sea aplicable:

Causas y acciones correctivas de Remoción de Motor No Programado conjuntamente con los descubrimientos en los recientes estudios relativos a Remoción de Motor No Programado.

Reportes de Piloto abiertos o estudios técnicos recientemente completados basados en Reportes de Piloto para los sistemas ATA del 71 al 80.

Una evaluación de las ingestiones de cuerpos extraños (FOD) y sus posibles correlaciones posteriores a Cortes de Motor en Vuelo.

La concentración de Cortes de Motor en Vuelo relativos a modelos específicos de motor.

La tendencia de que los Cortes de Motor en Vuelo ocurran en una posición particular o en un tipo de aeronave.

La situación del cumplimiento de Boletines de Servicio de modificaciones relacionados con los motores que sufrieron Cortes en Vuelo.

El tiempo desde reparación mayor (Overhaul), menor, reemplazo de módulos o grupos de módulos de los motores involucrados en los Cortes de Motor en Vuelo

El tiempo desde que se cumplió la tarea rutinaria mayor perteneciente a los motores involucrados en Cortes en Vuelo.

La consideración de causas de múltiples Cortes de Motor en vuelo (no relacionados al motor) como: clima, ángulo de ataque, descontrol del combustible, ingestión de aves, etc.

La revisión de los datos de **monitoreo** de motor por condición (ECTM) antes de que ocurra el Corte de Motor en Vuelo.

La evaluación del actual Programa de Mantenimiento para el motor.

Una evaluación de los procedimientos operacionales correspondientes al motor.

3.2.4.4 REMOCION DE MOTOR NO PROGRAMADA

El proceso analítico debe de considerar los siguientes factores según sea aplicable:

Causas y acciones correctivas de Cortes de Motor en Vuelo conjuntamente con los descubrimientos en los recientes estudios relativos a Cortes de Motor en Vuelo.

Reportes de Piloto abiertos o estudios técnicos recientemente completados basados en Reportes de Piloto para los sistemas ATA del 71 al 80.

Reportes abiertos o estudios técnicos recientemente completados referente a componentes en los sistemas ATA del 71 al 80.

Una evaluación de las **ingestiones** de cuerpos extraños (FOD) y sus posibles correlaciones posteriores a Remociones de Motor No Programadas.

La concentración de Remociones de Motor No Programados relativos a modelos específicos de motor.

La concentración de Remociones de Motor No Programados relativos a números de serie específicos de motor.

La concentración de Remociones de Motor No Programadas relativos a sub flotas específicas.

La tendencia de que las Remociones de Motor No Programadas ocurran en una posición particular o en un tipo de aeronave.

La situación del cumplimiento de Boletines de Servicio de modificaciones relacionados con los motores que sufrieron Remociones de Motor No Programadas.

El tiempo desde reparación mayor (**Overhaul**), menor, reemplazo de módulos o grupos de módulos de los motores involucrados en los Remoción de Motor No Programada.

El tiempo desde que se cumplió la tarea rutinaria mayor perteneciente a los motores involucrados en Remoción de Motor No Programada.

La revisión de los datos de **monitoreo** de motor por condición (**ECTM**) antes de que ocurra la Remoción de Motor No Programada.

La revisión de las remociones de motor por falla no confirmada para poder determinar un adecuado descarte de falla y adecuadas técnicas en el **monitoreo** de motor por condición (**ECTM**).

La evaluación del actual Programa de Mantenimiento para el motor.

Una evaluación de los procedimientos operacionales correspondientes al motor.

Contrastar el Índice de Demoras y/o Cancelaciones para los sistemas ATA del 71 al 80 con el Índice de Remociones de Motor No Programadas, aplicando la técnica de correlación presentada anteriormente.

CAPITULO 4

REQUERIMIENTOS DE SERVICIOS, MATERIALES Y EQUIPOS

Para lograr incrementar los tiempos entre reparaciones mayores y/o una categoría de mantenimiento por condición es necesario tomar ciertos servicios de terceros o adquirir materiales y equipos con los cuales se pueda realizar las pruebas y verificaciones que garanticen la categoría por condición.

4.1 SERVICIOS

Los servicios que se van a necesitar son los relativos a las inspecciones boroscópicas, los análisis espectométricos y análisis vibracional.

De estas tres pruebas el servicio del análisis espectométrico debería ser tomada por el operador teniendo en cuenta el elevado costo de adquisición del equipo, la necesidad de implementar un laboratorio y el relativo bajo costo del servicio. En nuestro medio, el laboratorio químico del Servicio de Mantenimiento de la FAP (SEMAN) brinda este servicio a bajo costo y con un buen estándar.

Para las otras dos inspecciones se pueden contratar diferentes compañías que ofrecen estos servicios a costos razonables o adquirir los equipos.

4.2 EQUIPOS

De la sección anterior, podemos deducir que algunos de los servicios necesarios para cumplir con las inspecciones requeridas para esta modalidad por condición, pueden ser adquiridos a discreción del operador.

4.2.1 ANALIZADOR VIBRACIONAL

Para realizar análisis vibracional es posible la adquisición de un analizador-balanceador como alternativa a tomar el servicio.

En el mercado existen diferentes marcas, modelos y precios de analizadores, los cuales varían desde los muy elementales como el equipo usado por el programa MORE cuya especificación es Spectrum Analyzer Model 192A del fabricante Chadwick-Helmuth Company Inc., a más complejos como el Analizador-Balanceador Microlog CMVA 55-SKF con un software de administración de datos PRISM (CMMS10).

4.2.2 BOROSCOPO

De manera similar, para realizar análisis boroscópico es posible la adquisición de un equipo como alternativa a tomar el servicio.

En el mercado existen diferentes marcas, modelos y precios de boroscopos, con diferentes accesorios desde los más simples de inspección ocular directa, pasando por los que pueden registrar fotos de las observaciones internas de la turbina, hasta las que pueden registrar audio y video de las inspecciones.

4.2.3 MONITOREO DE LA TENDENCIA

En el caso de **monitoreo** de la tendencia usando el software de **P&WC ECTM System IV**, se requiere que el operador solicite el entrenamiento al fabricante **Pratt & Whitney Canadá**, el cual lo ofrece en forma gratuita conjuntamente con el software.

Una vez recibido este entrenamiento solo es necesario instalar el software en una PC y iniciar la vigilancia diaria.

CAPITULO 5

EVALUACION ECONOMICA

5.1 INFLUENCIA DE LA CONFIABILIDAD DEL MOTOR EN LA RENTABILIDAD ECONOMICA DE OPERACION

Vamos a analizar la influencia de la confiabilidad en el costo de operación. El costo de operación del motor (Co), se determina por los gastos en la amortización (Ga), gastos en el mantenimiento (Gm) y gastos en el cambio de motor del avión (Gcm).

$$Co = Ga + Gm + Gcm$$

Los gastos en la amortización incluyen los gastos en la renovación y en la reparación mayor del motor, y los gastos en el mantenimiento incluyen a los gastos en el mantenimiento programado y en la reparación corriente, debido a la aparición de fallas, eliminados en la operación.

5.2 INFLUENCIA DE LA CONFIABILIDAD DEL MOTOR EN LOS GASTOS DE AMORTIZACION

Los gastos de amortización del motor sin tener en cuenta su confiabilidad se determinan por la fórmula:

$$Ga = (Cmn / Tv) + ((Nrm) \cdot (Coh / Tv))$$

Donde:

Cmn : Precio de un motor nuevo en dólares.

Tv: Tiempo de vida del motor en horas.

Nrm: Número designado de reparaciones mayores del motor durante la operación en el tiempo de vida.

Coh: Precio de cada reparación mayor del motor en dólares.

Si analizamos el sentido físico de la influencia de la **confiabilidad** del motor en los gastos de su amortización; entonces podemos llegar a la conclusión que para un tiempo de vida, un precio de motor y un precio de reparaciones constantes, estos gastos van a variar básicamente solo debido a los gastos adicionales, relacionados con las reparaciones mayores de los motores cambiados antes de tiempo, cuyo número a su vez depende de la frecuencia de las bajadas antes de tiempo, es decir; de un indicador parcial de la **confiabilidad** T_{ba} .

La fórmula para la determinación de los gastos de amortización considerando la **confiabilidad** podemos escribirlo de la siguiente forma:

$$G_a = (C_{mn} / T_v) + ((N_{rm}) \cdot (C_{oh} / T_v)) + G_{ad}$$

Donde:

G_{ad}: Gastos adicionales (debido al desmontaje prematuro) de la reparación mayor del motor por hora de funcionamiento en dólares/hora.

Los gastos adicionales se determinan según la fórmula:

$$G_{ad} = N_{mat} (C_{oh} / T_{om})$$

Donde:

- Nmat:** Cantidad de motores desmontados antes de tiempo que le corresponde a un motor que está operando.
- Tom:** Tiempo operacional medio, que le corresponde a un motor en operación en horas.

Los valores de **Nmat** y de **Tom** se determinan según las fórmulas:

$$Nmat = Tot / (N \cdot Tba)$$

$$Tom = Tot / N$$

Donde:

Tot : Tiempo operacional total de los motores en operación en horas.

N Cantidad total de motores en operación.

Todos los valores de **Nmat**, **N**, **Tot**, **Tba** y **Tom**, deben ser tomados para un mismo período de tiempo (por ejemplo un año). En base a esto:

$$Gad = (Tot \cdot Coh) / (N \cdot Tba \cdot (Tot / N))$$

$$Gad = Coh / Tba$$

De esta manera, los gastos en la amortización del motor tomando en cuenta su confiabilidad se pueden expresar de la siguiente manera:

$$Ga = (Cmn/Tom) + ((Nrm) \cdot (Coh / Tv) + (Coh / Tba))$$

$$Ga = (Cmn/Tom) + ((Coh) \cdot ((Nrm / Tv) + (1 / Tba)))$$

Determinamos los gastos adicionales de la reparación mayor de los motores desmontados prematuramente para una confiabilidad real (R) y normada (N):

$$Gad_R = Coh / Tba_R \quad ; \quad Gad_N = Coh / Tba_N$$

Entonces:

$$Cga = Gad_R / Gad_N = 1 / lcd$$

$$lcd = Tba_R / Tba_N$$

Donde:

Cga	Coficiente de gastos adicionales de la reparación mayor del motor.
lcd	: Indicador de la confiabilidad debido al desmontaje anticipado.
Tba _R :	Valor real del indicador de la confiabilidad del motor debido al desmontaje anticipado.
Tba _N :	Valor normado del indicador de la confiabilidad del motor debido al desmontaje anticipado.

Durante esto, cuanto más alto es el Indicador lcd , es decir, cuanto mayor es la capacidad de trabajar el tiempo de vida establecido del motor, menor será Gga y, por consiguiente, menores serán los gastos específicos en su reparación mayor. Por lo tanto:

$$Gad_R = Cga \quad Gad_N$$

De esta manera, la fórmula según la cual se puede determinar los gastos totales reales en la amortización del motor en función de su confiabilidad tendrá el aspecto:

$$Ga = (Cmn / Tv) + Nrm (Coh / Tv) + (Gad_N / lcd)$$

0

$$Ga = (Cmn / Tv) + Nrm (Coh / Tv) + (Cga \cdot Gad_N)$$

$lcd = 1$, cuando el indicador de la confiabilidad real debido al desmontaje anticipado es igual al normado.

La fórmula de los gatos totales reales en la amortización del motor después de las transformaciones se puede expresar de la forma:

$$Ga = Cmn / Tv + (Coh (Tp + Tba) / (TBO - Tba))$$

De esta fórmula se deduce que el número promedio de reparaciones mayores en el momento de la expiración del tiempo de vida del motor, tomando en cuenta su confiabilidad se determina por la expresión:

$$Nprm = Tv \cdot ((TBO + Tba) / (TBO - Tba))$$

Por consiguiente, el tiempo de vida promedio entre reparaciones mayores, trabajado por el motor considerando su confiabilidad, se determina por la fórmula :

$$Tpr = ((TBO - Tba) / (TBO + Tba))$$

Si determinamos el tiempo de vida promedio entre reparaciones mayores, trabajado por el motor, para una confiabilidad real y normada, tenemos:

$$Tpr_R = ((TBO - Tba_R) / (TBO + Tba_R))$$

$$Tpr_N = ((TBO - Tba_N) / (TBO + Tba_N))$$

Entonces, la solución conjunta de estas ecuaciones nos permite obtener un valor relativo del tiempo de vida promedio entre reparaciones mayores, que lo denominaremos coeficiente de tiempo de vida trabajado por el motor:

$$C_{tv} = ((TBO + Tba_N) / (TBO + Tba_R)).(Tba_R / Tba_N)$$

Cuanto mayor es el tiempo de vida trabajado por el motor (menor que 1), mayor será su capacidad de terminar el tiempo de vida asignado.

La magnitud inversa al coeficiente del tiempo de vida trabajado por el motor, es una magnitud relativa del número medio de reparaciones mayores, que lo llamaremos coeficiente de frecuencia de reparaciones mayores del motor:

$$C_{fr} = ((TBO + Tba_R) / (TBO + Tba_N)).(Tba_N / Tba_R)$$

$$C_{fr} = Nmr_R / Nmr_N = 1 / C_{tv}$$

Donde:

Nmr_R : Número medio de reparaciones mayores del motor al finalizar el tiempo de vida asignado para una confiabilidad real.

Nmr_N : Número medio de reparaciones mayores del motor al finalizar el tiempo de vida asignado para una confiabilidad normada.

Cuanto menor es el valor del coeficiente de frecuencia de la reparación mayor, menor será la capacidad de cumplir el tiempo de vida del motor.

En la Tabla que se indica a continuación se muestran los gastos en la amortización del motor PT6A-28, tomando en cuenta su confiabilidad.

Los gastos están calculados para unos valores condicionales del tiempo de vida de los motores, de los precios de compra y reparación y para un valor normado $T_{ba_N} = 8,000$. En esta misma tabla se muestran los valores del coeficiente de los gastos adicionales en la reparación mayor de los motores desmontados antes de tiempo C_{ga} .

TV hrs	BO hrs	N	Cmn \$ mes	Coh \$ mios	Cm v \$ r	\$/hr Coh Nrm Tv	adN \$ r	C	Oga	Oa R	GASTOS EN LA ADMINISTRACION DE UN SOLO MOTOR \$/hr					
											Sin Confiabilidad		Confiabilidad Real		Confiabilidad Normada	
											Total	Mayor	Total	Mayor	Total	Mayor
20000	3500	8	380	0	2375	42667	2000	1025	065	2307	45042	42667	57349	54974	65042	0

En la siguiente tabla, se muestran los valores del tiempo de vida trabajado por el motor PT6A-28. En la tabla se muestran también los valores del número medio de reparaciones mayores y del coeficiente de frecuencia de reparaciones mayores de los motores.

Tv	TBO	Nrm	Tba _K	Tba _N	Nmr _K	Nmr _N	Cfr	Tpr _K	Tpr _N	Ctv
30,000	3,500	8	13,000	8,000	10.879	12.321	0,883	2,757.576	2,434.783	1.132

En conclusión señalaremos, que como el indicador relativo de confiabilidad debido al desmontaje prematuro caracteriza la capacidad del motor de trabajar su tiempo de vida establecido entre reparaciones mayores, entonces el indicador I_{cd} es conveniente denominarlo "criterio de capacidad de cumplimiento del tiempo de vida del motor.

5.3 INFLUENCIA DE LA CONFIABILIDAD DEL MOTOR EN EL COSTO DE MANTENIMIENTO

Como se indicó anteriormente los gastos en el mantenimiento del motor se compone de los gastos de las inspecciones programadas y de los gastos adicionales relacionados con las fallas que se eliminan durante la operación. El análisis de la influencia de la confiabilidad del motor en los gastos de mantenimiento muestran que la confiabilidad ejerce influencia básicamente en los gastos de la reparación que están ligados a la eliminación de los defectos de fábrica y de las fallas directamente en el avión. Por consiguiente, los gastos adicionales en este tipo de reparación dependen de la frecuencia de la aparición de las fallas, eliminadas durante el mantenimiento (F_{af}) y se determinan por el indicador particular de la confiabilidad del motor (I_{pc}).

Los gastos de mantenimiento programado del motor básicamente incluyen inspecciones visuales y chequeos, los cuales dependen poco de la frecuencia de aparición de estos defectos. De esta manera, los gastos de mantenimiento del motor tomando en cuenta su **confiabilidad** se pueden expresar de la siguiente forma:

$$G_m = C_{mp} + G_{ar}$$

Donde:

C_{mp}: Costo de mantenimiento programado, relacionado a una hora de funcionamiento de motor en dólares por hora.

G_{ar}: Gastos adicionales de reparación del motor relacionado a una hora de su trabajo en dólares por hora.

Los gastos adicionales de la reparación del motor debido a las fallas eliminadas en la operación, al igual que los gastos adicionales en la reparación mayor se pueden determinar según la fórmula:

$$G_{ar} = N_f \cdot (C_{mr} / T_{om})$$

$$G_{ar} = (T_{ot} \cdot C_{mr} \cdot N) / (I_{pc} \cdot N \cdot T_{ot})$$

$$G_{ar} = C_{mr} / I_{pc}$$

Donde:

N_f: Cantidad de fallas que corresponden a un motor en operación.

T_{om}: Tiempo operacional medio que corresponde a un motor en operación en horas.

C_{mr}: Costo medio de una reparación del motor en dólares.

Determinaremos los gastos adicionales en la reparación del motor para una **confiabilidad** real y normada, suponiendo que el costo de cada reparación en ambos casos es el mismo.

$$\text{Gra}_R = \text{Cmr} / \text{lpc}_R$$

$$\text{Gra}_N = \text{Cmr} / \text{lpc}_N$$

Entonces:

$$\text{Cra} = \text{Gra}_R / \text{Gra}_N = 1 / \text{lrc}$$

Donde:

Cra: Coeficiente de gastos adicionales de la reparación del motor.

Cuanto mayor es el indicador relativo de la **confiabilidad** debido a las fallas eliminadas durante la operación **lrc**, es decir, cuanto mayor es la **mantenibilidad y reparabilidad** del motor, menor será **Cra** y, por consiguiente, serán menores los gastos específicos de la reparación.

Por lo tanto,

$$\text{Gra}_R = \text{Cra} \cdot \text{Gra}_N$$

En base a la fórmula expresada, según la cual se puede determinar los gastos reales totales del mantenimiento del motor en función a su **confiabilidad**, tendrá la forma:

$$\text{Gm} = \text{Cmp} + ((\text{Gra}_N) \cdot (1 / \text{lrc}))$$

ó

$$\text{Gm} = \text{Cmp} + \text{Cra} \cdot \text{Gra}_N$$

$Irc = 1$, cuando el indicador real de **confiabilidad** debido a las fallas eliminadas en la operación, es igual al normado.

En la siguiente tabla se muestran los gastos de mantenimiento de los motores Pt6A-28 tomando en cuenta la evaluación de su **confiabilidad**, para unos valores tomados condicionalmente del costo del mantenimiento programado Cmp , del costo de reparación Cmr y para un valor normado $Ipc_N = 1,250$.

Cmp	Cmr	Gra _N	Irc	Cía	Gra _R	GASTOS MANTENIMIENTO DEL MOTOR \$/hr					
						Sin Confiabilidad		Confiabilidad Real		Confiabilidad Normada	
						Total	Repar. Mayor	Total	Repar. Mayor	Total	Reparación Mayor
0.50	50.00	0.04	2.40	0.417	0.017	0.50		0.517	0.017	0.54	0.04

De manera similar al indicador relativo de la **confiabilidad** Icd , que caracteriza la capacidad de cumplimiento del tiempo de vida del motor; es conveniente llamar al indicador de **confiabilidad** Irc , criterio de **mantenibilidad** y **reparabilidad** del motor ya que los defectos que aparecen en el motor, corregidos en el avión durante la operación básicamente se deben a los errores tecnológicos o de producción.

5.4 INFLUENCIA DE LA CONFIABILIDAD DEL MOTOR EN LOS GASTOS PARA SU REEMPLAZO EN EL AVION

Los gastos por cambio de motor del avión dependerán del número de cambios de motor al momento de la expiración de su tiempo de vida

designado. Tomando en cuenta el desmontaje no previsto de los motores, la cantidad de sus cambios en el avión, respecto a lo calculado, aumenta en función al indicador particular de confiabilidad T_{ba} . Por esta razón los gastos en el reemplazo del motor en el avión tomando en cuenta su confiabilidad se pueden escribir de la siguiente forma:

$$G_{cm} = ((N_{cc}) \cdot (C_{rm} / T_v)) + G_{am}$$

Donde:

- N_{cc} Número calculado de cambios de motor durante el momento de expiración de su tiempo de vida.
- C_{rm} : Costo de un reemplazo de motor en el avión en dólares.
- T_v Tiempo de vida del motor en horas.
- G_{am} Gastos adicionales en el reemplazo del motor relacionado a una hora de trabajo en dólares por hora.

Estos gastos adicionales, como en el caso de los gastos adicionales en la reparación mayor del motor se pueden hallar según la fórmula:

$$G_{am} = C_{rm} / T_{ba}$$

Determinamos los gastos adicionales en el cambio de motor para una confiabilidad real y normada:

$$G_{am_R} = C_{rm} / T_{ba_R}$$

$$G_{am_N} = C_{rm} / T_{ba_N}$$

Entonces:

$$C_{gc} = \text{Gam}_K / \text{Gam}_N = 1 / \text{lcd}$$

Por consiguiente,

$$\text{Gam}_K = C_{gc} \cdot \text{Gam}_N$$

Donde:

C_{gc} : Coeficiente de los gastos adicionales en el cambio del motor.

De lo anterior, se deduce que $C_{gc} = C_{ga}$. De esta manera al igual que en el caso de la reparación mayor, cuanto más alto es el indicador relativo de confiabilidad respecto al cambio imprevisto del motor lcd , menor será C_{gc} , por lo tanto, menores serán los gastos específicos en su cambio. La fórmula que determina los gastos reales totales en el reemplazo del motor en función a su confiabilidad tendrá el aspecto:

$$G_{cm} = ((N_{cc}) \cdot (C_{rm} / T_v)) + (\text{Gam}_N / \text{lcd})$$

$$G_{cm} = ((N_{cc}) \cdot (C_{rm} / T_v)) + (C_{gc} \cdot \text{Gam}_N)$$

En la siguiente tabla se encuentra los gastos en el reemplazo de los motores Pt6A-28 en los aviones tomando en cuenta su confiabilidad para un tiempo de vida asignado T_v , una cantidad de los cambios N_{cc} , un costo de cambio del motor C_{rm} tomados condicionalmente y para un valor normado de $T_{ba}_N = 8,000$.

Tv	Ncc	Crn	Gcm	Gam _N	Icd	Cgc	Gam _R	GASTOS EN LOS CAMBIOS DE MOTOR		
								Sin Confiabili	Confiabili Real	Confiabili Normada
30,000	8	300	0.08	0.037	1.625	0.615	0.023	0.08	0.103	0.117

5.5 GASTOS TOTALES EN LA OPERACION DEL MOTOR TOMANDO EN CUENTA SU CONFIABILIDAD

En la siguiente tabla se encuentran los gastos totales en la operación de los motores PT6A-28, tomando en cuenta su **confiabilidad**. Los gastos están relacionados a una hora de trabajo del motor. De la tabla se ve, que los gastos reales (tomando en cuenta la **confiabilidad**), en la operación del motor sustancialmente superan a los calculados (sin considerar la **confiabilidad**). Durante esto los gastos reales para diferentes tipos de motores pueden ser tanto mayores, como menores a los gastos para una **confiabilidad** normada que se determina por la **confiabilidad** real de los motores, es decir, por sus indicadores particulares relativos de **confiabilidad**. Los gastos totales mostrados en la tabla son mínimos ya que no toman en cuenta los gastos adicionales relacionados con el importe de los motores, con el vuelo de traslado después del cambio de los motores y otros gastos adicionales.

Coeficiente de los Gastos Adicionales Relativos		Gastos Totales para la Operación de un Motor \$/hr			Diferencia de los gastos sobre los gastos sin considerar la Confiabilidad		Aumento (+) o Reducción (-) de los gastos para una Confiabilidad Real Respecto a los gastos para una Confiabilidad Normada \$/hr
En la Reparación Mayor y en el cambio del motor C_{ga}	En la Reparación Corriente del motor C_{ra}	Sin considerar la Confiabilidad	Para una confiabilidad Normada	Para una confiabilidad Real	Para una confiabilidad Normada	Para una confiabilidad Real	
0.615	0.417	45.622	65.699	57.969	20.077	12.35	-7.727

5.6 INDICADOR DE LA EFECTIVIDAD

En las secciones anteriores se ha podido comprobar que los gastos de operación del motor dependen de su **confiabilidad**. Estos gastos se determinan por el coeficiente de gastos adicionales debido a la reparación mayor del motor $C_{ga} = 1 / I_{cd}$ y por el coeficiente de los gastos adicionales en su reparación $C_{ra} = 1 / I_{rc}$.

De esta manera son dos los indicadores de la efectividad operativa del motor, es decir, la medición de los gastos materiales y de mano de obra están relacionados con su preparación al vuelo. Por lo tanto, cuanto menores son estos coeficientes, es decir, cuanto menores son los gastos en la reparación mayor y la reparación, mayor es la efectividad operacional del motor.

Para evaluar la efectividad operacional del motor es más conveniente definir un indicador, basado en estos dos indicadores particulares. Las investigaciones han demostrado, que el indicador de la efectividad operativa del motor "leo" puede ser considerado en la siguiente forma:

$$leo = 2 / ((1 / lcd) + (1 / lrc))$$

En la tabla a continuación se muestran los valores de los indicadores de la efectividad operativa de los motores PT6A-28, obtenidos según la fórmula anterior. Los indicadores mostrados de la efectividad operativa objetivamente reflejan como es que las características técnico económico de los motores influyen en su confiabilidad.

Coeficiente de los Gastos Adicionales		Indicador de la Efectividad del Motor
Referente a la Reparación Mayor del Motor	Referente a la Reparación del Motor	1.938
0.615	0.417	

5.7 EVALUACION DE LA EFECTIVIDAD DE LA OPERACION DEL MOTOR POR CONDICION

Los gastos cuando se opera el motor por condición es considerablemente menores a los gastos durante una operación con tiempos de vida fijos. La reducción de los gastos está relacionada con la

disminución del número de reparaciones mayores, de las inspecciones y de los cambios de motor en el avión debido a la variación de las reparaciones mayores planificados en las inspecciones programadas del avión durante el mantenimiento por condición.

Determinaremos los gastos de una hora de trabajo del motor para el caso de una operación con tiempos de vida fijos.

$$\text{Cof} = (\text{Cmn} / \text{Tv}) + ((\text{Nrm}).(\text{Coh} / \text{Tv})) + \text{Gad}_R + \text{Cmp} + \text{Gra}_R + ((\text{Ncc}).(\text{Crm} / \text{Tv})) + \text{Gam}_R$$

Tomando en cuenta que: $\text{Cga} = \text{Cga}$

$$\text{Cof} = (\text{Cmn} / \text{Tv}) + ((\text{Nrm}).(\text{Coh} / \text{Tv})) + ((\text{Cga}) . (\text{Gad}_N + \text{Gam}_N)) + \text{Cmp} + (\text{Cra} . \text{Gra}_N) + ((\text{Ncc}).(\text{Crm} / \text{Tv}))$$

Haciendo el mismo cálculo para el caso de una operación por condición:

$$\text{Coc} = (\text{Cmn} / \text{Tv}) + \text{Gad}_R + \text{Gra}_R + \text{Gam}_R$$

$$\text{Coc} = (\text{Cmn} / \text{Tv}) + ((\text{Cga}) (\text{Gad}_N + \text{Gam}_N)) + (\text{Cra} \text{Gra}_N)$$

Por consiguiente, la disminución de los gastos en caso de que se cambie a una operación del motor por condición para una hora de trabajo es:

$$\text{Dg} = ((\text{Nrm}).(\text{Coh} / \text{Tv})) + \text{Cmp} + ((\text{Ncc}).(\text{Crm} / \text{Tv}))$$

Tomando en cuenta que: $\text{Cmp} = \text{Nip} . (\text{Cmi} / \text{Tv})$

Donde:

Nip : Cantidad de inspecciones programadas del motor al final del tiempo de vida.

Cmi: Costo medio de una inspección del motor en dólares.

$$Dg = (1 / Tv) \cdot ((Nrm \cdot Coh) + (Nip \cdot Cmi) + (Ncc \cdot Crm))$$

En la tabla a continuación se muestran los gastos, calculados según las fórmulas anteriores para los casos de operación con tiempo de vida fijo y por condición; también la diferencia en los gastos calculados según la fórmula de disminución de gastos.

La disminución de gastos obtenidos para una misma frecuencia de desmontajes imprevistos y de fallas eliminadas durante la operación, tanto para un mantenimiento del motor con tiempo de vida fija como por condición. Esta diferencia de los gastos va a ser máxima debido a que no se toma en cuenta los gastos en la adquisición de equipos de diagnóstico y en otros gastos relacionados con la transición a la operación del motor por condición. Durante la operación del motor por condición los coeficientes **Cga** y **Cra** que determinan la efectividad operativa del motor no caracterizan los gastos adicionales en la reparación mayor y en la reparación, sino en los totales.

Gastos Durante la Operación del Motor								Disminución de los Gastos \$/hr
Con Tiempo de vida fijo \$/hr				Por Condición \$/hr				
Total	Incluyendo a			total	Incluyendo a			
	Amortización	Mantenimiento	Cambio de Motor		Amortización	Mantenimiento	Cambio de Motor	
57.969	57.349	0.517	0.103	14.722	14.682	0.017	0.023	43.25

CAPITULO 6

JUSTIFICACION SOCIAL

Todo Proyecto debe siempre tener presente efectos sociales que se lograría con su implementación, esto es importante teniendo en cuenta que el bienestar del trabajador determina también el incremento de la productividad y el desarrollo del País.

6.1 DEMANDA DE SERVICIOS

En la actual coyuntura política de nuestro País, es necesario *incentivar* el uso y demanda de servicios especializados de un alto nivel técnico, que promueva el desarrollo y competencia en el ámbito aeronáutico.

Esto solo es posible, con la creación de sistemas y métodos de uso generalizado, que requieran de los servicios de talleres y compañías especializadas en brindar auditorias e inspecciones en análisis vibracional, análisis espectométrico, inspecciones boroscópicas, etc.

6.2 NIVELES PROFESIONALES NACIONALES

En la actualidad el desarrollo técnico en el campo aeronáutico se encuentra pasando por una fase crítica, debido a que en el pasado no había *normatividad* y a la indiferencia de las compañías *aerocomerciales* sobre esta materia.

El presente proyecto pretende *incentivar* la utilización de metodología y técnicas de punta en el campo aeronáutico para lograr los objetivos propuestos. Como consecuencia de esto, se conseguiría la elevación de los niveles profesionales en el personal involucrado en el

análisis y evaluación de las metodologías propuestas, teniendo en cuenta que en la actualidad son muy poco usadas.

CONCLUSIONES

En comparación con las modalidades tradicionales comúnmente empleados para administrar el mantenimiento de la turbina PT6A-28, la propuesta de este proyecto es hacer uso de las técnicas descritas para lograr un control y manejo real del estado y mantenimiento de la turbina, con la práctica se pueden desarrollar los estándares de cada compañía.

Como podemos observar tenemos un manejo global del seguimiento técnico del motor, teniendo en cuenta que se usan las técnicas más adecuadas del mantenimiento predictivo y aplicaciones estadísticas de confiabilidad a la operación. De esta manera podremos decidir a cabalidad las acciones de mantenimiento en el momento preciso y al menor costo.

2. El efecto social es otro de los grandes logros que traería consigo este proyecto, considerando que se puede desarrollar la habilidad y destreza del personal técnico peruano, con el uso de la tecnología vibracional, espectométrica, boroscópica, "Trend Monitoring" y aplicaciones estadísticas.

Como sabemos, estas técnicas son accesibles, existen en nuestro País y tienen un costo razonable, pero no son debidamente explotados y son poco conocidos. Su utilización y experiencia elevaría considerablemente el nivel técnico de nuestro País.

3. El efecto económico que se puede lograr con este proyecto haciendo uso de la técnica de monitoreo por condición, se refleja en lograr disminuir los gastos totales durante la operación del motor en el orden de 43.25 USA dólares por hora de vuelo, como se ha deducido en el Capítulo 5.

BIBLIOGRAFIA

1. Boletín de Servicio de Pratt & Whitney Canadá P&WC S.B. No. 1003R22 del 1¹/₁₂/97.
2. Boletín de Servicio de Pratt & Whitney Canadá P&WC S.B. No. 3003R17 del 21/12/94.
3. Boletín de Servicio de Pratt & Whitney Canadá P&WC S.B. No. 13003R6 del 11/05/92.
4. Type Certificate Data Sheet (TCDS) No. E4EA Revision Number 18 of Pratt & Whitney Canadá of January 5, 1995.
5. Airborne Analytical LABS, P.O. Box 518, Merry Lane, East Hanover, NJ 07936. Fax 973-386-0009.
6. Military Specification Spectrometric Oil Standards, Metric DOD-S-85694, 20 October 1986.
7. Spectrum Analyzer Model 192A, Operation Manual, Manual Number 9107-1, Chadwick-Helmuth Company Inc. and Supplementary Instructions Appendix C.
8. Boroscope Inspection Manual Pratt & Whitney Canadá, Part Number PWC 34989, Reissued 11 January 1985, Pratt & Whitney Canadá Inc. Box 10 Longueuil, Quebec J4K 4X9.
9. Pratt & Whitney Canadá, Maintenance Manual, Manual Part No. 3032842, Chapter 72-00-00 Pages 602, 603; October 17, 1997.
10. Military Specification Probe Light Kit Inspection, MIL-P-12001D, 29 March 1977.
11. Military Specification Boroscope Assemblies Cilinder Inspection, MIL-B-4042E (AL), 04 November 1986.
12. Military Specification Light Source, Rigid and Flexible Fiberscope, Fiber Optic (Metric) General Specification for, Metric MIL-L-24732 (Navy), 31 August 1989.
13. Military Specification Fiberscope, Fiber Optic (Metric) General Specification for, Metric MIL-F-247344 (Navy), 31 August 1987.

14. FAA Academy Training Manual Aircraft Maintenance Reliability Programs Manual 21813. FAA Academy Aircraft Maintenance Unit AAc-952A Handout for Statistical Computation Review Purposes.
15. Aircraft Maintenance and Reliability Seminar/Workshop. November 12-15, 1996. Transportation Systems Consulting Corp. Vol. 1, 2, 3.
16. Mantenimiento Predictivo Basado en la Confiabilidad, por el Ingeniero Ernesto Sanguinetti R., Vice-Presidente del Capítulo de ingeniería Mecánica y Mecánica Eléctrica, Lima-Perú 1996.
17. Aircraft Technical Dictionary, Second Edition, EA-ATD-2 ISBN 0-89100-124-7, by David Jones, James Foye, Dale Crane. AMP. 1980.
18. Vocabulario Técnico Inglés-Español, nueva edición ampliada y revisada.
19. People, Skills and Experience You Can Depend On. Worldwide, Aviall a Ryder System Company.
20. ECTM System IV Versión 2.00, User Guide & Reference Manual, Copyright Pratt & Whitney Canadá Inc. 1995.
21. PT6A-21/27/28 Descriptive Notes, Pratt & Whitney Canadá Ltd., Part No. 3013240, Reissued May 1982.
22. Vibration Analysis Edition 1989, Institute for Nuclear Engineering and Non Destructive Testing, University of Hannover, Elbestr. 38A D-3000 Hannover West Germany.
23. Seminario de Mantenimiento, Análisis Vibracional del 22 al 23 de Junio de 1998 Lima, expositor Ingeniero Pedro Vargas.
24. Tesis para Optar el Título Profesional de Ingeniero Mecánico, Proyecto de Utilización de un Sistema Hidráulico para desplazar la Aeronave en Tierra, realizado por Luis Eduardo Gonzales Alva, Promoción 1984-1 Lima-Perú 1989.