

Universidad Nacional de Ingeniería
FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA



**PROYECTO DE UTILIZACION DEL SISTEMA
HIDRAULICO PARA DESPLAZAR LA
AERONAVE EN TIERRA**

T E S I S

**PARA OPTAR EL TITULO PROFESIONAL DE:
INGENIERO MECANICO**

Luís Eduardo Gonzales Alva

Promoción 1984 - I

Lima Peru 1989

UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERÍA

FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA

"PROYECTO DE UTILIZACION DEL SISTEMA HIDRAULICO PARA
DESPLAZAR LA AERONAVE EN TIERRA"

AUTOR : LUIS EDUARDO GONZALES ALVA

TESIS PARA OPTAR EL TITULO PROFESIONAL DE
INGENIERO MECANICO

LIMA 1988

INDICE

	PAGINA
PROLOGO	
1. INTRODUCCION	6
1.1. BREVE RESEÑA HISTORICA	7
1.2. SUSTENTACION DEL TIPO DE AERONAVE ESCOGIDA	11
1.3. LA CRISIS ENERGETICA	13
1.4. POLUCION DEL MEDIO AMBIENTE	14
1.5. EL RUIDO COMO ELEMENTO PERTURBADOR	15
1.6. EL AHORRO EN MANTENIMIENTO DE MOTORES	16
2. ESTUDIO DEL PROYECTO	17
2.1. LOCALIZACION DEL SISTEMA IMPLEMENTARSE	17
2.2. DESCRIPCION GENERAL DEL SISTEMA	22
3. INGENIERIA DEL PROYECTO	26
3.1. DESCRIPCION TECNICA DEL SISTEMA	26
3.1.1. DIAGRAMA DE FUNCIONAMIENTO DEL SISTEMA	33
3.1.2. CALCULO DE PROBABILIDADES DE FALLA	37
3.1.3. INCIDENCIA DE LAS FALLAS	40
3.2. CALCULO DEL SISTEMA	42
3.2.1. CALCULO DE LA POTENCIA REQUERIDA POR LOS ENGRANAJES	42
3.2.1.1. CALCULO DE LA POTENCIA DE ACCIONAMIENTO	43
3.2.1.2. CALCULO DE LA POTENCIA REQUERIDA POR EL HIDROMOTOR	44

3.2.2.	DISEÑO DE LOS ELEMENTOS DE TRANSMISION	45
3.2.2.1.	CALCULO DE LAS CARACTERISTICAS FISICAS DEL REDUCTOR	46
3.2.2.2.	CALCULO DE LOS ENGRANAJES DEL REDUCTOR	49
3.2.2.3.	CALCULO DEL EMBRAGUE	52
3.2.2.4.	CALCULO DEL EJE DE SALIDA DEL REDUCTOR	55
3.2.2.5.	CALCULO DE LOS RODAMIENTOS MONTADOS EN EL EJE DE SALIDA DEL REDUCTOR	57
3.2.2.6.	CALCULO DEL PIÑÓN Y CORONA DENTADA	58
3.2.2.7.	CALCULO DE LOS PERNOS QUE SUJETAN LA CORONA DENTADA AL ARO	63
3.2.3.	CALCULO DE LA POTENCIA HIDRAULICA DEL SISTEMA	64
4.	REQUERIMIENTO DE PERSONAL, MATERIALES Y EQUIPO	67
4.1.	REQUERIMIENTO DE MATERIALES Y EQUIPO	67
4.1.1.	CARACTERISTICAS Y MARCAS DE LOS INSUMOS A UTILIZARSE	67
4.1.2.	SELECCION DEL EQUIPO A IMPLEMENTARSE ...	69
4.2.	REQUERIMIENTO DE PERSONAL PARA SU NORMAL EXPLOTACION	71
4.3.	REQUERIMIENTO DE SERVICIOS	73
4.3.1.	TIPOS DE SERVICIOS	73

4.3.2. EQUIPOS NECESARIOS PARA EL MANTENIMIENTO DEL SISTEMA A IMPLEMENTARSE	77
5. EVALUACION ECONOMICA	81
5.1. GASTO ACTUAL DE OPERACION	81
5.1.1. COSTO ANUAL DE COMBUSTIBLE	81
5.1.2. COSTO ANUAL POR DESGASTE DE MOTOR	84
5.1.3. COSTO DEBIDO A LA INCIDENCIA DEL RUIDO Y LA CONTAMINACION	85
5.2. PRESUPUESTO DE OPERACION CON EL NUEVO SISTEMA	87
5.2.1. ACCESORIOS NUEVOS Y COSTO TOTAL DE RETRABAJADO DE PIEZAS	87
5.2.2. GASTOS DE OPERACION	90
5.2.2.1. GASTO DEBIDO AL INCREMENTO EN PESO	90
5.2.2.2. GASTO DE MANO DE OBRA DIRECTA	91
5.2.2.3. GASTO DEBIDO A LUBRICANTES ...	92
5.3. EFECTO ECONOMICO LOGRADO	92
6. JUSTIFICACION SOCIAL	95
6.1. EVALUACION DE LOS NIVELES DE RUIDO	95
6.2. EVALUACION DE LOS NIVELES DE CONTAMINACION ...	102
CONCLUSIONES	109
BIBLIOGRAFIA	111
ANEXOS	
PLANOS	

PROLOGO

El tema en mención se basa fundamentalmente en el principio de la transformación de la energía, con esto buscamos la manera más efectiva de llegar al ahorro en todos los sentidos, es decir, el ecológico, social, energético y económico.

Como se muestra en la introducción a grandes rasgos, nuestro tema toca todas estas formas de ahorro y cumple con su objetivo, el precio pagado por este ahorro es mostrado al desarrollar el estudio del proyecto y la parte de ingeniería, en los cuales demostramos la posibilidad y factibilidad técnica que tiene esta tesis. Incluso se demuestra las ventajas del tipo social, tales como la desaparición casi total de algunos de los motivos de las enfermedades profesionales comunes en aeronáutica.

En otra parte hacemos también un análisis del incremento de personal su calificación tanto para mantenimiento, como para reparaciones de la aeronave con el sistema ha implementarse.

Finalmente este estudio demuestra el efecto económico logrado comparando la inversión que deberá realizarse y el ahorro que se logrará al implementarse este sistema.

Debemos mencionar también que viendo el efecto económico que se lograría en este tipo de aeronaves, en caso de implementarse y al menos en todas aquellas que tienen el

mismo modelo que el presentado en este trabajo, se conseguiría un ahorro energético muy significativo para el transporte aéreo mundial.

Agradesco el apoyo brindado por el CONCYTEC y CAFAE, de mis asesores, compañeros de trabajo y especialmente del Ingeniero Victor Tregear que siempre motivó y apoyó el desarrollo de mi tesis, del Ingeniero Vicente Arriola, Ingeniero Fernando Llaque y Sra. Jany Ferdicci por su desinteresado e incondicional apoyo.

INTRODUCCION

El ciclo que realiza una aeronave para cumplir con un itinerario de vuelo, se inicia cuando el avión se encuentra estacionado en tierra.

Para lograr el encendido de los motores y realizar las pruebas necesarias antes de iniciar el vuelo, una aeronave necesita de energía eléctrica y neumática; esta se consigue haciendo uso de una planta auxiliar de energía (APU) que puede ser externa o estar instalada en el avión.

Para su desplazamiento en tierra una aeronave utiliza los motores que la impulsa en vuelo.

El objetivo del presente proyecto es el de estudiar la forma de conseguir un ahorro en el consumo de combustible de los motores, cuando la aeronave se desplaza desde el lugar de estacionamiento hasta la zona donde inicia su carrera de despegue.

Para lo cual es necesario implementar un sistema que consta de una parte hidráulica y otra de transmisión, éste tomará la energía que necesita del APU que tiene incorporada la aeronave.

Con este nuevo sistema se logrará desplazar la aeronave en tierra sin hacer uso de sus motores. Lográndose un ahorro bastante significativo en combustible y consecuentemente en dolares.

Debido a que el estudio realizado, está enfocado en forma genérica para aeronaves con ciertas características, se presenta una variedad de modelos de aviones a los cuales se puede aplicar la modificación indicada en este trabajo. Teniendo en cuenta los parámetros particulares que varían respecto de este trabajo.

Una limitación que tiene este estudio, es que el diseño del sistema ha sido analizado y desarrollado sin entrar en detalles minuciosos, por no ser este el objetivo del proyecto, pero dando los criterios y pautas generales que el presente estudio requiere.

1.1 BREVE RESEÑA HISTORICA

Desde la época del Imperio Incaico, en las obras de arte antiguo de nuestro país, vemos cómo y cuánto supo impresionar nuestros antepasados "el vuelo". Así en la ideología de nuestro hombre primitivo, el condor, el águila y el halcón cumplen un papel importantísimo.

Los primeros estudios sobre el vuelo humano realizado en América fueron efectuados en Lima (Perú) por un marino mercante llamado Santiago de Cárdenas, donde define la "nautica aérea" basado en el estudio del vuelo de las aves, en el año de 1762. Adelantándose más de un siglo a los estudios de Clement Ader, considerado como uno de los padres de la aviación.

La aviación en el Perú, en sus comienzos como en el mundo entero, se inició con el uso de los 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).

Es importante mencionar también que 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".

Por otro lado hablar de la aviación en el Perú es hablar de los accidentes que enlutaron nuestra nación. Se iniciaron, con la proeza realizada por Jorge Chávez el 23 de Setiembre de 1910, proeza que le costó la vida, y luego siguieron los numerosos accidentes en la Fuerza Aérea del Perú y las empresas comerciales aéreas tales como Faucett, Tam, Lansa, etc. Estos accidentes en su mayoría fueron provocados por la geografía accidentada del Perú, ya que una pérdida de altura,

provocada por una falla inesperada, era fatal en la zona de la sierra en la tupida vegetación de la selva. Teniendo en cuenta además que estas aeronaves no consideran en su fabricación este factor geográfico.

Desde que la empresa Faucett s.a. dejó de construir sus famosos aviones "Stinson" modificado, en los talleres de Santa Cruz y posteriormente en Las Palmas, la Caprioni fabricó 12 aviones "Ca 100" para la instrucción de cadetes del primer año, no se vió máquina alguna construida en el Perú, hasta la fabricación de la avioneta "rusta" OA-FAD construida en Lima a mediados de 1935 por el aviador norteamericano W. L. Levering. Estos aviones eran impulsados por los llamados grupos moto propulsores.

Se puede mencionar además que el 22 de Abril de 1942 se crean los servicios aerofotográficos y de meteorología nacionales, dependientes del recientemente creado Ministerio de Aeronáutica.

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.

Entre los meses de Julio y Octubre de 1955, llegaron al Perú 18 aviones "Sabre" F-86, impulsados por motores G.E. J-47, que reemplazó al G.E. J-35, el cual teniendo las mismas dimensiones desarrollaba un 20% más de empuje.

Hasta Diciembre de 1957, la Compañía de Fumigación Agrícola s.a. (CAFA), fundada en 1947, había construido más de 100 aviones, los que llevaban la etiqueta de "hecho en el Perú".

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.

Muchos aviones y motores que en otros países serían desechados, el SEMAN los reconstruye en la maestranza de montaje y reparaciones, incluso aviones chorro como los "Tawker Hunter" son reparados ahorrando millones de soles al Estado también se han modernizado aviones como el "Stirman" modelo 1936 que se puso en servicio como avión de instrucción, con los adelantos de la aeronáutica moderna.

El ingeniero Alberto Alvarez Calderón, en SEMAN construyó un avión con una aleta de cilindro rodante que le permitía en un 70% aumentar el poder de ascenso sobre

las combinaciones de otros aviones, modificando los slats y el borde de ataque de las alas principales y de los flaps vibradores, con lo que según su inventor se lograría un eficiente despegue vertical.

Desde Marzo de 1969 el Ministerio de Aeronáutica asigna a la fábrica de aeroplanos FANASA, un avión biomotor Beachcraft C-45H para los estudios y experimentos que realizaba el ingeniero peruano Alberto Álvarez Calderón en búsqueda del despegue vertical teniendo en cuenta que FANASA propende a la investigación, producción, experimentación y desarrollo de nuevos desarrollos aeronáuticos que interesan al país que al proyectar nuevos modelos, las ideas de los ingenieros requieren ser probadas en las diferentes partes del avión experimental, hasta llegar a la etapa final del vuelo, cuyo éxito dependía de los cálculos y estudios realizados; con gran criterio se dio el avión antes mencionado para dichos experimentos.

El problema del gasto de combustible, ha cobrado un papel muy importante en nuestros días, por lo cual se busca el ahorro o el uso alternativo de otra fuente de energía.

1.2 SUSTENTACION DEL TIPO DE AERONAVE ESCOGIDA

La aeronave con tres turbo reactores ubicados en la parte posterior del avión con su unidad auxiliar de energía (APU) incorporada, es el tipo de avión es-

cogido en el presente proyecto. Se ha escogido este modelo por ser el más apropiado para su explotación en nuestro país.

Las empresas peruanas de aviación, tienen estos tipos de aeronaves en sus versiones Boeing 727-100 y Boeing 727-200, pero estas versiones no tienen mayores diferencias entre si.

El presente estudio basa su investigación en el Boeing 727-100 y su AP (STCP-BS-9904). La cantidad de este tipo de aeronaves, llegue a cinco unidades en el Perú lo cual represente el 25% del parque aéreo comercial regular nacional, y por sus características se permite como la aeronave más eficaz y conveniente para el transporte de carga y pasajeros, debido a que su cantidad de asientos se ajusta a la demanda actual y su autonomía de vuelo nos permite realizar inclusive vuelos internacionales sin escalas; así mismo queremos acotar que este tipo de aeronave, es usada por la mayoría de aerolíneas comerciales latinoamericanas, y a nivel mundial se ha construido 1769 aeronaves de las cuales el 60% sigue operando en diversas regiones de nuestro planeta. Las horas máximas voladas son de 69,691 y 64,227 ciclos para este tipo de aeronave siendo las horas totales acumuladas de todos los Boeing 727 aproximadamente 66'860,797 horas.

Por lo tanto es importante el ahorro energético y el alivio ecológico que se podría lograr a nivel mundial si se llegara a la aplicación práctica del sistema planteado en este proyecto, el cual solamente utilizará los recursos energéticos con que cuenta la aeronave que a través de sus 17 años de funcionamiento ha demostrado una verdadera eficacia y que las características de su diseño, nos permite utilizar su energía para hacer funcionar nuestras fuentes de poder.

1.3 LA CRISIS ENERGETICA

Es sabido que la crisis energética, es un problema que aqueja a todos los países del mundo.

Los problemas que se suscitan actualmente en el Medio Oriente son provocados por el petróleo, principal fuente de energía de nuestro tiempo, y que ocasiona el encarecimiento constante de este insumo energético en el Mercado Mundial. Muchos litigios limitrofes son provocados por la misma causa.

En muchas naciones se incentiva la investigación de sustitutos rentables del petróleo, tales como el uso de la energía eólica, solar, gases de procedencia natural, etc. En el Perú el 20 de Junio de 1985 se promulgó la Ley 24178 en donde "se declara de interés nacional la sustitución del uso de petróleo residual por el carbón mineral de extracción nacional", y se exonera de

impuestos la importación de maquinaria y equipo para la instalación de sistemas de combustión de carbón.

El principal ahorro que se consigue en este proyecto es con el combustible.

Se ha considerado un promedio de cinco minutos (5') el tiempo durante el cual se realiza el desplazamiento de la aeronave, previo al despegue, con el impulso de sus motores. Teniendo en cuenta además que el número de ciclos (despeque-aterrizaje) es en promedio de 2700 anuales para este tipo de aeronaves podemos concluir, como se detalla en los capítulos siguientes, que el gasto anual en combustible será de US \$ 426.041.00 correspondientes a 434,735 galones.

1.4 POLUCION DEL MEDIO AMBIENTE

La contaminación ambiental es otro de los problemas que tiene la mayoría de países industrializados, sin embargo los movimientos ecologistas que se originan son de tal magnitud, que hasta llegan a formar un partido político significativo, como sucede en Alemania. En nuestro país, como en la mayoría de los países subdesarrollados, la polución del medio ambiente no es enfrentado con la debida importancia. Se puede observar las grandes estelas de humo, arrojados al medio ambiente por fábricas, fundiciones, químicas, omnibuses, etc.

Las aeronaves contribuyen en gran parte a la contaminación del medio ambiente, afectando directamente a los trabajadores que circulan por las rampas de los aeropuertos.

Los gases de escape del avión tienen considerables porcentajes de monóxido de carbono y óxidos de nitrógeno (NOx), que son nocivos para la salud.

Finalmente, podemos cuantificar aproximadamente el costo que se incurre por problemas respiratorios, provocados por la contaminación en US \$ 1,600 anuales como se detallara en los capítulos posteriores.

1.5 EL RUIDO COMO ELEMENTO PERTURBADOR

El ruido como elemento perturbador es otro problema que afecta directamente a la salud de los trabajadores. La legislación peruana, a través del Instituto de Salud Pública y Asistencia Social, reglamenta los niveles de ruido y los tiempos de exposición máxima, que deben estar expuestos los trabajadores de las diferentes áreas industriales.

En aeronáutica, los niveles de ruido, incluso con elementos protectores, sobrepasan los límites reglamentados, en las zonas cercanas a los aviones que se encuentran con sus motores encendidos.

Podemos también finalmente, cuantificar el gasto incurrido en enfermedades profesionales producidas por el

ruido, aproximadamente en US \$ 1,120 anuales como se detallará en los capítulos posteriores.

1.6 AHORRO EN EL MANTENIMIENTO DE MOTORES

Los motores o turbinas tienen en aviación una vida que depende de sus horas de funcionamiento.

El tiempo empleado en el movimiento del avión en tierra, antes del despegue, que es de aproximadamente cinco minutos (5') genera un gasto en horas de los motores de 225 horas anuales.

En base a los gastos efectuados en la reparación general de un motor (overhaul), se puede estimar, que el uso de los motores para desplazar la aeronave en tierra, representa aproximadamente US \$ 11,165 anuales.

CAPITULO 2 ESTUDIO DEL PROYECTO

En el presente capítulo desarrollaremos todo lo correspondiente a la ubicación y descripción general del sistema que vamos a implementar y que podremos visualizar en el plano de ubicación del sistema.

2.1 LOCALIZACION DEL SISTEMA A IMPLEMENTARSE EN LA AERONAVE

Los aviones turbo reactores necesitan generalmente de una planta auxiliar de energía para lograr el encendido de sus motores, así como también para energizar sus sistemas hidráulicos y realizar las pruebas necesarias previas al vuelo. Dicha planta abastece a la aeronave de la energía necesaria también para poner en operación sus sistemas eléctricos, de aire acondicionado, etc., mientras los motores no están en funcionamiento.

Esta planta auxiliar de energía puede estar ubicada en el avión, como en el caso de Boeing 727 o puede ser externa, como en el caso del DC-8.

La aeronave escogida para el estudio en el presente proyecto (Boeing 727), tiene incorporado su unidad auxiliar de energía (APU), la cual se encuentra ubicada en el pozo central del fuselaje, que alberga al tren principal de aterrizaje cuando la aeronave se encuentra en vuelo. El pozo central se encuentra entre la estación 870 a la estación 950 de la aeronave.

La estación, es una forma de ubicar secciones transversales en una aeronave, en el Boeing 727 la estación 130 ubica el extremo delantero de la aeronave y toda estación a partir de este punto a lo largo del avión estará dado en pulgadas, por ejemplo la estación 740 es $740-130$ igual a 610 ". medidos del extremo delantero de la aeronave (Ver figura adjunta).

El APU será nuestra fuente de poder de donde tomaremos la potencia necesaria para el funcionamiento del sistema hidráulico, que denominaremos de taxeo, el cual generará el movimiento del avión en tierra, sin necesidad de hacer uso de sus motores.

La potencia del eje en el APU es aprovechado por un generador, que energizará la barra # 3 del sistema eléctrico. De esta barra tomarán la corriente que necesitan las tres electro-motobombas, situadas entre las estaciones 970 y 1,010 al lado derecho del fuselaje de la aeronave. Estas tres electro-motobombas harán trabajar a cuatro hidromotores.

Cada hidromotor accionará un mecanismo de transmisión, el cual es un reductor planetario diferencial con engranajes interiores, que dará movimiento al avión.

Los hidromotores y los reductores serán montados en el eje del tren principal de aterrizaje, a los cuales se les debe hacer una modificación estructural para la instalación de estas unidades.

El reservorio así como las motobombas y demás accesorios del sistema hidráulico estarán distribuidos simétricamente al eje del avión respecto de los accesorios del sistema hidráulico "B".

Las líneas hidráulicas del sistema tendrán un diámetro nominal de 1/2" para la succión, 1/2" para la de presión y 1" para la de retorno, ellos saldrán de la estación 990 del fuselaje y pasarán hasta la estación 910, luego de manera similar que las líneas del sistema hidráulico de freno, llegarán hasta las ruedas.

Las líneas transitorias de presión a los controles correrán desde la posición donde se encuentran hasta la cabina por el lado derecho del fuselaje a la altura de la costilla 47 de la aeronave.

Para nuestro sistema necesitaremos algunos indicadores y controles en la cabina, los cuales se colocarán en el panel del ingeniero de vuelo, tal como se muestra en la figura adjunta; los indicadores y controles son:

- Una luz indicadora de presión a la salida de las bombas, también nos indican si las bombas se encuentran encendidas, para saber si el sistema se encuentra energizado. Se instalará una luz por cada bomba, en total tres.
- Un indicador de presión hidráulica con dos agujas, para controlar la línea hidráulica de los hidromotores, instalados a la entrada de los mismos.

- Una luz indicadora de sobrecalentamiento, para chequear la temperatura de drenaje de las bombas, protegiéndolas de las altas temperaturas. Una luz para cada bomba, en total tres.
- Un switch para encender cada bomba del sistema hidráulico de taxi, en total tres.
- Un switch para accionar la válvula selectora (interconectora) de emergencia, para conectar el sistema hidráulico "B" con nuestro sistema, cuando por alguna razón falle nuestro sistema.

1.2 DESCRIPCION GENERAL DEL SISTEMA

Las aeronaves Boeing 737 tienen tres sistemas hidráulicos independientes, pero que se pueden interconectar en caso necesario. En continuación describiremos brevemente estos sistemas:

Sistema hidráulico "A" es el sistema principal del avión. Dos bombas energizadas por los motores 1 y 2 de la aeronave dan presión a este sistema, con el objeto de accionar los controles de vuelo.

Sistema hidráulico "B" es un sistema usado generalmente en tierra para probar los controles de vuelo de la aeronave y puede ser usado en lugar del sistema "A" si este fallara en vuelo. Dos electro-motobombas energizadas por el APU o por los motores de la aeronave dan la presión que necesita el sistema "B".

Sistema hidráulico Stand-By, es el sistema de emergencia del avión que sirve para accionar los controles de vuelo mínimos para maniobrar la aeronave.

El sistema hidráulico de taxi funcionará en paralelo con el sistema hidráulico "B", siendo este último el auxiliar o el Stand-By para el sistema de taxi.

Se necesitarán las siguientes unidades:

- Tres electro-motobombas, con un consumo máximo de potencia de 10.82 Kw. (14.5 HP).
- Cuatro hidromotores.
- Un reservorio con su transmisor y filtro de entrada, similar al usado en el sistema hidráulico "B".
- Una válvula selectora (intercondiciona).
- Cinco válvulas check.
- Tubo de aluminio de 2.743 mm. (9 pies) de longitud, 12.7 mm. (1/2") de diámetro y 1.24 mm. (0.049") de espesor.
- Tubo de aluminio de 2.743 mm. (9 pies) de longitud, 25.4 mm. (1") de diámetro y 1.24 mm. (0.049") de espesor.
- Doce mangueras flexibles de presión.
- Cuatro conjuntos de filtro.
- Cuatro reductores planetarios diferenciales con engranajes del tipo e engrane interior.
- Cuatro embragues tipo Back stop conoplamiento de rodillos del tipo de carrera libre.

- Cuatro coronas dentadas de aluminio 7075-T6 con el tratamiento de recubrimiento anódico.
- Un indicador de cantidad de fluido hidráulico.
- Dos indicadores de presión hidráulica.
- Un switch indicador de baja presión.
- Un switch indicador de sobre temperatura.

Por realizar el montaje de las unidades motrices y de transmisión, es necesario hacer ciertas modificaciones en los siguientes elementos:

- A los ejes interiores de las cuatro liantas principales, a los cuales es necesario modificar como se detalla en los planos respectivos, para poder empuñar la corona dentada especificada en el punto 2.1.7, correspondiente al diseño de los elementos de transmisión del capítulo de ingeniería del proyecto (ver plano de modificaciones M-1).
- Al eje del tren principal al cual en su fabricación debe adicionarse los soportes necesarios para fijar el hidromotor y el reductor, (ver plano de modificaciones M-1).
- Adicionar al tablero del ingeniero de vuelo, los indicadores y mandos mencionados en el punto 2.1 (ver figura).

La potencia que debe desarrollar el sistema, debe ser la necesaria para romper la inercia del avión y desplazarlo a la velocidad de takeoff, que es aproximadamente 3 mt./seg. (10 Km./hr) Esta potencia la dará directa-

mente el hidromotor - través del reductor - teniendo en cuenta las pérdidas en el mismo.

El hidromotor toma la presión hidráulica dada al sistema de tajeo por las electro-motobombas, y estas a su vez funcionarán con la corriente que tomará de la barra # 1 energizada por el generador del APU.

El sistema hidráulico de tajeo, se utilizará solo en tierra con la potencia que desarrollarán las tres electro-motobombas.

CAPITULO 3 INGENIERIA DEL PROYECTO

En el presente capítulo desarrollaremos las descripciones técnicas, así como los cálculos que serán el sustento del estudio que estamos desarrollando.

3.1 DESCRIPCION TECNICA DEL SISTEMA

El sistema hidráulico de taxi alcanza su presión de trabajo, por medio de tres electro-motobombas. Dichas bombas suministran su presión regularmente. El fluido hidráulico generalmente usado en estos sistemas es el "Skydrol-500", que será el considerado.

Debido a que las bombas son de flujo variable, es decir, suministran el flujo de acuerdo a la solitud de carga del sistema, el flujo dependerá de la demanda del sistema.

Las bombas del sistema de taxi estarán localizadas en la zona derecha del avión, por detrás del pozo del tren principal.

Cada motobomba puede impulsar hasta 22.7 lts./min. (6 gln./min.), con una presión de admisión de 0.31 MPa. (25 PSI) sobre la presión de admisión. (45 PSI)

Cierta cantidad de fluido es rotado alrededor de la carcasa del motor eléctrico y la caja reductora, con el objeto de enfriarlos y el fluido restante es admitido por la bomba de pistones. El fluido usado para enfriar

el motor es regresado a la carcasa de la bomba de pistones, desde donde es descargado de la línea de drenaje al reservorio.

La bomba de pistones de desplazamiento variable, consiste en una carcasa, un grupo rotativo, una orquilla giratoria, una válvula tipo plato, un grupo de pistones de control y un conjunto de control de presión. Esta bomba de pistones de desplazamiento variable tiene tres circuitos: el circuito principal, el circuito de control y el circuito de lubricación (Ver figura adjunta).

Las válvulas check, se encuentran ubicadas al ingreso del reservorio y a la salida de las bombas. Estas válvulas son usadas para proveer un flujo contrario en caso de caída de presión por un lado sobre presión por el otro, de esta manera se consigue un flujo libre en un sentido y no permite el flujo en el otro sentido. La válvula check que se utilizará es del tipo de bola, que consiste en una billa de acero asentada por un resorte. Este resorte es relativamente débil, se acciona con una presión diferencial de 8 PSI.

Cuando el fluido intenta invertir su sentido, la presión generada ayuda a asentar la bola, creando un sello muy hermético.

El elemento generador de potencia es el APU (Unidad auxiliar de potencia) el cual es un turbo generador que

trabaja con el combustible de la aeronave. Esta conformado por un compresor centrífugo de dos etapas, una cámara de combustión de flujo inverso y una turbina axial (Ver figura adjunta).

La potencia de la turbina es aprovechada por un generador conectado al APU, este generador a su vez energiza la barra # 3 del sistema eléctrico con corriente alterna de 115 V. y 400 Hz.

El conjunto de filtros utilizados para el sistema hidráulico, de acuerdo con la especificación militar MIL-5504A, es 99% efectivo para 10 micrones y 100% efectivo para 25 micrones. Con una capacidad mínima del elemento filtrante de retener suciedad de 1.88 gr. c/vl. Ellos podrán soportar una presión diferencial de 24.13 MPa. (3,500 PSI.), sin que se malogre.

Estos conjuntos cuentan con una válvula de alivio para el caso en que se presente una sobrepresión.

Los hidromotores que accionan los aros del tren principal son elementos de desplazamiento constante, con un eje inclinado de 30° con unidades de pistón que convierten el flujo hidráulico en movimiento rotacional.

El hidromotor consta esencialmente de una válvula tipo placa un grupo sub-rotativo. No tiene limitaciones de montaje, el torque es de 32.31 N-m (286 Lb.-Pulg.) la eficiencia volumétrica es de 96%, la máxima

velocidad recomendada es 3,750 RPM., la máxima presión recomendada es de 20.7 MPa. (3,000 PSI) y una presión de carcasa de 0.172 a 0.517 MPa. (de 25 a 75 PSI.).

El reductor de velocidad, montado en línea con el eje del hidromotor, es un tren de engranajes de dientes rectos y su distribución es del tipo planetario diferencial con engranajes interiores. El material para los engranajes es de acero AISI 4340 templado y revenido a 540 grados.

En el engranaje de salida del tren reductor se instalará el embrague del tipo de carrera libre (acoplamiento de rodillos).

El embrague desenganchará el sistema cuando la aeronave inicie la carrera previa al despegue (carrera o decolaje).

El material usado en el embrague será el acero AISI 52100, que es de alto contenido de carbono y cromo, ideal para los elementos que trabajan a estas condiciones de aplastamiento y fricción.

Finalmente la salida del reductor se encuentra el piñón que accionará la rueda del tren principal del avión, el cual será de dientes rectos y de acero AISI 4340 templado 315 grados y revenido.

Los indicadores y mandos conectados al sistema son:

- Luz indicadora de baja presión (color ambar), instalados a la salida de las electro-motobombas. Esta luz también indica si la bomba se encuentra prendida. Se enciende cuando la presión decrece aproximadamente a 7.58 ± 1.72 MPa ($1,100 \pm 250$ PSI.) y se apaga cuando la presión se incrementa hasta aproximadamente 9.27 ± 1.72 MPa. ($1,200 \pm 250$ PSI.).
- Indicador de presión de dos agujas, instalados entre el filtro y el hidromotor, su rango es de 0 a 27.576 MPa. (0 a 4,000 PSI.) y con una aproximación de 0.069 MPa. (10 PSI.).
- Luz indicadores de sobre calentamiento (color ambar), la luz se iluminará por medio de cuatro switch en paralelo, cada bomba y cada línea de drenaje tiene un switch. La luz enciende cuando la temperatura en el switch de la bomba excede 54 ± 3 grados centígrados o la temperatura por los switch de la línea de drenaje excede 104 ± 3 grados centígrados. La luz se apaga cuando la temperatura de la bomba es aproximadamente 85 grados centígrados y cuando la temperatura de drenaje es de aproximadamente 74 ± 3 grados centígrados. Si la bomba está apagada, el sensor de sobre calentamiento se desactivará.
- Indicador de cantidad de fluido, la escala está en galones americanos. La lectura normalmente es de 6.738 lts. (1.78 glns. que es cuando está lleno el reservorio.

- Un switch de interconexión, tiene dos posiciones, abierto y cerrado (open-close).

El switch se conecta solo cuando una planta externa o APU se encuentra en barra.

Cuando el switch se encuentra en posición abierto, la válvula selectora conecta al sistema hidráulico "B" con el sistema de taxed y presuriza a este sistema.

- Un switch para encender cada electro-motobomba, tiene dos posiciones, prendido y apagado (on-off).

El peso total a incrementarse en la aeronave será de 971.46 N., el cual no variará significativamente el porcentaje de MAC (cuando media aerodinámica) de la aeronave (ver anexo 2) para sus operaciones debido a que los centros de gravedad de las masas adicionales se encuentran casi en el mismo punto del centro de gravedad de la aeronave sobre el eje horizontal "x" y por lo tanto no variará en nada el punto del centro de gravedad del avión en el eje vertical "y" por esta razón la maniobrabilidad de la aeronave, no se verá afectada en lo absoluto al implementarse esta modificación.

3.1.1 DIAGRAMA DE FUNCIONAMIENTO DEL SISTEMA

El APU será la unidad generador de energía, suministrando la electricidad que necesitan las electro-motobombas para presurizar el sistema hidráulico de taxed.

El diagrama se inicia en el reservorio del fluido hidráulico, de donde pasa a las tres bombas. Este reservorio tendrá una interconexión con el del sistema hidráulico "A" y se encontrará presurizado.

A continuación de las bombas se encuentran las válvulas check, una por cada bomba, las cuales cerrarán en caso de una presión anormal al flujo normal.

Seguendo el diagrama nos encontramos con el conjunto de filtros, los cuales tienen una malla de 20 micrones y una línea de retorno al reservorio por los casos de sobre-presión.

Luego tenemos los hidromotores, los cuales serán instalados en el eje del tren principal, según se detalla en los diagramas planos.

A la salida de los hidromotores, tenemos la potencia necesaria para mover la aeronave, sin embargo, entre los hidromotores y el piñón que acciona las ruedas, es necesario colocar una caja reductora de velocidad la cual optimizará la velocidad de la aeronave en tierra.

Una válvula interconectora comunica nuestro sistema con el sistema hidráulico "B" el cual será nuestro sistema auxiliar, teniendo en cuenta

De los cálculos realizados en el Anexo #5 obtenemos:

Para el APU:

$$P(x \geq 7000) = 0.032$$

Para la electro motobomba:

$$P(x \geq 7000) = 0.036$$

Para el hidromotor:

$$P(x \geq 7000) = 0.228$$

Para el reductor:

$$P(x \geq 7000) = 0.00039$$

Para el piñón motor:

$$P(x \geq 7000) = 0.0001$$

Luego, identificando las "etapas" de:

$$P_1 = 0.032 \quad P_2 = 0.036 \quad P_{11} = 0.00039$$

$$P_2 = 0.036 \quad P_7 = 0.228 \quad P_{12} = 0.0001$$

$$P_3 = 0.036 \quad P_8 = 0.228 \quad P_{13} = 0.0001$$

$$P_4 = 0.036 \quad P_9 = 0.00039 \quad P_{14} = 0.0001$$

$$P_5 = 0.228 \quad P_{10} = 0.00039 \quad P_{15} = 0.0001$$

$$P_{16} = 0.0001$$

Reemplazando valores tenemos:

$$P_I = 0.032$$

$$P_{II} = 0.036 \times 0.036 \times 0.036 = 4.6 \times 10^{-5}$$

$$P_{III} = 1 - (1 - 0.228) \cdot (1 - 0.00039) \cdot (1 - 0.0001)$$

$$P_{III} = 0.22838$$

Ademas podemos ver:

$$P_{III} = P_b = P_c = P_d = 0.22838$$

$$P_{IIII} = 0.22838 \times 0.22838 \times 0.22838$$

$$P_{IIII} = 2.72 \times 10^{-3}$$

Reemplazando todos estos datos en la ecuación 3.0 tenemos:

$$P_s = 1 - (1 - 0.032) \cdot (1 - 4.6 \cdot 10^{-5}) \cdot (1 - 2.72 \cdot 10^{-5})$$

$$P_s = 0.0347 = 3.47\%$$

Podemos concluir del cálculo de las probabilidades de falla, que de cien vuelos efectuados, en tres podría probablemente presentarse una falla en el sistema de taxeo. Pero como contamos con el sistema hidráulico "B", para una situación de emergencia, se eleva la confiabilidad del sistema.

Además, las inspecciones diarias que se efectuarán al sistema, incrementarán la confiabilidad del mismo.

3.1.3 INCIDENCIA DE LAS FALLAS

El sistema de taxeo por sus características de diseño no afecta en absoluto la seguridad ni la aeronavegabilidad de la aeronave.

La instalación de nuestro sistema traería como consecuencia una mayor dificultad en el cambio de llantas del tren principal, sin embargo serán superadas por el diseño que se describe en este trabajo; además en caso de fallar nuestro sistema, no se produciría la cancelación del vuelo, puesto que bastaría con desconectar el sistema

(mediante los interruptores) y proceder al encendido de los motores de la aeronave.

El caso contrario en que los motores estén averiados la aeronave se encuentre en una zona en la cual no es posible desplazarse con los motores encendidos, basta con activar nuestro sistema para desplazar la aeronave por donde se crea más conveniente.

En el diagrama de distribución se puede apreciar, que la configuración del sistema supera los inconvenientes de falla, puesto que la falla de un elemento clave, es decir que paralizando una de las cuatro líneas de trabajo, nuestro sistema seguira cumpliendo su función cabalmente. Esta apreciación, se basa en los calculos de las probabilidades, las cuales muestran que durante un ciclo lo peor que pueda ocurrir es la paralización de una línea y en caso de producirse esta eventualidad puede ser subsanada en mantenimiento de línea en un tiempo normal, según se muestra en el párrafo 4.3.1 que se refiere a los tipos de servicio.

En caso de la ruptura de uno o más dientes del engranaje (montado en el aro del tren principal) o del piñón que lo acciona, por alguna razón ajena al diseño, la corona dentada puede ser

fácilmente desmontada de la rueda y en el momento más apropiado. Esto es posible ya que la corona se encontrará atornillada al aro del tren, como se detalla en los planos respectivos.

Además de los cálculos de potencia que veremos en la sección 3.2.1 podemos apreciar que nuestro sistema puede funcionar con solo dos bombas, es decir que, de las tres bombas funcionando, una de ellas estará en reserva caliente.

3.2 CALCULO DEL SISTEMA

En esta sección de nuestro trabajo realizaremos todos los cálculos que se requieran en el diseño de nuestro sistema de taxi, como el cálculo de la potencia que se necesite para mover la aeronave, diseño y cálculo de los elementos de transmisión, potencias requeridas en las bombas, hidromotores, etc.

3.2.1 CALCULO DE LA POTENCIA REQUERIDA POR LOS ENGRANAJES

La potencia requerida por los engranajes depende la potencia de accionamiento y de la potencia que requiere el hidromotor.

3.2.1.1 Cálculo de la potencia de accionamiento

En esta sección calcularemos la potencia requerida para mover la aeronave y desplazarla a la velocidad de taxi.

$$P_{\text{taxi}} = F_r \cdot V_{\text{taxi}} \cdot 10^{-3} \dots\dots\dots 3.1$$

Donde:

P_{taxi} : Potencia necesaria en cada rueda del tren principal (kW)

F_r : Fuerza que se necesita vencer en cada rueda (N).

V_{taxi} : Velocidad de taxi (m/s).

La fuerza total que se necesita vencer es:

$$F_t = f \cdot W$$

Donde:

f : Coeficiente de rozamiento por rodadura = 0.008, para llantas neumáticas de caucho para carretera dura, según Meyer [1].

W : Carga aplicada = 733,471.2 N (165,000 libras), condición más esforzada.

$$F_t = 0.008 \cdot 733,471.2 = 5,857.7 \text{ N}$$

La distribución de cargas en el tipo de aeronave seleccionada es de 93% para el

tren principal y 7% para el tren de nariz.

$$F_r = F_t / 4 = 5867.7 / 4 = 1,466.9 \text{ N}$$

Siendo cuatro el número de llantas en el tren principal.

Considerando una velocidad de tajeo de:

$$V_{\text{tajeo}} = 3.027 \text{ mt/seg.}$$

Reemplazando en la ecuación 3.1:

$$P_{\text{tajeo}} = 1466.9 \times 3.027 \times 10^{-3} = 4.44 \text{ kw}$$

Por lo tanto necesitamos una potencia de 4.44 kw en cada rueda del tren de atracción (principal), es decir la potencia a la salida del reductor.

3.2.1.2 Cálculo de potencia requerida por el hidromotor

Para determinar la potencia que va a transmitir el tren reductor y que a su vez será la potencia necesaria que debe dar el hidromotor, debemos estimar la eficiencia del reductor.

Estimación de la eficiencia del reductor planetario: (2)

$$E_f = 1 - (1 + 1/5 (1/Z_1 - 1/Z_3 - 1/Z_2 - 1/Z_4) \cdot Mg - 1)$$

Donde:

E_f : Eficiencia del reductor.

Z_i : Número de dientes de los engranajes (calculados en las secciones posteriores).

M_{g_i} : Relación de transmisión (definido a su vez en secciones posteriores).

$$E_f = 1 / (1 + 1/5 (1/15 + 1/13 - 1/45 - 1/43) \cdot (10.74 - 1)) = 83.95\%$$

La potencia que va a transmitir el reductor será:

$$P_e = P_u / E_f$$

Donde:

P_u : Potencia a la salida del reductor.

P_e : Potencia a transmitir.

$$P_e = 4.44 / 0.8395 = 5.29 \text{ Kw}$$

3.2.2 DISEÑO DE LOS ELEMENTOS DE TRANSMISIÓN

En esta parte del diseño, realizaremos el cálculo de todos los elementos involucrados en la transmisión, tales como, rodamientos, embragues y pernos de fijación.

A continuación se muestra un esquema de montaje

de la transmisión

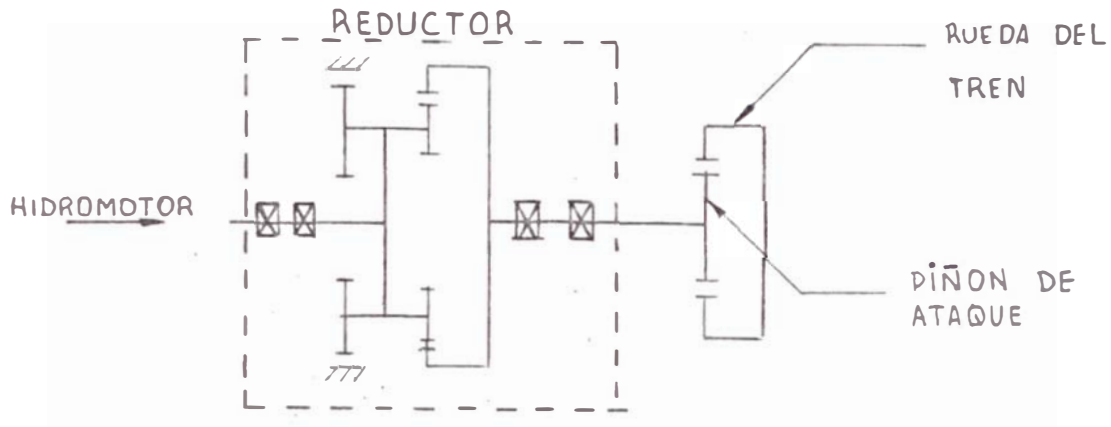


Figura #

3.2.2.1 Cálculo de las características físicas del reductor

Se ha escogido un reductor de engranajes planetarios interiores diferencial, porque son los más compactos, condición ideal para nuestra limitación de espacio.

De la relación del piñón la corona dentada, acoplada al aro de la llanta, se tiene que la velocidad a la salida del reductor debe ser igual a:

$$n_4 = n_5 = 351 \text{ RPM}$$

$$n_4/n_0 = 1 - (Z_2 \cdot Z_3) / (Z_1 \cdot Z_4) \dots 3.2$$

$$n_4/n_0 = 1 - (D_2 \cdot D_3) / (D_1 \cdot D_4) \dots 3.3$$

Donde:

n_0 : RPM de ingreso al reductor.

Z_i : Número de dientes de los engranajes del reductor.

D_i : Diámetro de los círculos de paso de los engranajes del reductor.

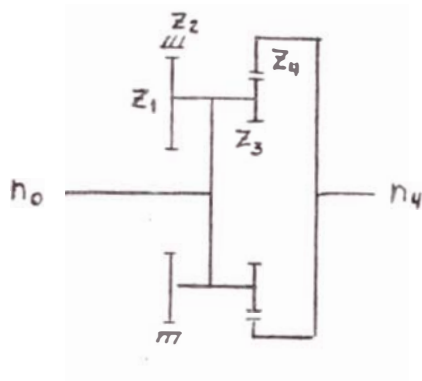


Figura # 2

Por limitaciones de espacio, hemos asumido los siguientes diámetros:

$$D_2 = 111.76 \text{ mm (4.4")}$$

$$D_3 = 33.02 \text{ mm (1.3")}$$

$$D_4 = 106.68 \text{ mm (4.2")}$$

De la ecuación 3.3 despejamos el diámetro de paso D_1 :

$$D_1 = (D_2 \cdot D_3) / (D_4 (1 - n_4/n_0)) \dots\dots\dots 3.4$$

$$D_1 = (111.76 \times 33.02) / (106.68 (1 - 351/3770))$$

$$D_1 = 38.14 \text{ mm (1.502")}$$

Para determinar el número de dientes de los engranajes, recurrimos a la siguiente expresión:

$$Z = D / m$$

Donde:

D : Diámetro de paso (mm)

m : Módulo = 2.5

Con los diámetros asumidos definimos los números de dientes :

$$Z_1 = 38.14 / 2.5 = 15.25$$

$$Z_1 = 15 \text{ dientes}$$

$$Z_2 = 111.76 / 2.5 = 44.7$$

$$Z_2 = 45 \text{ dientes}$$

$$Z_3 = 33.02 / 2.5 = 13.2$$

$$Z_3 = 13 \text{ dientes}$$

$$Z_4 = 105.68 / 2.5 = 42.27$$

$$Z_4 = 43 \text{ dientes}$$

Recalculando los diámetros :

$$D_1 = (Z_1 \cdot m) = (13 \cdot 2.5)$$

$$D_1 = 37.5 \text{ mm (1.476")}$$

$$D_2 = (Z_2 \cdot m) = (46 \cdot 2.5)$$

$$D_2 = 112.5 \text{ mm (4.429")}$$

$$D_3 = (Z_3 \cdot m) = (11 \cdot 2.5)$$

$$D_3 = 32.5 \text{ mm (1.279")}$$

$$D_4 = (Z_4 \cdot m) = (36 \cdot 2.5)$$

$$D_4 = 107.5 \text{ mm (4.232")}$$

Comprobando la velocidad de salida:

De la relación 3.3:

$$n_4 = n_0 (1 - (D_2 \cdot D_3) / (D_1 \cdot D_4))$$

$$n_4 = 3770 (1 - (112.5 \cdot 32.5) / (37.5 \cdot 107.5))$$

$$n_4 = 350.69 \text{ RPM}$$

De la relación 3.2:

$$n_4 = n_0(1 - (Z_2 \cdot Z_3) / (Z_1 \cdot Z_4))$$

$$n_4 = 3770(1 - (45 \cdot 13) / (15 \cdot 43))$$

$$n_4 = 350.69 \text{ RPM}$$

Luego la relación de transmisión será:

$$Mq = n_0 / n_4 = 3770 / 351$$

$$Mq = 10.74$$

3.2.2.2 Cálculo de los engranajes del reductor

Para el cálculo de los engranajes del reductor se ha tomado en consideración, un acabado de precisión, rectificado, montaje cuidadoso, etc; para lograr reducir en lo posible las dimensiones de los engranajes satisfacer las limitaciones de espacio.

Este cálculo está basado en el procedimiento AGMA para el cálculo de engranajes cilíndricos de dientes rectos.

La potencia a transmitir, como hemos visto en los párrafos anteriores, será:

$$P_d = 5.29 \text{ kw.}$$

Cálculo por fatiga superficial.

SÍMBOLO	DENOMINACION	VALOR
n_p	rpm del piñón	11,020
Z_g	Número de dientes del piñón	15
Z_g	Número de dientes del engranaje	45
m	Módulo	2.5
M_g	Relación de transmisión	3.04
D_p	Diámetro del piñón	37.5
D_g	Diámetro del engranaje	112.5
a	Distancia entre centros	75
F	Áncho del diente	25.00
	Velocidad tangencial	21.64
C_D	Factor de sobrecarga	1.25
C_V	Factor dinámico	0.53
C_S	Factor de tamaño	1.00
C_M	Factor de distrib. de carga	1.7
C_f	Factor de condición superficial	1.00
Y	Factor de forma	0.095
C_p	Coefficiente elástico del material	61.00
C_L	Factor de vida	1.00
C_t	Factor de temperatura	1.004
C_R	Factor de seguridad	1.25
C_H	Factor de relación de dureza	1.00
S_{ac}	Esfuerzo de contacto superficial	970.2 MPa

Dureza del piñón 405 BHN

Dureza del engranaje 350 BHN

La potencia que se puede transmitir será

$$P = 5.34 \times 10^{-7} (n_p \cdot F \cdot C_v \cdot I) (S_a C_p \cdot C_1 \cdot C_H)^2 \\ (C_2 \cdot C_s \cdot C_m \cdot C_f) (C_t \cdot C_r \cdot C_p)$$

$$P = 5.34 \times 10^{-7} (11020 \times 25 \times 0.53 \times 0.095) \\ (1.25 \times 1 \times 1.3 \times 1)$$

$$(970.2 \quad 37.5 \times 1 \quad 1)^2 \\ (1.064 \quad 1.25 \quad 61)$$

$$P = 8.83 \text{ Kw.}$$

Esta potencia satisface la condición de trabajo, por ser mayor que 5.29 Kw .

Cálculo por resistencia a la fatiga.

SÍMBOLO	DENOMINACION	VALOR
Sat _p	Esfuerzo permisible en el piñón	231.28 MPa
Sat _g	Esfuerzo permisible en el engranaje	172.48 MPa
K _o	Factor de sobrecarga	1.25
K _v	Factor dinámico	0.73
J _p	Factor geométrico del piñón	0.25
J _g	Factor geométrico del engranaje	0.38
K _s	Factor de tamaño	1.00
K _m	Factor de distrib. de carga	1.3
K ₁	Factor de vida	1.00
K _t	Factor de temperatura	1.064
K _r	factor de seguridad	1.5

La potencia que se puede transmitir será:

$$P_p = 5.34 \times 10^{-9} (D_p \cdot n_p \cdot \text{Sat}_p \cdot m \cdot F \cdot J_p \cdot \dot{\gamma}_1 \cdot k_v) \\ (K_s \cdot K_m \cdot K_t \cdot F_r \cdot K_o)$$

$$P_p = 5.34 \times 10^{-9} (37.5 \times 11020 \cdot 231.22 \times 2.5 \times 25 \times \\ (1 \times 1.3 \times 1.034 \times 1.5 \times 1.25))$$

$$(0.25 \times 1 \times 0.73)$$

$$P_p = 22.03 \text{ Kw}$$

$$P_o = P_p (\text{Sat}_o / \text{Sat}_p) \cdot (J_o / J_p)$$

$$P_o = 22.03 (172.48 / 231.22) (0.38 / 0.25)$$

$$P_o = 24.97 \text{ Kw}$$

De la tabla 5-19 del Anexo # 4, tenemos:

Para $Z_p = 15$ dientes

Adendo del piñón: $a_p = 1.18 \times m$

$$a_p = 1.18 \times 2.5 = 2.95 \text{ mm}$$

Adendo del engranaje: $a_g = 0.642 \times m$

$$a_g = 0.642 \times 2.5 = 1.605 \text{ mm}$$

De la tabla 5-7 del Anexo #4, tenemos:

Altura total del diente: $h_t = 2.35 \times m$

$$h_t = 2.35 \times 2.5 = 5.875 \text{ mm}$$

3.2.2.3 Cálculo del embrague

El embrague se ubicará dentro de la caja del reductor, acoplado al engranaje de salida.

A continuación vamos a calcular este acoplamiento en base a la resistencia mecánica de los rodillos.

De la ecuación de B.Guente, para el caso de compresión de cilindros cuyos ejes son paralelos con un radio "R" mucho mayor que el diámetro "d" del rodillo, el esfuerzo queda expresado por la siguiente expresión:

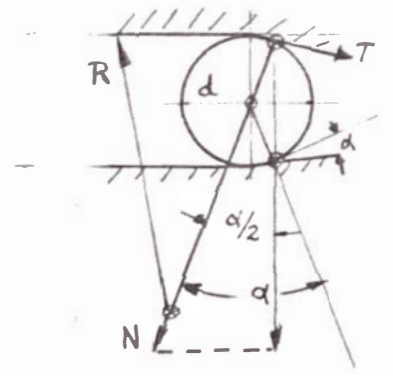
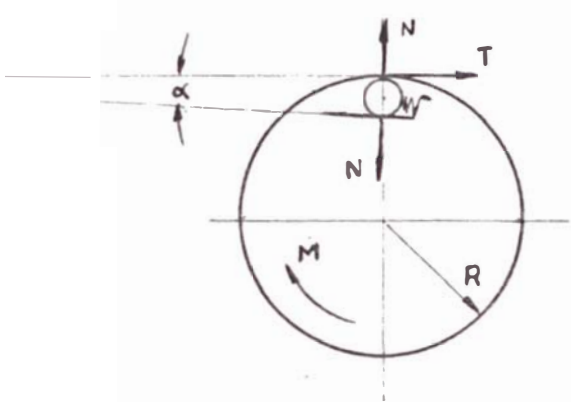
$$F_{max} = 0.416 \times ((\sigma \cdot N \cdot E) / (l \cdot d))^{1/2} \dots 3.5$$

Donde:

- N: Fuerza normal (N)
- E: Módulo de elast. (2×10^{11} MPa)
- l: Ancho de los rodillos (mm)
- d: Diámetro del rodillo (mm)
- T: Fuerza tangencial (N)

Del diagrama de fuerzas se deduce la siguiente ecuación :

$$= (Z \cdot t_a \cdot R) \dots \dots \dots 3.6$$



Donde:

M: Par de torsión de cálculo que transmite el acoplamiento (N-mm)

Z: Número de rodillos en el acoplamiento

R: Radio de la superficie de trabajo del collarín (mm)

Reemplazando la ecuación 2.6 en la 2.5:

$$R = 0.35 \cdot (M.E) / (Z \cdot l \cdot d \cdot P_d^2 \cdot \text{tg } \alpha/2)$$

Donde P_{max} debe ser menor o igual que P_d

Los rangos recomendados para el diseño son:

$$l = (1.25 \text{ a } 2.0) d, \quad Z = 5 \text{ a } 10 \text{ rodillos},$$

$$R/d = 1 \text{ a } 6, \quad P_d = 900 \text{ a } 1200 \text{ MPa}, \quad \alpha =$$

$$20 \text{ a } 30^\circ$$

$M = 120,740 \text{ N-mm}$ (Calculado en la siguiente sección)

$$R^3 = 0.35 \cdot (M.E) / (P_d^2 \cdot \text{tg } \alpha/2)$$

$$R = (0.35 \cdot (120,740 \cdot 2 \cdot 10^3) / (1200^2 \cdot$$

$$\text{tg } 30^\circ))^{1/3} = 48.20 \text{ mm.}$$

Resultando las siguientes dimensiones para el embrague:

$$D = 2 \cdot R = 2 \cdot 48.20 = 96.4 \text{ mm}$$

$$d = R / 4 = 48.20 / 4 = 12.05 \text{ mm}$$

$$l = 2 \cdot d = 2 \cdot 12.05 = 24.1 \text{ mm}$$

$$Z = 8 \text{ rodillos}$$

$$P_d = 1200 \text{ MPa.}$$

$$\alpha = 6^\circ$$

En el esquema de cálculo de la figura anterior, para simplificar no se ha tenido en cuenta las presiones en el resorte y las fuerzas de inercia. Pero la resultante de las fuerzas no incluidas favorece el acunamiento.

3.2.2.4 Cálculo del eje de salida del reductor

A continuación calcularemos el diámetro del eje que se encuentra la salida del reductor y que acciona el piñón que mueve la rueda del tren de aterrizaje.

El torque que actúa en el eje es igual a:

$$T = 9545.2 (P_1 / N)$$

Donde:

P_1 : Potencia requerida para mover la aeronave.

N : Velocidad la salida del reductor (RPM).

$$T = 9,545.2 * (4.44 / 351) = 120.74 \text{ N-mt}$$

Las fuerzas en el piñón que acciona el aro del tren de aterrizaje será:

Fuerza tangencial:

$$F_t = 959.6 (P_1 / v_t)$$

Donde:

$$v_t: \text{Velocidad tangencial del piñón,} \\ (\text{m/seg}) = \text{PI} \cdot D_p \cdot n_p / 60,000$$

$$F_t = 999.6(4.44 / ((3.1416 \cdot 60.751) / 60,000))$$

$$F_t = 4024.8 \text{ N}$$

Fuerza radial:

$$F_r = F_t \cdot \tan 20^\circ = 4024.8 \times 0.36397$$

$$F_r = 1464.9 \text{ N}$$

La fuerza total que actúa en el piñón será

$$F = (F_t^2 + F_r^2)^{1/2} = (4024.8^2 + 1464.9^2)$$

$$F = 4283.1 \text{ N.}$$

De las ecuaciones de equilibrio tenemos:

$$M = 177.75 \text{ N-mt (momento resultante)}$$

$$T = 120.74 \text{ N-mt (torque en el eje)}$$

$$d = \left(\left(\frac{16}{\text{PI}} \cdot S_u \cdot (1-K^4) \right) \cdot \left(C_m \cdot M^2 + C_t \cdot T^2 \right) \right)^{1/2} \quad \dots \dots \dots 3.7$$

$C_m = 2.0$ y $C_t = 1.5$ (Para cargas aplicadas bruscamente, con grandes impactos).

$S_u = 0.30 S_y$ ó $0.18 S_u$, se escoge el de menor valor.

Seleccionamos el acero AISI 4140, cuyo esfuerzo a la rotura es $S_u = 931 \text{ MPa}$.

$$S_u = 0.75(0.18 S_u) = 0.75 \times 0.18 \times 931$$

$$S_u = 125.68 \text{ MPa}$$

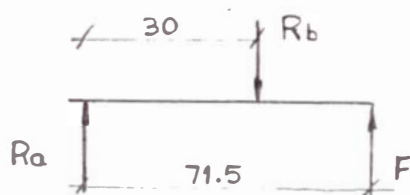
Reemplazando estos valores en la ecuación

3.7 tenemos :

$$d = 25.32 \text{ mm.}$$

3.2.2. Calculo de los rodamientos montados en el eje de salida del reductor

Ahora procederemos a calcular los rodamientos montados sobre el eje anteriormente calculado.



Del diagrama de cuerpo libre y de las ecuaciones de equilibrio se obtiene :

$$F = 4203.1 \text{ N}$$

$$R_a = 5924.9 \text{ N}$$

$$R_b = 10002.05 \text{ N}$$

DENOMINACION	SIMBOLO	VALOR	DES
Duración en hrs. de funcionamiento	L_h	10,000	(3)
Duración expresada en millones de revoluciones	L	210.3	301 RPM
Seguridad de carga requerida en "B"	$(C/F)_B$	4.97	rod. de rodill.
Seguridad de carga requerida en "A"	$(C/F)_A$	5.95	rod. de bolas
Capacidad de base dinámica requerida	C_B	50734N	rod. "B"
Idem	C_A	35253N	rod. "A"

Con estos datos seleccionamos:

Para "A":

Rodamiento rígido de bolas, 6407

$C = 42,140 \text{ N}$, $d = 35 \text{ mm}$, $D = 100 \text{ mm}$

$B = 25 \text{ mm}$

Para "B":

Rodamiento de rodillos, NU 407

$C = 69,110 \text{ N}$, $d = 35 \text{ mm}$, $D = 100 \text{ mm}$

$B = 25 \text{ mm}$

Donde:

C: Capacidad del rodamiento.

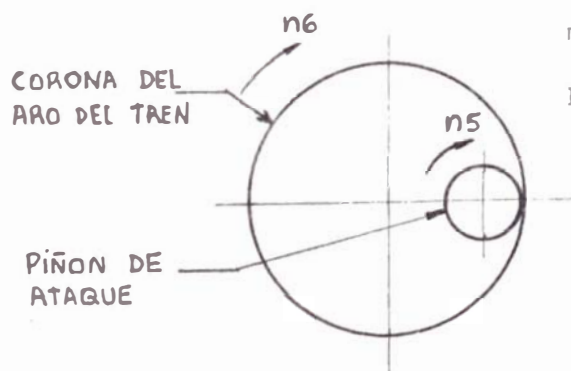
d: Diámetro interior.

D: Diámetro exterior.

B: Ancho del rodamiento.

3.2.2.6 Cálculo del piñón y la corona dentada

A continuación realizaremos el cálculo del piñón que acciona la rueda del tren de aterrizaje, así como de la corona que se monta en el aro.



$$n_6 = (60000 \cdot V) / (\pi \cdot D_6)$$

Donde:

n_6 : Velocidad del aro
(RPM)

D_6 : Diámetro de la
llanta (mm)

V: Velocidad de tajeo
(m/seg)

$$n_6 = (60000 \times 3.027) / (3.1416 \times 1244.6)$$

$$n_6 = 46.45 \text{ RPM.}$$

Por condición geométrica del aro el diámetro del engranaje será:

$$D_g = D_6 = 156 \text{ mm}$$

El número de dientes será:

$$Z_g = Z_6 = D_g / m = 156 / 5 = 91 \text{ dientes,}$$

considerando $m = 5$.

Sabiendo que la velocidad de salida del reductor es 351 RPM, el piñón tendrá la misma velocidad, por encontrarse en el mismo eje (ver esquema de montaje).

$$n_5 = 351 \text{ RPM.}$$

De la siguiente relación:

$$n_5 \cdot n_6 = Z_6 \cdot Z_5, \text{ tenemos:}$$

$$Z_5 = Z_6 (n_6/n_5) = 91(46.45/351) = 12.04$$

Entonces el número de dientes del piñón será:

$$Z_5 = 12 \text{ dientes.}$$

El diámetro del piñón será:

$$D_p = D_5 = m \cdot Z_5 = 5 \cdot 12 = 60 \text{ mm.}$$

De la tabla 5-19 del Anexo # 4 se tiene :

$$a_p = 1.35 \text{ . m} = 1.35 \quad s = .75 \text{ mm}$$

$$a_g = 0.51 \text{ . m} = 0.51 \quad s = 2.55 \text{ mm}$$

De la tabl 5-7 se tiene :

$$h_t = 2.35 \text{ . m} = 2.35 \quad s = 11.75 \text{ mm}$$

SÍMBOLO	DENOMINACION	VALOR
F	Áncho del diente	56
v	Velocidad tangencial	1.10
Co	Factor de sobrecarga	1.25
Cv	Factor dinámico	0.88
Cs	Factor de tamaño	1.00
Cm	Factor de distrib. de carga.	1.6
C _f	Factor de condición superficial	1.00
	Factor geométrico	0.105
Cp	Coef. elást. del material (acero-aluminio)	44
L	Factor de vida	1.20
C _H	Factor de relación de dureza	1.00
C _t	Factor de temperatura	1.064
C _r	Factor de seguridad	1.25
Sac	Esfuerzo permisible de contacto	1176 MPa (4)
	Dureza del piñón	484 BHN
	Dureza del engranaje	436 BHN

La potencia que se puede transmitir será:

$$P = 5.34 \times 10^{-7} \cdot n_p \cdot F \cdot C_v \cdot I \cdot (S_{ac} \cdot D_p \cdot C_1 \cdot C_H)^2 \cdot (C_o \cdot C_s \cdot C_m \cdot C_f) \cdot (C_t \cdot C_r \cdot C_p)$$

$$P = 5.34 \times 10^{-7} (351 \times 48 \cdot 0.88 \times 0.105) \times (1.25 \times 1 \times 1.6 \times 1.00) \cdot (1176 \times 60 \times \dots \times 1)^2 \cdot (1.064 \cdot 1.25 \times 44)$$

P = 5.87 Kw que es mayor que 4.44 Kw.

Realizaremos ahora el cálculo por resistencia - la fatiga.

SÍMBOLO	DENOMINACION	VALOR
Sat_p	Esfuerzo permisible del piñón	$(\leftarrow) 351 \text{ MPa}$
Sat_g	Esfuerzo permisible del engranaje	$(\leftarrow) 151.05 \text{ MPa}$
K_v	Factor dinámico	0.92
J_p	Factor geométrico del piñón	0.20
J_g	Factor geométrico del engranaje	0.41
K_s	Factor de tamaño	1.00
K_m	Factor de distr. de carga	1.1
K_o	Factor de sobrecarga	1.15
K_L	Factor de vida	1.00
K_t	Factor de temperatura	1.064
K_r	Factor de seguridad	1.5

La potencia que puede transmitir el piñón será:

$$P = 5.34 \times 10^{-6} (J_p \cdot n_p \cdot Sat_p \cdot F_3 \cdot v_1 \cdot K_v) / (K_s \cdot K_m \cdot K_t \cdot K_r \cdot K_o)$$

$$P_p = 5.34 \times 10^{-6} (60 \times 351 \times 392 \times 5 \times 48 \times (1 \times 1.6 \times 1.064 \times 1.5 \times 1.25)$$

$$(0.2 \quad 1 \quad 0.92)$$

$$P_p = 5.98 \text{ Kw} \quad \text{que es mayor que } 4.44 \text{ Kw.}$$

Para el engranaje tenemos :

$$P_w = P_p (Sat_w / Sat_p) (J_w / J_p)$$

$$P_w = 5.98 (152.05 / 392) \times (0.42 / 0.2)$$

$$P_w = 4.87 \text{ Kw.}$$

3.2.2.7 Cálculo de los pernos que sujetan la corona dentada al aro

Finalmente calcularemos el diámetro de los pernos que sujetarán la corona dentada en el aro del tren de aterrizaje.

Calculando el perno por corte tenemos:

$$F_s = ((F' + F''_{\perp})^2 + F''_{\parallel}{}^2)^{1/2}$$

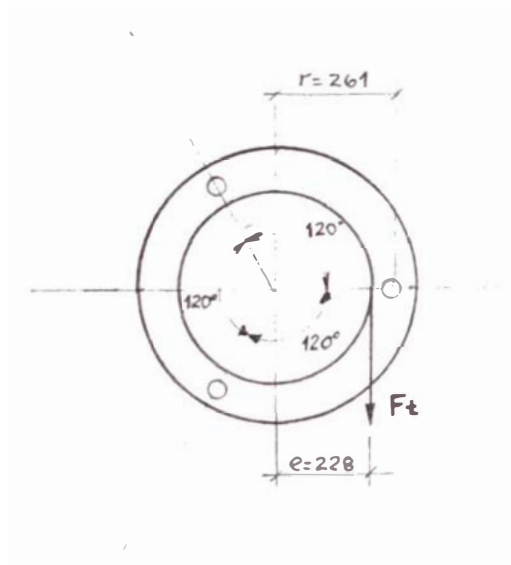
Donde:

F_s : Fuerza de corte total.

F' : Fuerza de corte directo.

F''_{\perp} : Fuerza de corte por torque en la dirección vertical.

F''_{\parallel} : Fuerza de corte por torque en la dirección horizontal



La condición más crítica es $F''_{\parallel} = \dots$

$$F' = F_t /$$

Donde:

F_t : Fuerza tangencial.

n : Número de pernos.

$$F' = 4,024.8 / 3 = 1,341.6 \text{ N}$$

De la figura el torque será igual a:

$$T = F_t \cdot r = 4,024.8 \times 228 = 917,654 \text{ N-mm}$$

$$F''_{\perp} = T \cdot r / \sum r_i^2 = T / r$$

$$F''_{\perp} = 917,654 / (3 \times 261) = 1,171.9 \text{ N}$$

$$F_s = ((1341 + 1171)^2 + 0)^{1/2} = 2,513.5$$

El diámetro del perno será:

$$d = ((4 \cdot F_s) / (\pi \cdot 0.25 \cdot S_y))^{1/2}$$

Donde:

S_y : Esfuerzo de fluencia.

$$d = ((4 \cdot 2,513.5) / (\pi \cdot 0.25 \cdot 551.74))^{1/2}$$

$$d = 4.8 \text{ mm}$$

Seleccionamos:

Pernos A193 grado HS,

$$d = 7.94 \text{ mm (5/16")}$$

Cálculo de la plancha por aplastamiento:

$$t = F_s / (d \cdot 0.25 \cdot S_y)$$

Donde:

t : Espesor de la plancha.

$$t = 2388.3 / (7.94 \cdot 0.25 \cdot 414.27)$$

$$= 3.04 \text{ mm.}$$

3.2.3 CALCULO DE LA POTENCIA HIDRAULICA DEL SISTEMA

Las unidades seleccionadas para el sistema hidráulico de taxeo, que son las tres electro-

motobombas los cuatro hidromotores y los demás accesorios hidráulicos, trabajan a la presión de 20.7 MPa. (3,000 PSI.). Siendo esta presión la misma que la del sistema hidráulico "A", "B" Stand By de la aeronave.

Para la selección de unidades se han escogido las mismas que funcionan en el sistema hidráulico "B".

De los cálculos anteriores, sabemos que los hidromotores necesitan suministrar una potencia de 5.29 Kw. cada uno, y como son cuatro hidromotores se necesitará una potencia total de 21.16 Kw.

Para satisfacer este requerimiento de potencia bastarán dos electro-motobombas, cuya potencia es de 10.82 Kw. cada una, siendo en total la capacidad de ambas de 21.64 Kw., sin embargo se usarán para el sistema tres bombas.

NOTAS:

- (1) Ver la página 3-28 del ítem 13 de la referencia bibliográfica.
- (2) Ver el ítem 3 de la referencia bibliográfica.
- (3) Ver la tabla # 2, página 213 del ítem 4 de la referencia bibliográfica.
- (4) Ver el ítem 25 de la referencia bibliográfica.
- (5) Ver la página 6-35 de la tabla # 13 del ítem 13 de la referencia bibliográfica.
- (6) Ver la tabla 14-20, página 666 del ítem 18 de la referencia bibliográfica.

CAPITULO 4 REQUERIMIENTO DE PERSONAL, MATERIALES Y EQUIPOS

En el presente capítulo describiremos los equipos e insumos que se necesitarán en la implementación del presente proyecto, así como también el requerimiento de personal para su normal explotación.

4.1 REQUERIMIENTO DE MATERIALES Y EQUIPO

Los trabajos a realizar para obtener los dientes de los engranajes, que por su característica y condiciones de trabajo son muy especiales, es necesario hacerlos en el extranjero.

También el equipo y miscelaneo serán importados pero del tipo standard de aviación.

4.1.1 CARACTERISTICAS Y MARCAS DE LOS INSUMOS A UTILIZARSE

Los materiales para los engranajes del tren reductor son los siguientes:

- Acero AISI 4340 (Boehler VCN-150) normalizado a 870 grados centígrados, enfriado por inmersión en aceite desde 825 C y templado a 540 y 595 grados centígrados.

Con una dureza de 352 y 313 BHN, respecto de la temperatura de templado, para el piñón y el engranaje respectivamente.

Considerando un esfuerzo permisible de contacto de 979 MPa, que es aproximadamente para una

dureza superficial de 350 BHN; y un esfuerzo permisible a la fatiga de 270 MPa. (para aproximadamente 350 BHN) en el piñón y de 249 MPa. (para aproximadamente 300 BHN), para el engranaje.

Además un acero del mismo tipo pero templado a 315 C, con una dureza de 484 BHN y con un esfuerzo permisible a la fatiga de 392 MPa, para el piñón que acciona el arco del tren principal.

- Aleación de aluminio forjado al zinc termo tratado por disolución y envejecimiento artificial, con un recubrimiento duro anódico (7075-T5 para la corone dentada que se empennada al arco del tren principal.

Su esfuerzo permisible de contacto será de 1,175 MPa, un esfuerzo permisible a la fatiga de 152 MPa. y con una dureza de 436 BHN.

A continuación listamos los tubos y mangueras flexibles necesarias:

- Tubo de aluminio de 12.7 mm. de diámetro (1/2") y de 1.245 mm. de espesor (0.049", con número de parte: 5052.0.049.1/2 y el fabricante es "Airport metals".
- Tubo de aluminio de 25.4 mm. de diámetro (1") y de 1.245 mm. de espesor (0.049") con un número

de parte: 5052.0.049.1 y el fabricante es "Intercontinental Metals".

- Manquera flexible de presión, con número de parte: BACH6R0290DUR y el fabricante es "Boeing Co."
- Manquera flexible de succión, con número de parte: BACH30AU12R0290 y el fabricante es "Boeing Co."
- Manquera flexible de recirculación, con número de parte: BACH30AU06R0280 y el fabricante es "Boeing Co."

También se necesitará misceláneos, tales como abrazaderas, arcos, pernos, tuercas, tuercas de unión, etc. continuación detallamos algunos:

- Abrazadera, con número de parte: BAC010DK-4.
- Arco, con número de parte: NAS595-16E.
- Perno, con número de parte: NAS221-8.
- Tuerca, con número de parte: LHTM02W.
- Tuerca de unión, con número de parte: MS21902D6.

4.1.2 SELECCION DEL EQUIPO A IMPLEMENTARSE

El equipo elegido es standard y se utiliza en otras partes de la aeronave, por sus características es seleccionado para el presente proyecto.

A continuación detallamos y listamos las unidades:

- Electro-motobomba, con número de parte: 57186 y cuyo fabricante es "Vichers Inc. Aerospace".
- Hidromotor, con número de parte: MS9-3911-30ZE y cuyo fabricante es "Vichers Inc. Aerospace".
- Reservorio hidráulico, con número de parte: 65-17817-10 y cuyo fabricante es "Aviation Sales".
- Transmisor de cantidad de fluido, con número de parte: EA1065A2371 y cuyo fabricante es "Simmons Precision Products Inc."
- Válvula selectora, con número de parte: 69-14217-2 y cuyo fabricante es "Boeing Co."
- Indicador de presión hidráulica, con número de parte: 50233-10 y cuyo fabricante es "Kratos Inc. Aviation Products".
- Válvula Check, con número de parte: 10-60491-3 y cuyo fabricante es "Parler Hannifin Co."
- Switch indicador de baja presión, con número de parte: 90637 y cuyo fabricante es "Customer Control Sensors Inc."
- Indicador de cantidad de fluido, con número de parte: B712-4 cuyo fabricante es "Liquidometer Corp."
- Transmisor de presión, con número de parte: 50234-1 y cuyo fabricante es "World Aviation".
- Conjunto de filtro, con número de parte: 045275 y cuyo fabricante es "Aviation Sales".

En lo que respecta a las modificaciones a realizar en el eje del tren principal y en los arcos del mismo, se detallan en los planos y consisten en:

- El eje del tren principal debe ser fabricado con los soportes necesarios para instalar los hidromotores y reductores.
- Los arcos deben ser fabricados con los toques, agujeros y salientes necesarios en su parte interna para empujar la corona dentada que recibirá el movimiento a través del piñón.

4.2 REQUERIMIENTO DE PERSONAL PARA SU NORMAL EXPLOTACION

El personal que hará el mantenimiento al rosco sistema será un mecánico de avión y motor con especialidad en hidráulica.

El número de mecánicos será función de la dificultad del trabajo, pudiendo ser de hasta tres mecánicos en las condiciones más críticas.

El tiempo necesario en una acción de mantenimiento para el sistema hidráulico de taxeo, detallado en el presente trabajo depende de los siguientes aspectos:

- Tiempo de preparación del trabajo, como por ejemplo, ubicar la zona de trabajo, preparar las herramientas que se van a utilizar, colocar bandos, si fuera necesario, etc.

En base a un estudio de tiempos en labores similares, se estima de cinco minutos el tiempo necesario para este tipo de acciones.

- 1 - Tiempo de desarrollo del problema técnico (como: ubicación y determinación de la falla y la definición de la acción correctiva.

El estimado para esta acción ronda los veinte minutos.

- Tiempo adicional para trabajos extras, como abrir paneles y lograr acceso a la zona de trabajo.

Esta acción se estima en diez minutos.

- Tiempo de demora por causa de detalles, como esperar que las zonas recalentadas retornen a la temperatura ambiente, ventilación de las zonas húmedas afectadas por gases, etc.

Se tendrá en cuenta un tiempo estimado de veintidos minutos.

- Tiempo por control de calidad o VQ PE del trabajo, es decir la verificación de la buena realización del trabajo.

El estimado de esta acción es de dos minutos.

- Tiempo por limpieza y finalización que son las acciones complementarias al mantenimiento.

Se puede estimar esta acción en cinco minutos.

El tiempo total estimado del servicio, será la suma de todos los tiempos parciales y es de sesenticuatro minutos (64').

4.3 REQUERIMIENTO DE SERVICIOS

En esta sección describiremos los servicios a realizar en la aeronave y los equipos y herramientas necesarias para el mantenimiento del mismo.

4.3.1 TIPOS DE SERVICIO

Los tipos de servicio dependen del la frecuencia con que estos se realicen y también de la magnitud del trabajo a realizarse y pueden ser:

a) Servicios mayores (post y pre-vuelo).

Se debe adicionar al servicio de post y pre-vuelo que figura en el formato 06.71.010 que se acompaña al presente, los ítems y cantidades detallados:

en el punto numerado con 1. de avión (tren de aterrizaje y alojamiento).

(T) Inspeccionar visualmente y por condición las mangueras del sistema hidráulico de faxes (tren principal).

(T) Chequear por fuga el hidromotor que se encuentra montado en el eje del tren principal.

(T) Chequear y aplicar si fuera necesario, la grasa tipo MIL-G-25013A al piñón que engrana con el arco del tren principal (de las cuatro ruedas). Dependiendo del grado de contaminación, remover la grasa con disolvente y aplicar la nueva.

(D) Chequear por integridad los dientes del **piñón** y del engranaje en el arco del tren principal (de las cuatro ruedas).

(D) Chequear el nivel de aceite del reductor de cada uno de las cuatro ruedas.

Nota.-

(T) Servicio de Tránsito (cada vez que el avión se detenga en algún terminal).

(D) Servicio diario.

b) Check "D" (cada 4 frecuencias o en 2,000 horas de vuelo).

Un Check "D" se considera una inspección de vuelo, puesto que el avión es detenido por verificación.

A continuación se detallan las tareas que deben adicionarse a las tareas de este servicio.

- Lubricar el eje del hidromotor y el eje cuando se montado en el eje del tren principal.
- Purgar y cambiar el aceite de la caja de engranajes (reductor) que se encuentra entre el hidromotor y el **piñón** que accionan las ruedas del tren principal.
- Chequear por fugas y por condición las bombas del sistema hidráulico de axeo, ubicadas en la parte posterior derecha del tren principal.
- Reemplace los elementos de filtro de las líneas de las bombas en el sistema hidráulico de axeo.

- Calibrar el transmisor del indicador de cantidad de fluido hidráulico del sistema de taxi (el indicador debe de tener 1.78 US cins. y estar en la marca "F" cuando el tanque está lleno).

Es necesario observar que las bombas tienen determinado el tiempo y frecuencia para su servicio que es de 20,000 ciclos de funcionamiento. Es decir, que esta bomba es controlada como un reloj rotativo y es programada para su servicio de overhaul al cumplir los ciclos (después de atenderse antes mencionado).

4.3.2 EQUIPOS NECESARIOS PARA EL MANTENIMIENTO DEL SISTEMA E IMPLEMENTARSE

Es muy importante indicar y aclarar que no es necesario equipo especializado para realizar los trabajos de mantenimiento. Las herramientas y equipos serán los mismos que se emplean para el mantenimiento en los sistemas hidráulicos.

A continuación se listan las herramientas que necesita el mecánico.

- Alicates pico de loro.
- Desarmador enano-plano.
- Desarmador Phillips Nº 1, 2 y 3.
- Desarmador plano de 4" x 3/16" 6" x 1/4" y 8" x 5/16".

- Juego de 10 llaves mixtas desde $5/32"$ x $3/16"$ hasta $3/8"$ x $7/16"$.
- Juego de 20 llaves Allen desde $1/16"$ a $1/4"$.
- Centro de $4\ 1/2"$ x $3/8"$.
- Botador de $5"$ x $5/32"$.
- Llaves mixtas de $1/4"$, $5/16"$, $11/32"$, $3/8"$, $7/16"$, $1/2"$, $9/16"$, $5/8"$, $11/16"$, $3/4"$, $13/16"$, $7/8"$, $15/16"$, $1"$.
- Ratchet de mando de $1/4"$, $3/8"$, y $1/2"$.
- Extensión dado de $6"$ para mando de $1/4"$.
- Dados de 12 puntas con mando de $1/4"$, de $3/16"$, $7/32"$, $1/4"$, $9/32"$, $5/16"$, $11/32"$, $3/8"$, $7/16"$ y $1/2"$.
- Dado profundo de 6 puntas con mando de $1/4"$, de $3/16"$, $7/32"$, $1/4"$, $9/32"$, $11/32"$, $3/8"$, $7/16"$ y $1/2"$.
- Una extensión para mando de $3/8"$, de $6"$, $10"$ y $3"$.
- Palanca articulada de $10"$ para mando de $3/8"$.
- Dados standard de 12 puntas con mando de $3/8"$, de $3/8"$, $7/16"$, $1/2"$, $9/16"$, $5/8"$, $11/16"$, $3/4"$, $13/16"$.
- Dados profundos de 6 puntas con mando de $3/8"$, de $3/8"$, $7/16"$, $1/2"$, $9/16"$, $5/8"$, $11/16"$, $3/4"$ y $13/16"$.
- Extensión para mando de $1/2"$, de $3"$, $6"$, $10"$.
- Cardán de mando de $1/2"$.
- Palanca articulada de $15"$ con mando de $1/2"$.

- Dados standard de 12 puntas con mando de 1/2", de 7/16", 1/2", 9/16", 5/8", 11/16", 3/4", 13/16", 7/8", 15/16" y 1".
- Dados profundos de 12 puntas con mando de 1/2", de 1/2", 9/16", 5/8", 11/16", 3/4", 13/16", 7/8", 15/16" y 1".
- Llave francesa de 10".
- Llave de velocidad.
- Espejo de inspección.
- Regla de acero de 6".
- Alicates de presión.
- Alicates de corte.
- Alicates de punta.
- Alicates de combinacion.
- Dado desarmador plano.
- Lima de media cana de 10".
- Lima redonda de 10".
- Mango para lima.
- Protector de oido.

Podemos utilizar un banco de prueba del sistema hidráulico, que será el mismo banco usado para probar las unidades del sistema hidráulico "A", "B" y "Stand-by".

Las características del banco de prueba, son las siguientes:

- Trabaja con fluido hidráulico Skydrol.

- El motor de la bomba principal trabaja 230/480 V., trifásico, 50/60 Hz., 75 HP. y 1800 RPM.
- La bomba impulsa 35 glns. por minuto - 1,800 RPM y con 3,000/5,000 PSI.
- Para utilizar este banco es necesario utilizar las especificaciones indicadas para el motor.
- Fabricante: Hydraulic International Inc.
- El número de modelo: MK-1A.

CAPITULO 5 EVALUACION ECONOMICA

En el presente capítulo nos ocuparemos de analizar los costos de operación con el sistema tradicional de taxeo, es decir, con el uso de los motores de la aeronave. Y también los gastos de inversión, operación y otros, que involucran la implementación del sistema de taxeo objeto del presente estudio. Con la finalidad de comprobar la rentabilidad y factibilidad del proyecto.

5.1 GASTO ACTUAL DE OPERACION

En este sub capítulo describiremos los gastos con el sistema actual, tales como, el consumo de combustible, desgaste de los motores y el producido por las enfermedades profesionales.

5.1.1 Costo anual de combustible:

El principal gasto en la condición actual de operación, es el gasto de combustible, a continuación evaluaremos dicho gasto respecto del promedio del costo actual del combustible de aviación.

Por las características de la aeronave escogida para el presente estudio, es decir, de autonomía media de vuelo, podrá realizar escalas en las ciudades de los diferentes países de su iti-

nerario, realizando la recarga de combustible en estas tomas si fuese necesario.

Razón por la cual consideraremos el promedio del costo de combustible en las diferentes tomas.

Precio de combustible para aeronaves en diferentes tomas

- Santiago de Chile (Chile) : 0.8996 \$/galón
- Buenos aires (Argentina) : 1.00 \$/galón
- Rio de Janeiro (Brasil) : 0.87 \$/galón
- Guayaquil (Ecuador) : 1.29 \$/galón
- Bogotá (Colombia) : 0.85 \$/galón
- La paz (Bolivia) : 0.89 \$/galón
- Caracas (Venezuela) : 0.93 \$/galón
- México (México) : 0.80 \$/galón
- Panamá (Panamá) : 1.154 \$/galón
- Miami (Usa) : 1.26 \$/galón
- Lima (Perú) : 0.88 \$/galón

Resultando un promedio de 0.98 \$/galón.

El consumo de combustible en un ciclo (despegue - aterrizaje) por cada motor, lo podemos calcular de la siguiente manera:

$$G_c = g \cdot P_{\text{max}} \cdot t \quad (\text{Kg/motor})$$

Donde:

G_c : Consumo de combustible en un ciclo por cada motor..

g : Consumo específico de combustible por hora = 57×10^{-3} Kg/N.hr ⁽¹⁾

P_{max} : Potencia necesaria en el takeoff =

$$N_2 \cdot P_{max} = 0.55 \times 62,272 = 34,349.60$$

t: Tiempo promedio de takeoff por ciclo =
5/60 (hr/ciclo).

$$G_c = 57,10^{-3} \cdot 34,349.60 \cdot 5/60 = 163.16 \text{ Kg/motor} \cdot \text{año}^{-1}$$

El consumo de combustible anual por cada motor será:

$$G_{c/m} = G_c \cdot N_c \quad (\text{Kg/año})$$

Donde:

$G_{c/m}$: Consumo de combustible anual por motor.

N_c : Número de ciclos anuales = 2700 ciclos/año.

$$G_{c/m} = 163.16 \cdot 2,700 = 440,532 \text{ Kg/año}$$

El consumo anual de la aeronave será:

$$G_{c/a} = G_{c/m} \cdot N_m \quad (\text{Kg/año})$$

Donde:

$G_{c/a}$: Consumo de combustible anual de la aeronave.

N_m : Número de motores por avión = 3

$$G_{c/a} = 440,532 \cdot 3 = 1,321,596 \text{ Kg/año}$$

Por lo que, el costo de combustible anual por aeronave será:

$$C_{c/a} = (G_{c/a} \cdot C_{pc}) / w \quad (\$/año)$$

Donde:

$C_{c/a}$: Costo de combustible anual por avión.

Cpc: Costo promedio de combustible por galón = 0,98 \$/galón

w: Densidad del combustible = 3,04 Kg/galón

$$C_{c/año} = (1'321,596 \times 0,98) / 3,04 = 426,041 \text{ \$/año}$$

5.1.2 Costo anual por desgaste de motor

Otro gasto que se puede considerar, es el debido a las horas de funcionamiento del motor durante el taxeo.

El tiempo de funcionamiento durante el taxeo, en horas anuales, se puede calcular de la siguiente manera:

$$T_{\text{tax/año}} = N \times t \quad (\text{hrs/año})$$

Donde el $T_{\text{tax/año}}$ es el tiempo transcurrido durante el taxeo anual.

$$T_{\text{tax/año}} = 2,700 \times (5/60) = 225 \text{ hrs/año.}$$

Por otro lado, el costo horario de un motor, se puede determinar en base al costo promedio de una reparación general de un motor (overhaul), el cual es de aproximadamente 322,563.

Sabiendo que la frecuencia con que se hace una reparación general es de 19,500 horas.

Luego tenemos:

$$C_{h/m} = C_o / T_r \quad (\$/hr)$$

Donde:

$C_{h/m}$: Costo horario de un motor.

C_{rg} : Costo por reparación general (\$).

T_r : Tiempo entre reparaciones generales (hrs).

$$C_{izm} = 322,563 / 19,500 = 16.54\$/hr.$$

Costo anual en la aeronave por desgaste de motor es:

$$C_d = C_{izm} \cdot T_{max} \cdot Nr \quad (\$/año)$$

Donde C_d es el costo anual por desgaste de motor.

$$C_d = 16.54 \cdot 225 \cdot 3 = 11,164.50 \$/año.$$

5.1.3 Costo debido a la incidencia del ruido y la contaminación

Otro gasto que podemos considerar con el sistema actual es el debido a la incidencia del ruido y la contaminación en la productividad y seguro médico del personal técnico.

Para evaluar esta incidencia tomaremos la estadística elaborada por el IPSS en la posta médica, ubicada en el aeropuerto internacional Jorge Chávez que atiende únicamente al personal de una línea aérea nacional.

Analizando dicha estadística, respecto de los casos de problemas respiratorios, tenemos 125 casos al mes en promedio, lo que representa 1,500 casos anuales (Ver Anexo # 3.).

Asumiendo que el 20% de los casos son provocados por contaminación, tenemos que son 300 los casos anuales que se presentan por esta causa, lo que representa el 25% del personal que labora en mantenimiento y aeropuerto de dicha empresa aérea.

Considerando que solo el 20% de los casos de problemas con el aparato respiratorio (debido a la contaminación), es decir, 60 casos anuales, tomarán los 20 días de descanso médico que cubre la empresa en un 80% de su sueldo; se puede calcular el gasto anual de la siguiente manera:

20 días anuales, equivalen a 80 \$/caso, luego,

$$60 \text{ caso/año} \quad 80 \text{ \$/caso} = 4,800 \text{ \$/año.}$$

De una manera análoga, los casos del sistema nervioso, los sentidos y tratamientos mentales, que de acuerdo a la estadística antes mencionada se presentan 30 casos al mes en promedio, lo que representa 360 casos anuales.

Asumiendo que el 20% de estos casos son producidos por el ruido, tenemos que 72 casos anuales se presentan por este problema, que es el 6% del total de trabajadores en esta línea aérea. Considerando que solo el 20% de los casos provocados por el ruido, es decir, 14 casos anuales, tomarán los 20 días de descanso médico

cubierto por la empresa, se puede estimar el gasto anual de la siguiente manera:

Como 20 días/año, equivalen a 80\$/caso, tenemos que 14 casos/año $80 \text{ \$/caso} = 1,120 \text{ \$/año}$.

Teniendo en cuenta todos los gastos anteriormente mencionados, podemos concluir que el gasto total en las condiciones actuales de operación es aproximadamente 443,125.50 \$/año.

5.2 PRESUPUESTO DE OPERACION CON EL NUEVO SISTEMA

En esta parte vamos a considerar todos los gastos en que se pueden incurrir para la implementación del nuevo sistema, modificaciones, unidades, incremento en peso, lubricantes, etc.

5.2.1 ACCESORIOS NUEVOS COSTO TOTAL DEL RETRABAJADO DE PIEZAS

A continuación listamos las unidades seleccionadas para la implementación del nuevo sistema, considerando que estas mismas unidades son usadas en otros sistemas de la aeronave escogida y que son de uso standard en aviación, debido a esto adjuntamos el número de parte del fabricante, razón social y costo.

- Electro-motobomba, F/N: 57186, de Vickers Inc. Aerospace (3 unidades).

US \$ 6,700.00 c/u., total: US \$ 20,100.00

- Hidromotor, P/N: MS9-3911-30ZE, de Vickers Inc. Aerospace (4 unidades).
US \$ 3,550.00 c/u., total: US \$ 13,400.00
- Indicador de presión hidráulica, P/N: 50233-10, de Kratos Inc. Aviation Products (2 unidades).
US \$ 600.00 c/u., total: US \$ 1,200.00
- Válvula selectora, P/N: 69-14217-2 de Boeing Co. (2 unidades).
US \$ 1,615.00 c/u., total: US \$ 3,230.00
- Válvula check P/N: 13-60491-3, de Parker Hannifin Co. (5 unidades).
US \$ 261.00 c/u., total: US \$ 1,305.00
- Switch indicador de alta presión, P/N: 90037, de Custom. Control Sensors Inc. (2 unidades).
US \$ 245.00 c/u., total: US \$ 490.00
- Transmisor de cantidad de fluido, P/N: EA1065A2371, de Simmons Precision Products Inc. (1 unidad).
US \$ 368.00 c/u.
- Indicador de cantidad de fluido, P/N: B712-4, de Liquidometer Corp. (1 unidad).
US \$ 729.00 c/u.
- Reservorio de líquido hidráulico, P/N: 65-17817-10, de Aviation Sales (1 unidad).
US \$ 1,500 c/u.
- Transmisor de presión, P/N: 50234-1, de World Aviation (4 unidades).

US \$ 1,150.00 c/u. total: US \$ 4,600.00.

- Conjunto de filtro. P/N: 045275, de Aviation Sales (4 unidades).

US \$ 595.00 c/u., total: US \$ 2,380.00.

Tubo de aluminio (9 pies), P/N:

5052.0.049.1/2, de Intercontinental Metals.

US \$ 21.40 c/pie, total: US \$ 192.70.

- Tubo de aluminio (9 pies), P/N: 5052.0.049.1, de Intercontinental Metals.

US \$ 26.55 c/pie, total: US \$ 238.95.

- Manguera flexible (de presión) P/N:

BACH6R0290DUR, de Boeing Co. (4 unidades).

US \$ 19.40 c/u., total: US \$ 77.60.

- Manguera flexible (de succión) P/N:

BACH30AU12R0090, de Boeing Co. (2 unidades)

US \$ 20.30 c/u., total: US \$ 40.60.

- Manguera flexible (de recirculación) P/N:

BACH30AU06R0280, de Boeing Co. (2 unidades).

US \$ 10.00 c/u., total: US \$ 20.00.

- Abrazaderas, arcos, pernos, tuercas y tuercas de union cuyos P/N son respectivamente: BACC10DK-4, NAS595-16E, NAS221-8, LHTM02W y IS21902D6.

Si monto total es aproximadamente: US \$ 63.00

- Reductor planetario diferencial de engranajes internos rectos, como esta unidad es diseñada especialmente para este proyecto y por sus características lo podemos estimar en US

7,000.00.

- Modificación al eje del tren principal y al aro de las ruedas, estas se pueden estimar en un 70% del costo total de las unidades, que representa aproximadamente US \$ 40,134.5.
 - Los gastos de instalación del nuevo sistema se estiman en US \$ 1,500.00, que representa un total de 100 horas hombre a US \$ 30.00 cada hora hombre de mano de obra elemental calificada.
 - Los gastos o pérdidas por días detenidos (se vuelo) para la modificación de la aeronave son:
 - 10 días x US \$ 5,000.00 cada día:
 - US \$ 50,000.00
 - Considerando imprevistos por eventualidades al escoger las unidades indicadas anteriormente y instalaciones eléctricas en un 10% de los gastos anteriores, tenemos US \$ 15,227.00.
- El total de accesorios nuevos y retrabajo de piezas es: US \$ 167,496.00.

5.2.2 GASTOS DE OPERACION

Los gastos de operación que en los párrafos subsiguientes se encuentran disgregados, tienen un monto aproximado de US \$ 3,802.00.

5.2.2.1 Gasto debido al incremento en peso

Uno de los gastos que debemos de considerar en este rubro es el producido por el incremento en peso de las unidades, fluido hidráulico, tuberías, etc.

Se estima el peso incrementado en el avión aproximadamente en 571.46 N.

De acuerdo un servicio de boletín, si utilizaríamos el avión durante 9.1 hrs/día con 1,014 km. de vuelo, se gastarían 11.420 lts., lo que representa 3,017.00 US\$/año.

5.2.3.2 Gasto de mano de obra directa

Otro gasto que podemos considerar, es el de mano de obra.

Solo vamos a considerar la mano de obra directa, que se efectúa en las inspecciones diarias con dos mecánicos y un inspector de control de calidad; necesitando un tiempo promedio de 15 minutos para la realización del servicio. Para este servicio, el gasto de mano de obra directa, en base un sueldo promedio de 150.00 US\$/mes, la podemos estimar en 257.00 US\$/año.

Se puede considerar la misma cantidad de personal para la inspección "C" cuya frecuencia es de 2,000 horas de vuelo, aproximadamente 7 meses, necesitando un tiempo promedio para el servicio de 64 minutos en cada acción de mantenimiento, como vimos en la sección 4.7, estimando el tiempo para cubrir toda la inspección en cuatro horas.

Para este servicio el gasto de mano de obra sería de 12.00 US\$/año.

5.2.2.7 Gasto debido a lubricantes

Se puede considerar otro gasto de operación el incurrido en aceite, fluido hidráulico y grasas, los cuales tienen las siguientes especificaciones:

MIL-L-7808 (Turbo oil 2389): 3.00 US\$/qln.

Skydrol (Hyjet-IV-500-B): 33.75 US\$/qln.

MIL-G-25013A: 6.46 US\$/lb.

Este gasto suma aproximadamente US\$ 516.00 anuales.

5.3 EFECTO ECONOMICO LOGRADO

De acuerdo a los puntos desarrollados anteriormente tenemos:

a) El gasto actual de operación asciende a 443,125.50 US\$/año.

b) Inversión en las nuevas unidades, retrabaje de piezas, instalación imprevistos, ascienden a US \$ 167,496.00.

c) Gastos totales de operación, ascienden a 3,802.00 US\$/año.

Evaluando estas inversiones en el transcurso de un año, tenemos:

$443,125.50 - 167,496.00 - 3,802.00 = 271,827.50$ US\$ de utilidad o ahorro.

Además el total de la inversión asciende a un monto de US \$ 171,298.00.

De la tabla adjunta, tomaremos el año 1979 como referencia para observar la variación del dólar y el tipo de cambio.

Luego podemos concluir que nuestro costo de oportunidad más favorable es la inversión, debido a la creciente devaluación incluso en la moneda norteamericana, como se puede apreciar en la tabla antes mencionada.

SUB Y SOBRE-VALUACION DEL INTI : 1962-1987

AÑOS	Indices de Precios al Consumidor (Base: 1979 =100)		Relación	Tipo de Cambio de Paridad	Tipo de Cambio Oficial	Porcentaje de Sub (-) o Sobre (+) Valuación	Tasa de incremento d IPC Lima Metropolit
	Lima Met. (1)	EE.UU. (2)					
1962	5.26	41.7	0.12614	0.0283	0.0268	5.8	
1963	5.57	42.2	0.13199	0.0297	0.0268	10.7	0.0589
1964	6.12	42.7	0.14333	0.0322	0.0268	20.2	0.0987
1965	7.12	43.5	0.16368	0.0368	0.0268	37.2	0.1634
1966	7.76	44.7	0.17360	0.0390	0.0268	45.6	0.0899
1967	8.52	46.0	0.18522	0.0416	0.0303	37.4	0.0979
1968	10.14	47.9	0.21169	0.0476	0.0387	22.9	0.1901
1969	10.78	50.5	0.21347	0.0480	0.0387	23.9	0.0631
1970	11.32	53.5	0.21159	0.0475	0.0387	22.9	0.0501
1971	12.09	55.8	0.21667	0.0487	0.0387	25.8	0.0680
1972	12.95	57.6	0.22483	0.0505	0.0387	30.5	0.0711
1973	14.19	61.2	0.23186	0.0521	0.0387	34.6	0.0958
1974	16.58	67.9	0.24418	0.0549	0.0387	41.8	0.1684
1975	20.50	74.1	0.27665	0.0622	0.0404	54.0	0.2364
1976	27.37	78.4	0.34911	0.0784	0.0558	40.6	0.3351
1977	37.78	83.5	0.45246	0.1017	0.0842	20.7	0.3803
1978	59.63	89.9	0.66329	0.1490	0.1563	-4.6	0.5783
1979	100.00	100.0	1.00000	0.2247	0.2247	0.0	0.6770
1980	159.16	113.5	1.40229	0.3151	0.2889	9.1	0.5916
1981	279.20	125.3	2.22825	0.5007	0.4223	18.6	0.7542
1982	459.17	133.0	3.45241	0.7758	0.6976	11.2	0.6446
1983	969.53	137.3	7.06140	1.5867	1.6286	-2.6	1.1115
1984	2038.04	143.1	14.24207	3.2002	3.4669	-7.7	1.1021
1985	5368.18	148.2	36.22254	8.1392	10.9781	-25.9	1.6340
1986	9551.14	151.1	63.21072	14.2034	13.9500	1.8	0.7792
1987	17750.44	153.8	115.41248	25.9332	16.8400	54.0	0.8585

FUENTE : DISE

- (1) INE Direccion General de Indicadores Economicos y Sociales, Peru io Estadístico 1987
 (2) Economic Report of the President, Transmitted to the congress january 1987
 (3) Intis por dólar

NOTAS:

(1) Ver el Manual de Mantenimiento del Motor JT8D-7B.

(2) Cálculo comparado con el estudio preliminar de la Cía. British Aerospace, Aircraft Group, Hatfield-Chester Division, England.

CAPITULO 6 JUSTIFICACION SOCIAL

Todo proyecto, debe siempre tener presente, los factores sociales que se lograría con su implementación, esto es importante, puesto que el bienestar del trabajador determina también el incremento de la productividad.

6.1 EVALUACION DE LOS NIVELES DE RUIDO

Los ruidos son manifestaciones de la energía sonora desagradable o molesta al oído. Los ruidos tienen un efecto inhibitorio para el trabajo, y provocan un aumento del esfuerzo, por lo general de orden inconsciente. Sus efectos continuados pueden llegar a ser perjudiciales, causando lesiones en las partes internas del órgano auditivo, incluso, atrofias del nervio auditivo, que conducen a sorderas permanentes.

Friedman indica: "Los testimonios de los mineros que hemos recogido personalmente, insisten en el enorme desgaste de energía física y moral que provocan los ruidos de las máquinas de extracción y especialmente las sacudidas de las pectoradoras".

La primera lesión grave profesional de este tipo, estudiada hace casi un siglo, es la llamada "sordera de los calderos".

Los ruidos agudos son los más peligrosos para el oído y causantes de fatigas nerviosas, por lo que deberán

eliminarse todo lo posible de los ambientes de trabajo. Produce perturbaciones importantes en el sistema nervioso, y distraen considerablemente la atención del trabajo y obligan a un esfuerzo considerable para reanudar la tarea.

El Instituto de Salud Ocupacional del Ministerio de Salud Pública y Asistencia Social⁽²⁾, en el artículo 25 del reglamento para la apertura y control sanitario de plantas industriales dice:

"En todo establecimiento industrial en que se produzca ruido, el nivel total para jornadas de cinco o más horas por día, durante cinco o más días a la semana, no debe ser superior a 90 decibeles, medidos a la altura de la zona auditiva".

En una prueba realizada por Smith y Curnow, sobre la hipótesis del "despertamiento", hicieron variar la música de fondo de dos grandes supermercados, para ver el efecto que se producía en la conducta de compra. Descubrieron que los clientes pasaban mucho menos tiempo en la tienda durante los periodos de música ruidosa.

En otro experimento realizado para determinar los efectos del ruido, realizado por Vernon y Warner (1932), se notó un ligero incremento en el gasto de energía, medido por el consumo de oxígeno.

El factor principal que determina si un ruido constituye un elemento de distracción, es su naturaleza, sin importar que sea constante o intermitente. Cuando el ruido es constante, la persona se adapta a él; pero cuando es intermitente, se debe realizar un mayor esfuerzo para sostener el nivel de eficiencia.

Un informe sobre los efectos del ruido en la industria, demostró que existía una sorprendente variedad de mejoras al reducir aquél. (J.L. Mc. Farley "Noise drives us crazy"). Por ejemplo, el trabajo de montaje de reguladores de temperatura se incrementó en más del 37% y los errores descendieron a un octavo de su cifra anterior, al trasladarse el trabajo de la proximidad de un taller de calderas a una zona tranquila. El trabajo de oficina se incrementó 8.8% y los errores de las mecanógrafas bajaron un 24% al reducirse el ruido un 14.5%.

La reducción del ruido también hizo descender la inestabilidad laboral un 47% y en un 37.5% el ausentismo.

En general, en los estudios realizados en las industrias, se ha demostrado que la reducción del ruido, lleva consigo algún incremento en la producción.

Algunos individuos son hipersensitivos al ruido y no pueden adaptarse a él, existen distintos factores hereditarios que hacen que algunas personas no toleren

los ruidos (C. Morgan y H. Waldman "Conflict and audiogenic seizures").

En algunos casos, esta sensibilidad al ruido, los llevan al desequilibrio emocional.

El hecho que los ruidos sean generalmente desagradables, puede ser un factor importante en las reacciones y relaciones sociales, aún cuando no influyan marcadamente sobre el rendimiento individual (K.G. Pollock y F.C. Bartlett "Psychological experiments on the effects of noise"). Los ruidos intermitentes son, con certeza, los más perturbadores, en lo que concierne a las reacciones emocionales.

El Doctor en Psicología y Educación, Carlos Cardenas, que labora en la Fuerza Aérea Peruana, comenta en base a su experiencia, que el ruido produce:

- Cambios en el comportamiento y en el temperamento.
- Alteraciones en las relaciones interpersonales, como el gritar al hablar y el cambio en su lenguaje.
- Afecta al sueño, al persistir el zumbido que no deja dormir.
- Afecta al sistema nervioso, alterándolo (tensión, mal humor, etc.).
- Lleva a la depresión histérica.
- Disminuye el apetito.
- Puede producir una sordera psicológica.

Las normas y métodos recomendados referente al ruido de las aeronaves, fueron adoptados inicialmente por el Consejo el 02 de Abril de 1971, de acuerdo a lo dispuesto en el artículo 37 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional (Chicago 1944), con la designación del anexo 16 al convenio. El anexo 16, se preparó de la siguiente manera:

La Asamblea en su 16^{va} periodo de sesiones, Buenos Aires, Setiembre de 1968, adoptó la resolución siguiente:

A16-3: "Ruido producido por las aeronaves en la proximidad de los aeropuertos".

En respuesta a la resolución A16-3 de la Asamblea, se celebró en Montreal (Noviembre-Diciembre 1969) una conferencia especial sobre el ruido producido por las aeronaves en las proximidades de los aeródromos para examinar los siguientes aspectos relacionados con los diferentes problemas de ruido:

- a) Procedimientos para describir y medir el ruido producido por las aeronaves.
- b) Tolerancia humana al ruido producido por las aeronaves.
- c) Homologación de las aeronaves en cuanto al ruido.
- d) Criterios para la formulación de procedimientos operacionales para atenuar el ruido de las aeronaves.
- e) Reglamentación de la utilización de los terrenos y
- f) Procedimientos para atenuar el ruido producido por los motores cuando se prueban en tierra.

En base a las recomendaciones de la conferencia especial sobre el ruido, se elaboraron proyectos de normas y métodos recomendados internacionales, referente al ruido de las aeronaves y después de su enmienda sub-siguiente a la acostumbrada consulta a los Estados miembros de la Organización, fueron adoptados por el Consejo para formar el texto del Anexo # 16. Los niveles de ruido en las cercanías de una pista de aterrizaje, con sus motores encendidos, sobrepasan los cien decibales (Ver figura) (2)

El presente proyecto, implementa la recomendación (a) del artículo 24 del Reglamento para la apertura y control sanitario de plantas industriales, que dice: "En todo local industrial que por la naturaleza del trabajo que se realiza, se producen ruidos molestos, perjudiciales para la salud de todos los trabajadores, así como para los que trabajan en lugares adyacentes o para el vecindario, se deberá tratar de disminuir la intensidad de los ruidos por medios adecuados, para cuyo efecto se recomienda uno o más de los siguientes procedimientos:

- a) Eliminación o reducción del ruido en su fuente de producción.
- b) Aislamiento de las operaciones ruidosas.
- c) Reducción del ruido por medio de instalaciones aisladoras.

d) Usos de aparatos de protección personal contra el ruido.

En resumen, al implementar el sistema mencionado por el presente proyecto, nos evita del uso de los motores de la aeronave, para el desplazamiento del avión en tierra, con lo cual no solo se logra disminuir los niveles de ruido, sino que acaba con el ruido en su fuente.

Estas condiciones darán lugar a que la eficiencia de parte de los mecánicos de línea, así como los agentes de tráfico aéreo y los estibadores de carga, suba por lo menos en un 15% y las enfermedades profesionales producidas por el ruido, de este mismo personal disminuyan considerablemente.

Todo esto traerá consigo un incremento en la producción y una disminución en los gastos de Seguridad Social y subvención debido a la enfermedad por parte de la empresa; los cuales juntos elevarán el nivel de rentabilidad de sus respectivas empresas.

Por otro lado, el beneficio con la eliminación del ruido, en el bienestar de los trabajadores involucrados, es significativo por las razones expuestas anteriormente.

6.2 EVALUACION DE LOS NIVELES DE CONTAMINACION

En 1971 se elaboró en Estocolmo la Conferencia de las Naciones Unidas sobre el Medio Humano. La posición de

la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional), ante esa conferencia, fue objeto de la resolución A18-11 de la asamblea, que entre otras cosas dice lo siguiente:

"Que al cumplir ese papel, la OACI esta consciente de los efectos adversos en el medio ambiente, que puedan relacionarse con la actividad de las aeronaves de la responsabilidad de la OACI y de sus miembros, en lograr la mayor compatibilidad posible, entre el desarrollo seguro y ordenado de la aviación civil y la calidad del medio humano".

El 18º periodo de sesiones de la Asamblea, también adoptó la resolución A18-12, relacionado con el medio humano, que dice lo siguiente:

"La Asamblea:
 Fide al Consejo que, con la ayuda y cooperación de otros órganos de la organización y otros organismos internacionales, prosiga energicamente la labor de preparación de normas, métodos recomendados y procedimientos o de texto de orientación referentes a la calidad del medio humano".

A raíz de esta resolución, la OACI organizó un programa de acción relacionada al medio ambiente. Como parte de ese programa, se creó un grupo de estudio para que colabore con la Secretaría en determinadas labores, relacionadas con la emisión de los motores de las aeronaves. Como resultado de la labor realizada, por ese grupo de estudio, en 1977 la OACI publicó una

circular titulada "Regulación de las Emisiones de los Motores de las Aeronaves" (Circular 134-AN/94). Esta circular contiene textos de orientación a base de un procedimiento de certificación para regular la pérdida de combustible, el humo y ciertas emisiones gaseosas provenientes de los nuevos motores turboreactores y turbofan, proyectados para la propulsión de aeronaves de velocidades sub-sónicas.

El Consejo convino en que el asunto de las emisiones de los motores de las aeronaves, no solo se confinaba a los aspectos técnicos objetivos, sino que también reclamaba el estudio de expertos en diferentes actividades, sin olvidar las opiniones directas de los Estados miembros.

Así pues, en 1977 se creó un Comité del Consejo, denominado "Comité sobre las Emisiones de los Motores de las Aeronaves" (CAEE), para que profundizase varios aspectos de esta cuestión.

Dentro de los productos de la combustión de un turbo reactor, que es la fuente motriz de una aeronave, se encuentra el monóxido de carbono. Este producto se presenta, siempre que haya una combustión incompleta de un compuesto derivado del carbón.

Cuando este gas ingresa a los pulmones, se combina con la hemoglobina de la sangre. La afinidad de la hemoglobina por el monóxido del carbono (CO) es mucho

mayor que por el oxígeno, produciendo carencia de oxígeno.

Esta carencia de oxígeno en el cerebro, reduce la habilidad para razonar y tomar decisiones.

Una exposición prolongada, reduce la habilidad en el piloto de operar un avión. Prolongadas exposiciones en bajas concentraciones de CO, es tan peligroso como las breves exposiciones a relativamente elevadas concentraciones.

El Comité de Aviación para la Protección Ambiental, realiza constantemente estudios de investigación, para reducir las emisiones de óxidos de nitrógeno (NOx) en sus programas de trabajo. (3)

El óxido de nitrógeno, se obtiene de la suma de las partes del óxido nítrico (NO) y de bióxido de nitrógeno (NO₂), calculado como si el óxido nítrico estuviese presente en forma de bióxido de nitrógeno.

El Instituto de Salud Ocupacional del Ministerio de Salud Pública y Asistencia Social reqlamenta (4) que los contaminantes atmosféricos generados, deberán mantenerse dentro de los límites que se indican:

Bióxido de nitrógeno: 5 ppm ó 9 mg/m³.

Monóxido de carbono: 100 ppm ó 110 mg/m³.

Los niveles reglamentarios de las emisiones gaseosas, cuando se miden y calculan con arreglo los procedimientos indicados en el Anexo # 16 al Convenio

sobre Aviación Civil Internacional, Volumen II (5), no deberán superar los niveles reglamentarios, calculados en base las fórmulas siguientes:

- Hidrocarburos (HC): $D_p/F_0 = 19.6$
- Monóxido de carbono (CO): $D_p/F_0 = 118$
- Oxidos de nitrógeno (NOx): $D_p/F_0 = 40 + 2 \pi$

Donde:

D_p : Masa de todo gas contaminante emitido durante el ciclo de aterrizaje y despegue.

F_0 : Potencia nominal.

π : Relación de presión de referencia = 16

Para la aeronave escogida tenemos:

$$(HC): D_p = 19.6 \times F_0 = 19.6 \times 0.07 \times 62.2$$

$$D_p = 85.3 \text{ gr/Kg.}$$

$$(CO): D_p = 118 \times F_0 = 118 \times 0.07 \times 62.2$$

$$D_p = 517.8 \text{ gr/Kg.}$$

$$(NOx): D_p = F_0 \times (40 + 2 \times \pi)$$

$$D_p = 0.07 \times 62.2 \times (40 + 2 \times 16) = 313.5 \text{ gr/Kg.}$$

Acumulando una cantidad de gases de escape de:

912.6 gr/Kg.

Podemos concluir, que al implementar el presente proyecto, no será necesario realizar el encendido de los motores en la zona de estacionamiento de los aviones, puesto que nuestro sistema de taxeo, desplazará a la aeronave hasta la zona donde se inicia el despegue, en esa zona se realizará el encendido de los motores. De esta manera se evitará el contacto de

las personas que laboran en la rampa de los aeropuertos con las nocivas emisiones de los turboreactores.

Los problemas respiratorios podrán ser resueltos en un 20% aproximadamente, de los casos presentados (ver Anexo 3), con el consiguiente aumento de la eficiencia y la productividad. Se reducirán los problemas de contaminación por emisión de los gases. Llenando esta de 910.6 gr/Kg. por motor en la aeronave que estamos estudiando (Boeing 727-100).

Es necesario remarcar que el personal aeronáutico en rampa elevará su productividad, debido a:

- Menor cansancio debido a la menor contaminación.
- Menos enfermedades respiratorias y en general las que son derivadas de la influencia de los gases.

NOTAS:

(1) Ver las páginas 7 y 8 del ítem 23 de la referencia bibliográfica.

(2) Ver el ítem 5 de la referencia bibliográfica.

(3) Ver el ítem 13 de la referencia bibliográfica.

(4) Ver las páginas 10 y 28 del ítem 23 de la referencia bibliográfica.

(5) Ver apéndices 3 y 4 del ítem 5.b de la referencia bibliográfica.

CONCLUSIONES

1. En comparación con los sistemas empleados en la actualidad para el taxi de las aeronaves, es decir el movimiento con sus propios motores nuestro sistema lo supera ampliamente en los aspectos económicos, energéticos de conservación ambiental.
2. Nuestro ahorro energético comparado con los sistemas convencionales empleados en la actualidad, asciende a 434,600 gal. anuales por aeronave.
3. El efecto económico de nuestro sistema, se basa esencialmente en el ahorro de combustible, el ahorro de horas por motor en funcionamiento y la conservación del medio ambiente. Lo que hace a nuestro sistema altamente rentable, ya que nuestra inversión será recuperada en corto plazo.
4. El medio ambiente mundial resultaría muy beneficiado con la implementación de nuestro sistema, ya que la contaminación por causa del trabajo de los motores a reacción llegan a niveles críticos alrededor de los aeropuertos lo cual resulta contraproducente para el desarrollo económico de la zona.
5. El efecto social es otro de los grandes logros que traería consigo este proyecto, debido a que la mayoría de las enfermedades profesionales en el ámbito aeronáutico se producen causa del ruido y la contaminación.

por esas cosas; todo esto es erradicado en un 80% con la implementación de nuestro sistema.

6. Tenemos que hacer hincapié, en que la modificación propuesta en nuestro estudio se basa en un 90% en elementos aeronáuticos standard, quier decir que solo un 10% necesita de fabricación y el resto del material se puede adquirir en el mercado internacional y cuenta con altos coeficientes de confiabilidad.
7. Otras de las ventajas que ofrece este sistema es el diseño especial, que no afectara el stock mínimo de repuestos para las empresas operadoras de este tipo de aeronaves (Boeing 707), que los elementos standard empleados son los mismos con los que está implementado el sistema hidráulico de la aeronave.

BIBLIOGRAFIA

1. Boeing Specification Cross Reference.
Index (All Models) Document DG-42448 (May 1955).
2. Catálogo de Aceros Boehler del Perú s.a.
3. Compound Epicyclic Gear Trains.
Autor: Tuplin W. A.
4. Diseño de Elementos de Máquinas.
Autor: Juan J. Hori A., Profesor Principal en la
Universidad Nacional de Ingeniería.
Tercera Edición (Segunda reimpresión).
5. Eastern Airline.
Cross Reference List - Store & Catalog.
6. Elementos de Máquinas.
Autores: V. Dobrovolskiy, K. Zablonskiy, A. Radchik,
L. Erlig.
Tercera Edición complementada y revisada.
Editorial MIR Moscú, impreso en la URSS 1980.
7. Estadística.
Autor: Taro Yamane.
Tercera Edición.
Editorial HANLA s.a. de C.V., Harper & Row.
8. Fluid Power for Aircraft.
Autor: Samuel W. Merrill.
Seventh Printing, Intermountain Air Press.
9. Graphics for Engineers.
Autores: Randolph P. Hoelscher, Clifford H. Springer,
Jerry S. Dobrovolsky.
A Ronald Press Publication - John Wiley & Sons.
10. Historia Aeronáutica del Perú.
Autor: Carlos A. de la Jara (Coronel FAP).
Editoriales Unidas s.a. en tres tomos.
11. La Aviación en el Perú.
Autor: Alberto Fernández Prada L. (Comodoro FAP).
Editorial Universo s.a., en cuatro tomos.
12. Manual de Engranajes.
Autor: Dudley Darle W.
Primera Edición en castellano (Febrero 1973).
Compañía Editora Continental.

13. Manual del Ingeniero Mecánico.
Autores: Baumeister, Avallone y Baumeister III.
Segunda Edición en castellano (Traducido de la octava edición en inglés).
Editado por "Macgraw-Hill".
14. Máquinas.Cálculos de taller
Autor: A. L. Casillas
28ª edición. Gráficas reunidas s.a.
Av. Aragón 56 Madrid 27 España.
15. Manual Universal de la Técnica Mecánica.
Autores: Erik Oberg y F. D. Jones.
8ª Reimpresión 1977.
Editorial Labor s.a., Calabria 235-239, Barcelona.
15-1977. España.
16. Motores de Reacción - Tecnología y operación de Vuelo.
Autor: Martín Cuesta Alvarez.
Quinta Edición ampliada y actualizada.
Editorial Paraninfo s.a., Madrid, España.
17. Normas y Métodos Recomendados Internacionales.
Protección del Medio Ambiente Anexo 16 al Convenio
Sobre Aviación Civil Internacional.
Primera Edición 1981.
Organización de Aviación Civil Internacional.
 - a. Volumen I "Ruidos de las Aeronaves".
 - b. Volumen II "Emisiones de los Motores de las aeronaves.
18. Proyecto de Elementos de Máquinas.
Autor: M. F. Spotts.
Segunda Edición.
Editorial Reverte s.a.
19. Psicología Industrial.
Autor: Blum Milton.
Editorial Trellas 1981, Mexico.
20. Psicología Industrial.
Autor: Justo Avellana.
Segunda Edición, 1976.
Editorial "El hombre y el trabajo".
21. Psicología Industrial.
Autor: Maier Norman.
Segunda Edición.
Editorial Ricelp 1964, Madrid.

22. Psicología Industrial.
Autor: Siequel Laurence.
CECSA 1965 Mexico.
23. Reglamento para Apertura Control Sanitario de Plantas Industriales.
Instituto de Salud Ocupacional.
Ministerio de Salud Pública y Asistencia Social.
24. Reporte de la Delegación de IATA en la Primera Reunion del ICAG.
Comité de Aviación para la Protección Ambiental.
Montreal 9 al 20 de Junio de 1966.
Doc. Gen./2897.
25. Study for Hard Coat for Aluminium Alloys.
Technical Report 53-151 Write Air Development.
Autor: Gilling F. G. (Cornell Aeronautical Laboratory Inc.).
Dayton, Ohio, 1953.