

Manual del operador

PIPER TOMAHAWK

PA-A 38 112



PIPER

PIPER ES TRADICION...

AVION PIPER TOMAHAWK MODELO PA-A 38-112

INDICE

Sección 1	GENERALIDADES	1.1 a 1.49
Sección 2	LIMITES DE OPERACION	2.1 a 2.7
Sección 3	PROCEDIMIENTOS NORMALES	3.1 a 3.9
Sección 4	PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA	4.1 a 4.6
Sección 5	PERFORMANCES	5.1 a 5.24
Sección 6	PESO Y BALANCEO	6.1 a 6.15
Apéndice 1	MOTORES Y HELICES ELEGIBLES	Ap. 1.1
Apéndice 2	SUPLEMENTOS	
Apéndice 3	REVISIONES INCORPORADAS	Ap. 3.1
Anexo	PÁGINAS RESERVADAS PARA USO DE LOS INSPECTORES DE AERONAVES	Axo.1

NOTA: Este manual ha sido confeccionado como guía general de conocimientos para su divulgación en las ESCUELAS DE VUELO. Al no poder ser actualizado perderá vigencia. Bajo ninguna circunstancia se lo utilizará en reemplazo del MANUAL DE VUELO APROBADO.

CHINCUL S.A.

Sección: 1

Página: 1

SECCION 1

GENERALIDADES

INTRODUCCION

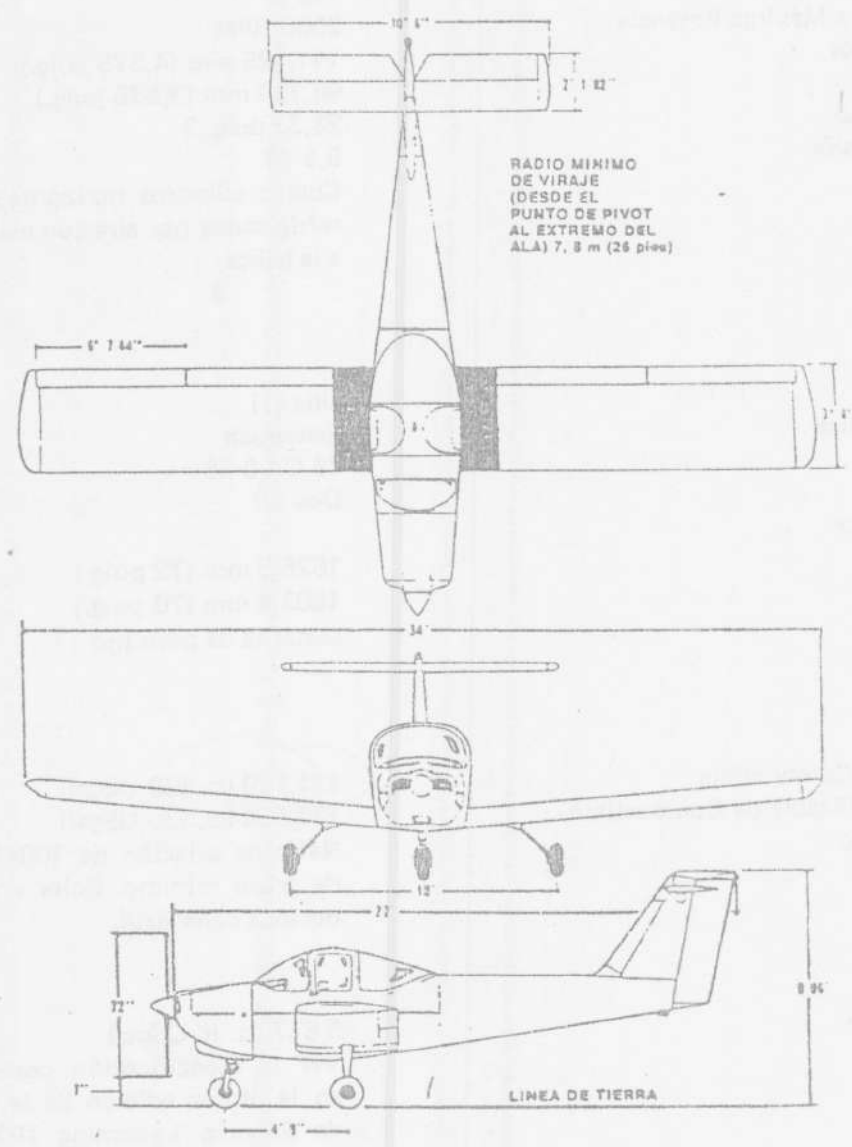
El Manual de Operación del Piloto y el Manual de Vuelo han sido preparados para la máxima utilidad como guía de operación para el piloto. El segundo incluye la información necesaria de acuerdo a la Reglamentación Aeronáutica en vigencia y el primero los datos complementarios suministrados por el fabricante de la aeronave.

Estos manuales no se entienden como sustitutos de una correcta y competente instrucción de vuelo, o del conocimiento de las directivas de aeronavegabilidad, de los reglamentos aeronáuticos o de las circulares y boletines informativos en vigencia. Tampoco es una guía para instrucción básica de vuelo o como manual de entrenamiento y no debe ser utilizado como manual de operaciones si no es mantenido correctamente actualizado.

La seguridad de que la aeronave se encuentra en condiciones de aeronavegabilidad es responsabilidad del propietario de la misma. El piloto al mando es el responsable de determinar que la aeronave cumple con los requisitos de seguridad de vuelo. También el piloto es responsable de que la operación de la aeronave se realice dentro de los límites indicados mediante marcas, placas y el Manual de Vuelo aprobado.

Aunque la conformación de este manual ha sido preparado para aumentar su capacidad durante el vuelo, no debe ser utilizado ocasionalmente como referencia de operación, debiendo el piloto familiarizarse con los límites, performance, procedimientos, y demás características de la aeronave antes del vuelo.

El Manual se encuentra dividido en secciones numeradas provistas de separadores para su rápida identificación. Los límites y procedimientos (normales y de emergencia) han sido colocados en lugar de prominencia para lograr su fácil acceso en caso de que se requiera información durante el vuelo. La Sección IV - PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA - está identificada en rojo para que el separador pueda ser ubicado de inmediato. El Manual es un elemento vivo y posee capacidad para sucesivas modificaciones y ampliaciones.



Sección: 1

Página: 3

MOTOR

a. Número de Motores	Uno (1)
b. Fabricante del Motor	Lycoming
c. Modelo del Motor	O-235-L2C
d. Máxima Potencia de Régimen	112 HP
e. Régimen de Marcha a Máxima Potencia	2600 RPM
f. Diámetro de Cilindros	111,125 mm (4,375 pulg.)
g. Carrera	96,139 mm (3,875 pulg.)
h. Volumen Desplazado	23,33 pulg. 3
i. Relación de Compresión	8,5 : 1
j. Tipo de Motor	Cuatro cilindros horizontales opuestos refrigerados por aire con mando directo a la hélice.

HELICE

k. Número de Hélices	Una (1)
l. Fabricante de la Hélice	Sensenich
m. Modelo	76 CK-0-56
n. Número de Palas	Dos (2)
o. Diámetro de la Hélice	
1. Máximo	1828,8 mm (72 pulg.)
2. Mínimo	1803,4 mm (70 pulg.)
p. Tipo de Hélice	Metálica de paso fijo

COMBUSTIBLE

q. Capacidad Total de Combustible	121,120 lts. (32 USgal)
r. Capacidad Total Utilizable de Combustible	113,550 lts. (30 USgal)
s. Tipo de Combustible	Nafta de aviación de 100/130 octanos de grado mínimo. Color verde 100 LL octanos color azul.

ACEITE

t. Capacidad de Aceite	5,677 lts. (6 USgts)
u. Tipo de Aceite	Ver la especificación correspondiente en la última edición de la Instrucción de Servicio Lycoming 1014 y en el Capítulo de servicios del presente Manual.

PESOS MAXIMOS

- | | |
|--|--------------------|
| a. Peso Máximo de Despegue y Aterrizaje | 757 Kg. (1670 Lb) |
| b. Peso Máximo en el Compartimiento de Equipajes
(Estación de Fuselaje 115,0) | 45,4 Kg. (100 Lb) |

PESOS NORMALES (STANDARD)

- | | |
|---|-------------------|
| a. Peso Vacío Normal (Standard)
(Incluye el combustible no utilizable
y la carga total de fluidos y aceite) | 493 Kg. (1088 Lb) |
| b. Carga Util Normal (Standard)
(Diferencia entre el peso vacío normal
y el peso máximo de despegue) | 264 Kg. (582 Lb) |

ESPACIO PARA EQUIPAJES

- | | |
|-------------------------------|-------------------------|
| a. Volumen del Compartimiento | 0,566 m3 (20 pie3) |
| b. Carga Máxima Sobre el Piso | 122 Kg./m2 (25 Lb/pie2) |

CARGAS ESPECIFICAS

- | | |
|---------------------------|------------------------------|
| a. Carga Alas | 65,43 Kg./m2 (13,39 Lb/pie2) |
| b. Relación Peso Potencia | 6,76 Kg./HP (14,9 Lb/HP) |

SIMBOLOS, ABREVIATURAS Y TERMINOLOGIA

Las siguientes definiciones corresponden a símbolos, abreviaturas y terminología utilizados en el presente Manual y aquellos que deben ser agregados por su significación en operaciones para el piloto.

a. Terminología General y Abreviaturas de Velocidades.

CAS: Velocidad Calibrada: corresponde a la velocidad indicada de una aeronave corregida por los errores de posición de los sensores y del instrumento. La velocidad calibrada es igual a la velocidad verdadera para condiciones atmosféricas normales (ISA) a nivel del mar.

KCAS: Velocidad Calibrada expresada en Nudos (Knots).

G.S.: Velocidad Respecto a Tierra: corresponde a la velocidad real de la aeronave respecto al terreno.

b. Terminología Meteorológica

ISA: Atmósfera Standard Internacional: en la misma el aire es un gas perfecto, la temperatura a nivel del mar es de 15°C (59°F), la presión a nivel del mar es 29,92 pulg. Hg. (1013 mb), el gradiente de temperatura desde el nivel del mar hasta el punto de temperatura igual a $-56,5^{\circ}\text{C}$ ($-69,7^{\circ}\text{F}$) es de $-0,00198^{\circ}\text{C/pie}$ ($-0,003566^{\circ}\text{F/pie}$) y nulo a partir de dicha altitud.

OAT: Temperatura de Aire Exterior: es la temperatura de estagnación del aire libre y se obtiene ya sea por medio de las lecturas de temperatura en vuelo o de fuentes meteorológicas terrestres corregidas por error de instrumento y efectos de compresibilidad.

Altitud de Presión Indicada: Corresponde a la lectura realmente obtenida del altímetro cuando el visor barométrico ha sido ajustado a 29,92 pulg. Hg. (1013 mb).

Altitud de Presión: Es la altitud medida a partir del nivel del mar referido en presión standard (29,92 pulg. Hg) en un altímetro barométrico (o de presión). Es la altitud de presión indicada corregida por error de posición e instrumental. Para este manual los errores de instrumento del altímetro son considerados nulos.

Presión de Estación: La presión atmosférica real correspondiente con la altura de la pista.

c. Terminología de Potencia

Potencia de Despegue: Potencia máxima permisible para el despegue.

Potencia Máxima Continua: Potencia máxima continua permisible durante el vuelo.

Potencia Máxima Para el Ascenso: Potencia máxima permisible durante el ascenso.

Potencia Máxima de Crucero: Potencia máxima permisible durante las operaciones de crucero.

d. Instrumentos de Motor

Indicador de Gases de Escape (EGT): Indicador de temperatura de gases de escape.

Sección: 1

Página: 5

IAS: Velocidad Indicada: corresponde a la velocidad de la aeronave indicada en el indicador de velocidad de vuelo corregida por el error de instrumento. Los valores de velocidad indicada (IAS) publicadas en este Manual asumen error de instrumento nulo.

KIAS: Velocidad Indicada expresada en Nudos (knots).

M: Número de Mach, es la relación entre la velocidad verdadera de la aeronave (IAS) y la velocidad local de sonido.

TAS: Velocidad Verdadera, corresponde a la velocidad de la aeronave con respecto al aire no perturbado, lo cual es decir que es la velocidad calibrada (CAS) corregida por altitud, temperatura y compresibilidad.

V_A: Velocidad de Maniobra, es la velocidad máxima compatible con la aplicación total del comando aerodinámico disponible que no provocará la sobrecarga de la aeronave.

V_{FE}: Velocidad Máxima con Flaps Extendidos, corresponde a la velocidad máxima permisible con los flaps extendidos hasta una posición determinada.

V_{NE} / M_{NE}: Velocidad (o Número de Mach) de Nunca Exceder, es la velocidad límite que no debe ser excedida en ninguna configuración de vuelo.

V_{NO}: Velocidad Máxima Estructural de Crucero, es la velocidad máxima que no debe ser excedida salvo en aire calmo y aún así, sólo con precaución.

V_S: Velocidad de Pérdida, velocidad mínima en configuración de vuelo nivelado con la aeronave bajo control.

V_{SO}: Velocidad de Pérdida en Configuración Particular, corresponde a la velocidad mínima en vuelo nivelado con la aeronave en configuración de aproximación y bajo control.

V_X: Velocidad Para Máximo Angulo de Ascenso, es la velocidad de vuelo que corresponde a la máxima ganancia de altitud en la mínima distancia horizontal posible.

V_Y: Velocidad Para Óptimo Régimen de Ascenso, es la velocidad de vuelo que corresponde a la máxima ganancia de altitud en el mínimo tiempo posible.

e. Terminología de Performance y Planeamiento de Vuelo de la Aeronave

Gradiente de Ascenso: La relación de cambio en altitud demostrada durante una porción del ascenso con respecto a la distancia horizontal recorrida en el mismo intervalo de tiempo.

Velocidad Demostrada de Viento de Través: La velocidad demostrada de viento de través es la componente de través del viento para la cual se ha demostrado durante las pruebas de homologación que la aeronave posee adecuado control durante los aterrizajes y despegues.

Distancia de Aceleración y Frenado: La distancia requerida para acelerar una aeronave hasta una velocidad específica y, asumiendo falla de un motor en el instante de alcanzar dicha velocidad, detener totalmente la aeronave.

MEA: Altitud mínima en ruta, en vuelo por instrumentos (IFR).

Segmento de Ruta: Una porción de una ruta, donde cada extremo de dicha porción es identificado por un accidente geográfico o un punto en el cual se puede establecer coordenadas definidas por medio de señales radioeléctricas.

f. Terminología de Peso y Balanceo

Datum: Es un plano vertical imaginario desde el cual se toma referencia para las distancias horizontales en pulgadas (cm) con propósitos relativos a balanceo.

Estación: Una ubicación a lo largo del fuselaje de la aeronave usualmente expresada en términos de distancia en pulgadas con respecto al Datum.

Brazo: Es la distancia horizontal desde el Datum de referencia al centro de gravedad de un ítem determinado.

Momento: Es el producto del peso de un ítem multiplicado por su brazo (El momento dividido por una constante es utilizado para simplificar los cálculos de balanceo reduciendo el número de dígitos).

Centro de Gravedad (C.G.): Es el punto en el cual al suspender del mismo la aeronave, ésta quedaría en balance. Su distancia desde el Datum de referencia se encuentra dividiendo el momento total por el peso total de la aeronave.

Brazo del Centro de Gravedad: El brazo del Centro de Gravedad (C.G.) se obtiene sumando todos los momentos y pesos individuales de la aeronave y dividiendo luego el momento total por el peso total.

Límites de Ubicación del Centro de Gravedad: Son las posiciones extremas de la ubicación del Centro de Gravedad dentro de las cuales la aeronave debe ser operada para un peso total determinado.

Combustible Utilizable: Es la máxima cantidad de combustible disponible para el planeamiento de vuelo.

Combustible No Utilizable: Es el combustible remanente luego de que se ha realizado una prueba de consumo total de combustible en concordancia con las reglamentaciones emitidas por la Autoridad Aeronáutica.

Peso Vacío Standard: Es el peso de una aeronave standard (normal) incluyendo el combustible no utilizable y la carga total de aceite lubricante y fluidos necesarios para la operación.

Peso Vacío Básico: Es el peso vacío standard más el correspondiente al equipo opcional.

Carga de Pago: Es el peso de los ocupantes, carga y equipajes.

Carga Util: Es la diferencia entre el peso de despegue, o el peso de rampa (plataforma) si así corresponde, y el peso vacío básico.

Peso Máximo de Rampa: Es el peso máximo aprobado para las operaciones de tierra (incluye el peso del combustible a ser utilizado en las operaciones de puesta en marcha, rodaje de motor y rodajes de circulación).

Peso Máximo de Despegue: Es el peso máximo aprobado para iniciar la carrera de despegue.

Peso Máximo de Aterrizaje: Es el peso máximo aprobado para el toque con la pista durante el aterrizaje.

Peso Máximo con Carga de Combustible Nula: Es el peso máximo excluyendo la carga de combustible utilizable.

Sección: 1

Página: 9

DESCRIPCION Y OPERACION DE LA AERONAVE Y SUS SISTEMAS

LA AERONAVE

El Piper Tomahawk es un monoplano, monomotor de tren fijo y ala baja de construcción enteramente metálica. Tiene capacidad para dos plazas y 45 Kg. (100 Lb) de equipaje.

ESTRUCTURA

La estructura primaria: con excepción de la bancada ejecutada en tubos de acero, los componentes de acero del tren de aterrizaje y zonas aisladas: está constituida por elementos de aleación de aluminio. Los plásticos (reforzados con fibra de vidrio y termoplásticos) son utilizados en los carenados de motor y en los componentes tales como bordes marginales, carenados, etc.; y en los elementos no estructurales en toda la aeronave.

El fuselaje es una estructura semimonocoque totalmente metálica con recubrimiento remachado. Las puertas de la cabina (una a cada lado del fuselaje) están abisagradas por delante, permitiendo la entrada y salida por las pedanas que se extienden hasta el borde de fuga de cada ala. Cuatro grandes ventanillas (incluyendo el parabrisas y la luneta, ambos de una pieza y envolventes, y dos ventanillas laterales, una por puerta) proveen de una visión total desde la cabina. Paneles de acceso de quita y pon en los costados de fuselaje por delante de la cabina facilitan la inspección y el mantenimiento del equipo situado por detrás del parallamas y por delante del panel de instrumentos.

El ala es de construcción totalmente cantilever de perfil de flujo laminar NASA GA (W) - 1 y totalmente metálica con excepción de los bordes marginales que son desmontables y ejecutados en termoplásticos. Un larguero principal de sección "I" se extiende a todo lo largo del ala llegando hasta el centro del fuselaje donde se une con el otro larguero en una fuerte unión a tope, conformando de esa manera un larguero continuo. Este larguero es fijado a cada lado del fuselaje y al túnel central del mismo. El larguero trasero de cada ala se extiende desde cada borde marginal a la raíz del ala y está abulonado a la toma ubicada en el costado del fuselaje.

El empenaje es de configuración "T" con el estabilizador horizontal fijo colocado en la parte superior de la deriva.

MOTOR Y HELICE

El Piper PA 38-112 tiene como planta de poder un motor alternativo de cuatro cilindros horizontales opuestos con mando directo Lycoming O-235-L2C con un régimen de 112 HP a 2600 RPM. El mismo está equipado con un arrancador, un generador de corriente alterna de 60 Amperes y 12 volts; arnés de encendido blindado, dos magnetos, una salida para bomba de vacío, una bomba de combustible y un filtro de aire de inducción.

Los carenados de motor son estructuras de tipo autoportante fijas al parallamas y dividido por mitades horizontalmente. La mitad superior del carenado (metálico) posee dos paneles de acceso abisagradas en su extremo superior, uno a cada lado del motor. El carenado inferior (construido en plástico reforzado con fibra de vidrio) es una estructura integral con las tomas de aire incluidas. Ambos carenados (el superior y el inferior) pueden ser retirados totalmente con la hélice instalada en el motor.

La bancada del motor está construída con tubos de acero y está rígidamente unida al parallamas. El motor está tomado a la bancada por amortiguadores antivibratorios dynafocales. La bancada está provista de tomas de fijación para conjunto de tren delantero.

La refrigeración del motor y los accesorios se obtiene mediante el flujo de aire canalizado. El mismo ingresa a través de las tomas ubicadas a cada lado de la hélice y es llevado por medio de un sistema de deflectores de aire alrededor del motor y de allí a una salida de aire fija ubicada en el carenado inferior. El aire caliente para la cabina y el calefactor del carburador ingresa por el carenado frontal y es conducido a la camisa del intercambiador de calor.

El aire de inducción del carburador ingresa por una toma de aire ubicada en el carenado inferior y fluye directamente a través de un filtro a la caja mezcladora de aire del carburador. La misma posee un dispositivo de cierre de paso de aire caliente al carburador de manera tal que cuando se selecciona calefacción del carburador, el aire de inducción es llevado a través de un conducto desde la camisa del intercambiador de calor.

El sistema de escapes incorpora intercambiadores duales con camisas calefactoras que suministran aire caliente a la cabina, al sistema desempañador y al sistema calefactor del carburador.

Los gases de escape descargan por medio de dos tubos que sobresalen del lado inferior derecho del carenado del motor.

La aeronave está normalmente equipada con una hélice Sensenich 72 CK-0-56 de paso fijo; metálica y bipala (aleación de aluminio) con un carenado de masa también metálico. La hélice tiene un diámetro de 1829 mm (72 pulg.) y un paso (determinado al 75% del diámetro) de 1422 mm (56 pulg.).

S
F Sección: 1

Página: 11

El piloto deberá leer y seguir los procedimientos recomendados en el Manual del Operador Lycoming para este motor con el fin de obtener la máxima eficiencia y el menor desgaste entre recorridas.

TREN DE ATERRIZAJE Y FRENOS

El tren de aterrizaje del PA 38-112 está equipado con llantas Cleveland 5,00 x 5 y/o 600 x 6 en las tres ruedas (ver figura 1) con conjuntos de frenos hidráulicos a disco simple, también Cleveland instalados en las ruedas principales. Todas las ruedas poseen cubiertas 5,00 x 5 y/o 600 x 6 de cuatro telas de capacidad, con cámaras.

El amortiguador del tren delantero es del tipo óleo-neumático con una extensión normal bajo carga estática de 7,62 mm (3 pulgadas). Al mismo se encuentran incorporados las tomas para la barra de remolque. El tren principal es de hoja de ballesta de acero simple. Las ballestas, ejes y fijaciones del tren principal son intercambiables.

La rueda de nariz es dirigible por medio de los pedales de timón en un arco de 60° (30° a cada lado de la línea central), y si se encuentran instalados los frenos opcionales de puntera, los mismos ayudan a la ejecución de virajes más cerrados.

El sistema normal de frenos está compuesto de un cilindro maestro y una palanca para frenado manual colocada debajo del panel central de instrumentos (figura 5). El tanque de fluido hidráulico para frenos está instalado en el costado superior izquierdo de la cara delantera del parallamas. Los frenos son actuados tirando hacia atrás la palanca. El freno de estacionamiento está incorporado a la palanca y es operado tirando hacia atrás la palanca y oprimiendo el botón de la porción superior de la empuñadura. Para liberar el freno de estacionamiento, simplemente tirar hacia atrás la palanca para destrabar el mecanismo y permitir que vuelva hacia adelante.

Quando se encuentra instalado el sistema de frenos duales de puntera, cada pedal de timón posee uno de ellos y los mismos incluyen un cilindro de frenos para cada pedal. Con esta instalación, el freno izquierdo o el derecho pueden ser operados separadamente para ayudar a la conducción y a la ejecución de virajes en tierra.

Figura 1

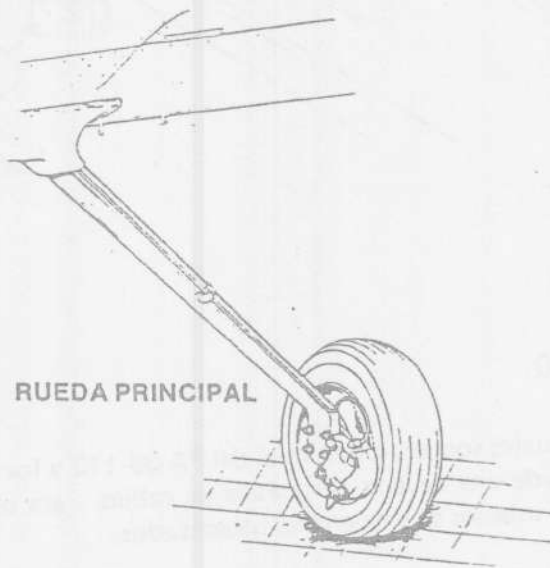
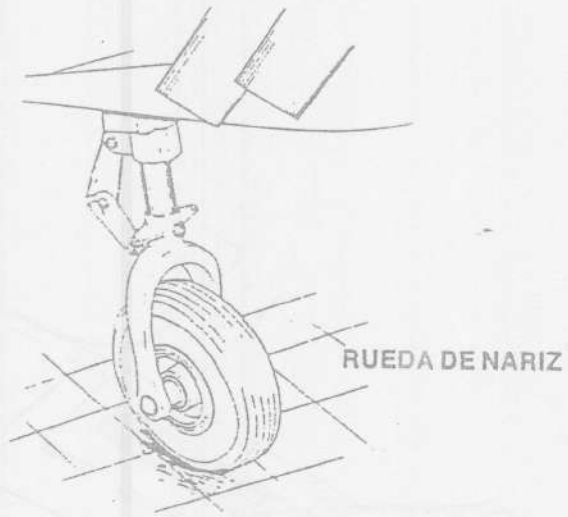
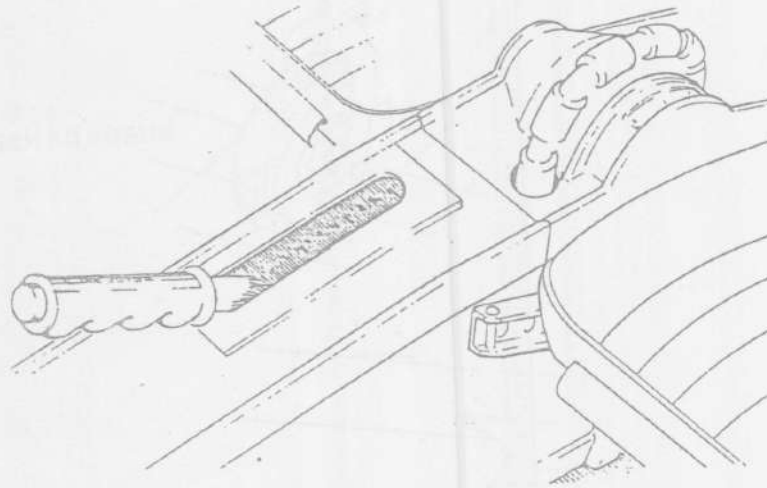


Figura 3



COMANDOS DE VUELO

Los comandos de vuelo duales son equipo normal del PA-38-112 y los mismos accionan las superficies de control primarias a través de una cadena cinemática de cables. Para obtener operación con pequeño esfuerzo de los controles los mismos se encuentran balanceados.

La superficie horizontal del empenaje está compuesta por un estabilizador fijo con un elevador móvil. La rueda de comando del compensador ubicada entre los asientos, opera la función de compensación de cabeceo del elevador (fig. 3). El giro de la rueda hacia adelante provee de compensación nariz abajo; y la rotación de la rueda hacia atrás provee de compensación nariz arriba. Adyacente a la rueda de accionamiento del compensador está instalado un indicador de posición del mismo.

El timón de dirección es de operación y diseño convencional y posee una aleta de compensación (fletner) ajustable en tierra y fijo al borde de fuga del timón.

Los flaps se operan manualmente mediante la palanca de control ubicada entre los asientos. Los flaps están conectados a la palanca por medio de un tubo de torsión y bieletas de empuje. Para operar los flaps debe oprimirse el botón ubicado en el extremo de la empuñadura de la palanca para desacoplar la traba, librándolos de esa manera para adoptar cualquiera de las siguientes posiciones: totalmente retraídos: extendidos 21° o totalmente extendidos (34°). Cuando se cambia la configuración de los flaps se produce un cambio en la actitud de la aeronave (cabeceo) que debe ser corregido ya sea por medio del compensador del elevador o por medio de la acción sobre el volante de comandos.

COMANDOS DE MOTOR

Los comandos de motor consisten de un acelerador y un comando de control de mezcla. Estos comandos están ubicados en el cuadrante de controles del panel central inferior del tablero de instrumentos (fig. 5) o lo que son accesibles desde ambos asientos. Los comandos utilizan cables de control con vaina de teflón para reducir la fricción y el pandeo de los mismos.

La palanca del acelerador es utilizada para ajustar el régimen de marcha del motor (RPM) mientras que el comando de control de mezcla es utilizado para ajustar la relación aire/combustible. El motor es detenido colocando el comando de control de mezcla en la posición de máxima pobreza de mezcla. Para información correspondiente al empobrecimiento de mezcla ver el Manual del Operador Avro Lycoming.

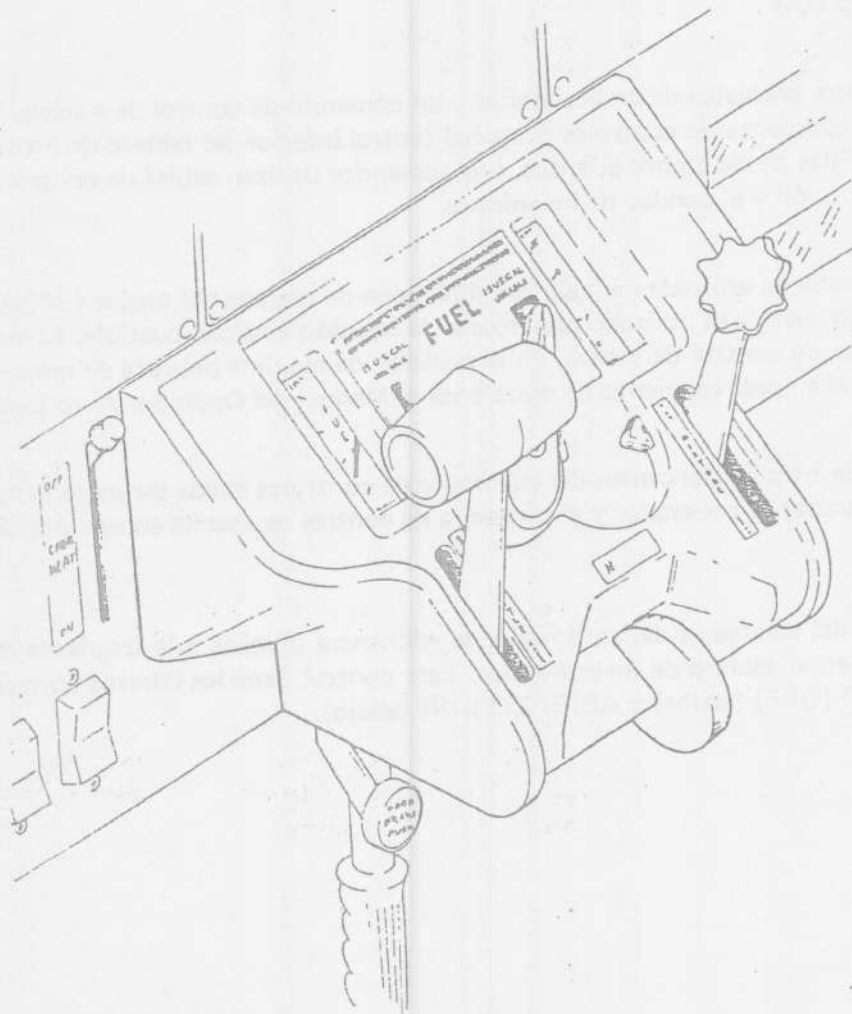
El ajuste de la rueda de fricción del centro del cuadrante de controles puede ser incrementado o disminuido para mantener o trabar el acelerador y el comando de control de mezcla en una posición previamente elegida.

La perilla de control del calefactor del carburador se encuentra ubicada a la izquierda del cuadrante de comandos de motor, en el tablero de instrumentos. Este control tiene los letreros correspondientes a las posiciones CERRADO (OFF) (arriba) y ABIERTO (ON) (abajo).

Sección: 1

Página: 15

Figura 5



SISTEMA DE COMBUSTIBLE

El combustible queda almacenado en dos tanques de 60 lts. (16 USgal) de los cuales 57 lts. (15 USgal) son utilizables, componiendo una capacidad total de 121 lts. (32 USgal) con 113 lts. (30 USgal) utilizables. Estos tanques están fijados al borde de ataque de las alas con una unión remachada.

El selector de alimentación de combustible (fig. 5) está ubicado en el centro del cuadrante de controles de motor. Debe mantenerse oprimida la perilla del selector ubicada sobre la cubierta para llevarla a la posición CERRADO (OFF). La misma se libera automáticamente al volverse la perilla a la posición ABIERTA (ON). A cada lado del selector y para cada tanque de combustible hay un indicador de cantidad de combustible en el tanque correspondiente a su misma posición respecto al selector.

Para el caso de falla de la bomba de accionamiento mecánico del motor, hay una bomba auxiliar eléctrica de combustible que debe permanecer en funcionamiento durante todos los despegues y aterrizajes y durante los cambios de alimentación de tanques de combustible. La llave de control de la bomba auxiliar eléctrica está ubicada en el panel de llaves que se encuentra a la izquierda del cuadrante de controles de motor.

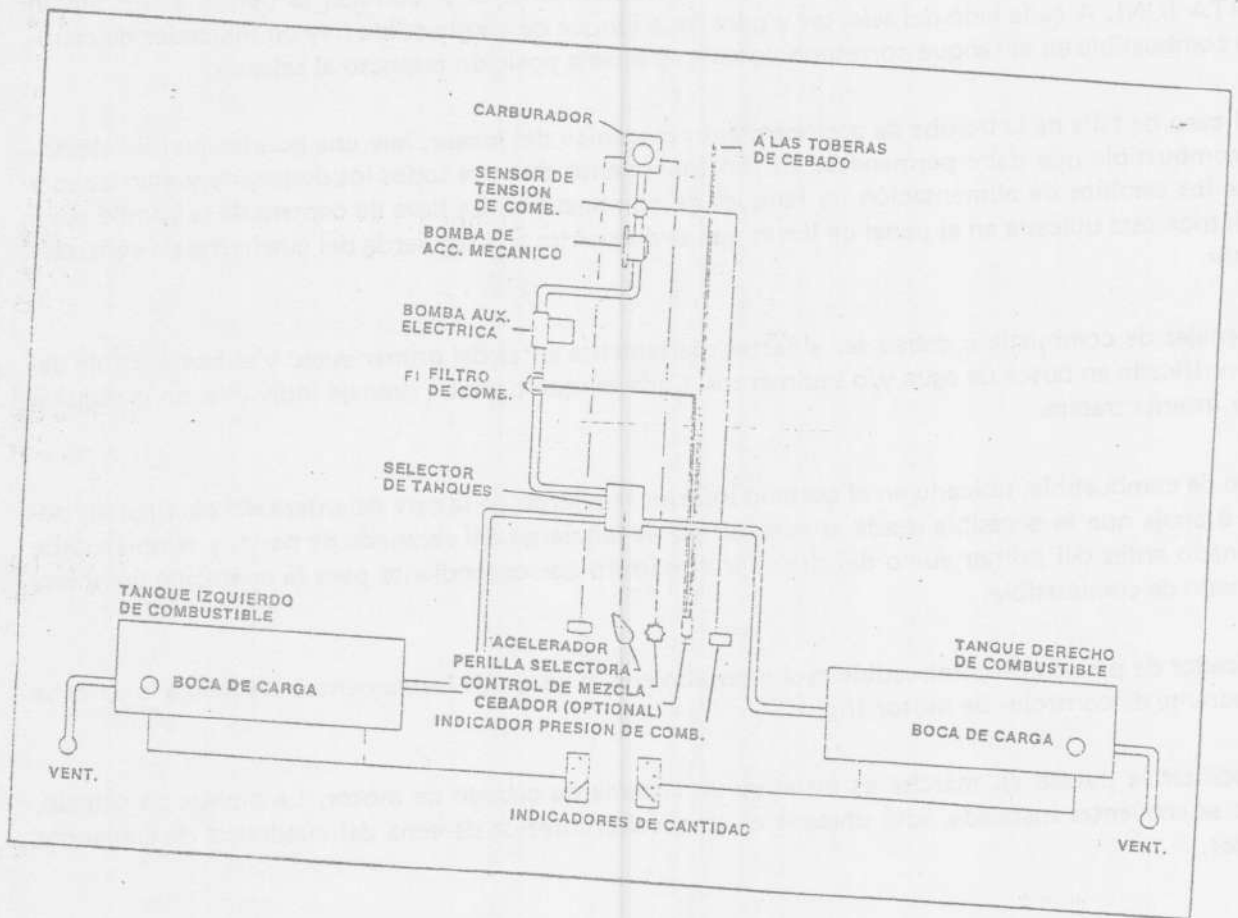
Los drenajes de combustible deben ser abiertos diariamente antes del primer vuelo y el combustible debe ser verificado en busca de agua y/o sedimentos. Cada tanque tiene un drenaje individual en la esquina inferior interna trasera.

El filtro de combustible, ubicado en el costado inferior izquierdo de la cara delantera del parallamas, posee un drenaje que es accesible desde el exterior por la izquierda del carenado de nariz, y también debe ser drenado antes del primer vuelo del día. Ver el párrafo correspondiente para la operación completa de drenado de combustible.

El indicador de presión de combustible está montado con el grupo de instrumentos ubicado a la derecha del cuadrante de controles de motor (fig. 13).

Para facilitar la puesta en marcha es optativo un sistema de cebado de motor. La bomba de cebado, cuando se encuentra instalada, está ubicada en la porción inferior derecha del cuadrante de comandos de motor.

Figura 7



SISTEMA ELECTRICO

El sistema eléctrico incluye un alternador de 14 volts y 60 Amperes, un regulador de voltaje; un relay de exceso de voltaje; un relay de batería y una batería de 12 volts y 25 Amperes/hora de capacidad (ver fig. 9). La batería está enteramente enclaustrada en una caja de acero inoxidable con su correspondiente ventilación que se encuentra montada en el compartimiento de motor y sobre la porción inferior derecha de la cara delantera del parallamas. El regulador de voltaje y el relay de sobrevoltaje están colocados en el costado derecho de la cara posterior del parallamas (detrás del tablero de instrumentos).

Las llaves eléctricas están ubicadas en la porción inferior del tablero de instrumentos y a la izquierda del centro del mismo, y los interruptores termoautomáticos de circuito están colocados en la porción inferior derecha del tablero de instrumentos. Todo interruptor termoautomático de circuitos del tablero es del tipo de oprimir para volver a conectar y se encuentra claramente marcado con su función y su intensidad de corriente de corte (Amperes). La disponibilidad incluye la posibilidad de adicionar varios componentes eléctricos opcionales (fig. 11). Si un interruptor termoautomático se dispara, permitir su enfriamiento durante unos minutos antes de volverlo a conectar.

Las perillas de control de los reóstatos ubicadas a la izquierda de los interruptores termoautomáticos de circuitos, controlan la intensidad de las luces de equipos radioeléctricos e instrumentos. La llave maestra y la llave de magnetos están ubicadas en la porción inferior izquierda del tablero de instrumentos, debajo del volante de comando izquierdo.

Los accesorios eléctricos normales son un arrancador, una llave de traba de ignición, una bomba auxiliar eléctrica de combustible, una alarma sonora de pérdida, indicadores de cantidad de combustible, un amperímetro y una luz de alarma de falla del alternador.

El sistema prevee la adición de equipos accesorios opcionales tales como luces externas e internas, cabeza de tubo Pitot calefaccionada y equipos de navegación y comunicaciones.

La llave maestra es del tipo de balancín dividida. Un lado de la misma es para la batería (BAT) y el otro para el alternador (ALT). Las palabras "Llave maestra" utilizada en este manual, a menos que se indique lo contrario, están referidas a ambas llaves, la de batería (BAT) y la de alternador (ALT) y ambas deben oprimirse simultáneamente para ser llevadas a la posición SI o a la posición NO, según corresponda.

Sección: 1

Página: 19

El amperímetro se encuentra en el agrupamiento de instrumentos de motor a la derecha del cuadrante de comandos de motor. El indica la carga eléctrica sobre el alternador en Amperes. Cuando todo el equipamiento eléctrico ha sido desconectado y es llevada la llave maestra a la posición SI (ON), el amperímetro indicará el régimen de carga de batería. Cada carga eléctrica acoplada al sistema provocará una disminución y la lectura del amperímetro será el total de la corriente absorbida por los equipos incluyendo la batería. Por ejemplo, la carga máxima continua para un vuelo nocturno con equipos radioeléctricos es de 30 Amperes. Este valor de 30 Amperes más 2 Amperes que es la corriente de carga de una batería a pleno (totalmente cargada) aparecerán en forma continua bajo estas condiciones de vuelo en el amperímetro. La cantidad indicada en este último brindará una información inmediata de la operación normal (o no) del sistema alternador, dado que la cantidad de corriente de la lectura debe ser igual al total de la corriente absorbida por los equipos en funcionamiento.

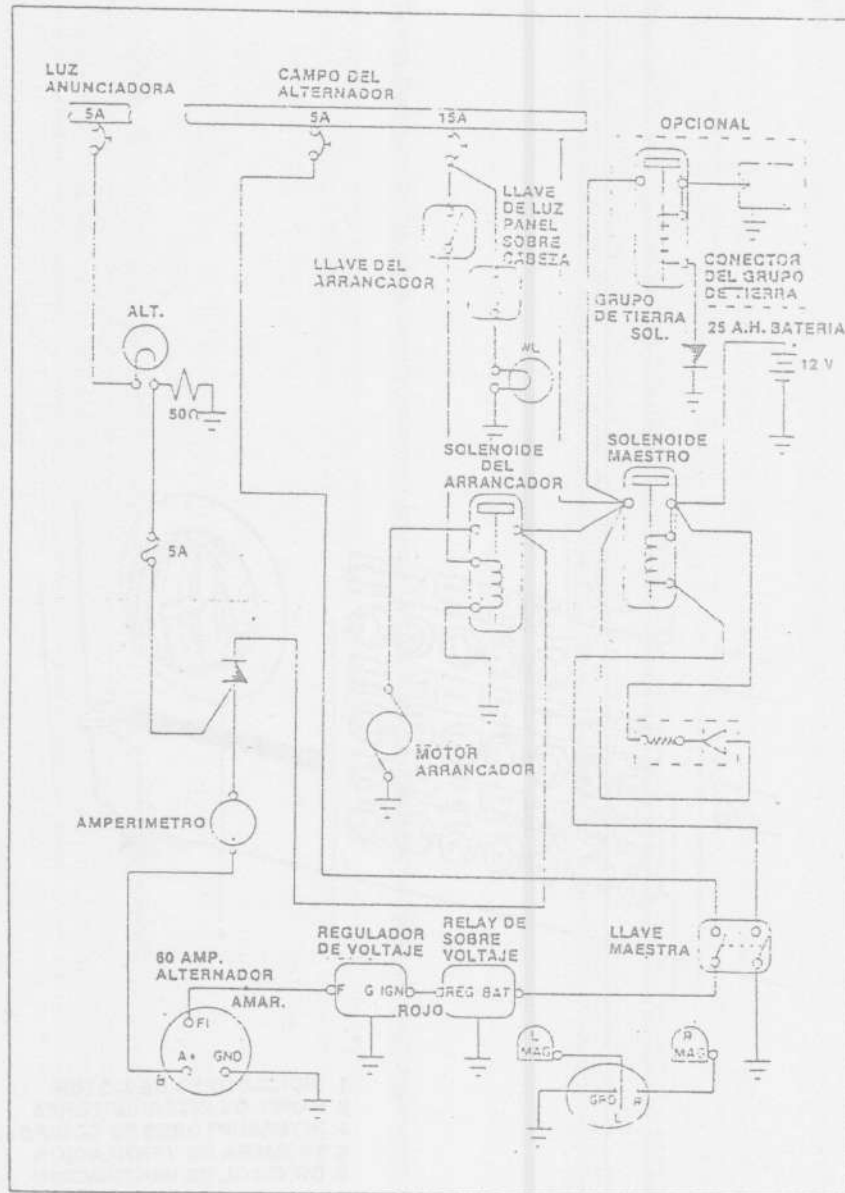
El relay de sobrevoltaje protege los equipos electrónicos de una condición transitoria de exceso de voltaje (aproximadamente mayor o igual a 16,5 volts) o una falla importante del regulador de voltaje. Si no hay lectura de corriente en el amperímetro durante el vuelo, debe detenerse todo el equipamiento eléctrico no imprescindible para reducir la carga eléctrica. El interruptor termoautomático de circuito de campo del alternador (5 Amperes) debe ser verificado y volver a conectar en caso de que haya sido disparado, en caso contrario, la porción alternador (ALT) de la llave maestra deberá ser llevada a la posición NO (OFF) durante un (1) segundo para volver a conectar el relay de sobrevoltaje. Si el amperímetro continúa sin indicar salida, debe reducirse la carga eléctrica al mínimo compatible con el vuelo y finalizarse el mismo tan pronto como sea posible.

TABLERO DE INSTRUMENTOS

El tablero de instrumentos (fig. 13) está diseñado para acomodar todos los equipos (instrumentos y avionics) para vuelos por contacto visual y por instrumentos.

El equipo radioeléctrico está montado en la porción central y derecha del tablero y los instrumentos de vuelo en la porción izquierda. El agrupamiento de instrumentos de motor que se encuentra en la porción inferior del tablero y a la derecha del cuadrante de comandos, incluye un indicador de presión de combustible, un amperímetro, un indicador de temperatura de aceite y un indicador de presión de aceite. Los indicadores de cantidad de combustible de cada tanque están sobre el cuadrante de comandos de motor a cada lado de la llave selectora de alimentación de combustible. El taquímetro está ubicado a la izquierda de dicho cuadrante de comandos mientras que la luz de alarma de falla del alternador está ubicada en la porción izquierda del tablero de instrumentos.

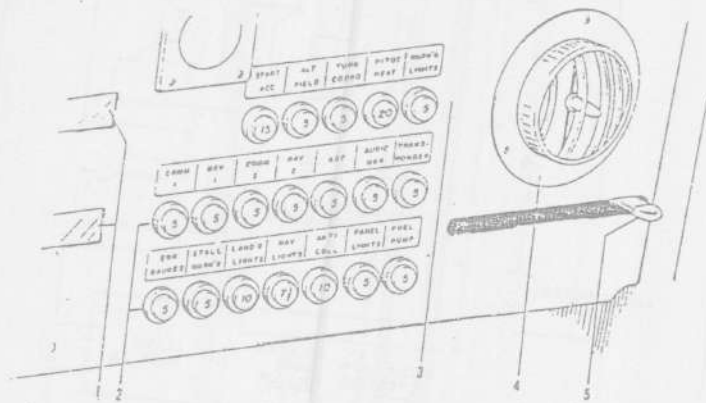
Figura 9



Sección: 1

Página: 21

Figura 11



1. INDICADORES DE MOTOR
2. PANEL DE INTERRUPTORES
3. INTERRUPTORES DE EQUIPOS ELECTRONICOS
4. TRONERA DE VENTILACION
5. CONTROL DE VENTILACION

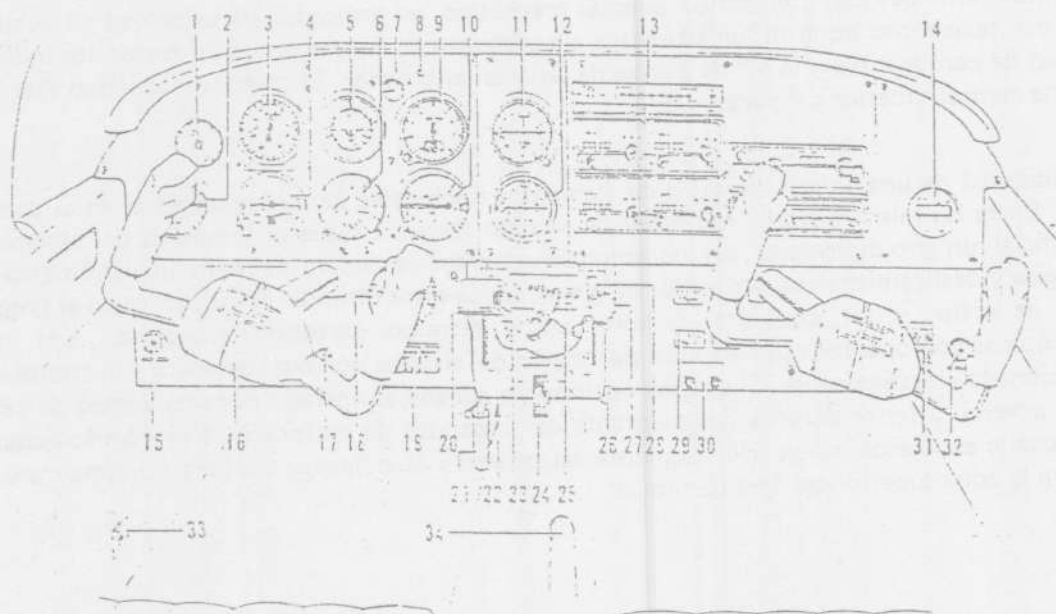
ca
iz
m
te
ci
ci
vi
ca
ca

Los interruptores termoautomáticos de circuitos se encuentran en la porción inferior derecha del panel de instrumentos y las llaves de equipos eléctricos a la izquierda del cuadrante de comandos de motor. Los controles del calefactor están ubicados a la izquierda del volante de comandos del piloto. Las troneras de aire fresco están ubicadas en los extremos inferiores izquierdo y derecho del tablero de instrumentos.

Los instrumentos normales comprenden un compás magnético, un indicador de velocidad de vuelo, un taquímetro (con registrador horario), un altímetro, un conjunto de instrumentos de motor, los indicadores de cantidad de combustible y la luz de alarma de falla del alternador. El compás magnético está instalado en la parte central superior del parabrisas.

Existe disponibilidad de una amplia variedad de elementos opcionales para la instalación en el panel de instrumentos. Entre las mismas está el indicador de succión (esquina superior izquierda del tablero), un horizonte artificial, un giro direccional, un indicador de velocidad verdadera de vuelo, un variómetro y un indicador de giro y deslizamiento (coordinador de giros), todos estos últimos instrumentos en el grupo de instrumentos de vuelo, y un contador de horas, en el extremo derecho del tablero. Los instrumentos giroscópicos son operados por succión por medio del sistema opcional de vacío y el coordinador de giros es accionado eléctricamente. El sistema opcional de cebado es operado por una bomba de cebado ubicada en la porción inferior derecha del cuadrante de comandos de motor. El reloj eléctrico opcional puede ser instalado en la esquina superior izquierda del tablero y el indicador opcional de temperatura de aire exterior en la zona superior del área de cabina.

Figura 13



- | | |
|------------------------------------|---|
| 1. RELOJ | 18. TAQUIMETRO |
| 2. ADF. | 19. LLAVES ELECTRICAS |
| 3. INDICADOR DE VELOCIDAD DE VUELO | 20. CALEFACTOR DEL CARBURADOR |
| 4. INDICADOR DE GIRO Y LADEO | 21. FRENO DE MANO |
| 5. HORIZONTE ARTIFICIAL | 22. FUENTE ESTATICA ALTERNATIVA |
| 6. GIRO DIRECCIONAL | 23. ACELERADOR |
| 7. INDICADOR DE VACIO | 24. CONTROL DE FRICCION |
| 8. LUZ DE ALARMA DEL ALTERNADOR | 25. SELECTOR DE TANQUES DE COMBUSTIBLE |
| 9. ALIMETRO | 26. CEBADOR |
| 10. VARIOMETRO | 27. CONTROL DE MEZCLA |
| 11. INDICADOR VOR Nº 1 | 28. INDICADORES CANTIDAD DE COMBUSTIBLE |
| 12. INDICADOR VOR Nº 2 | 29. INSTRUMENTOS DE MOTOR |
| 13. INSTAL. ELECTRON. | 30. REOSTATOS ATENUADOR DE ILUMINACION |
| 14. ODOMETRO | 31. PANEL DE INTERRUPTORES DE CIRCUITOS |
| 15. VENTILACION DE CABINA | 32. VENTILACION DE CABINA |
| 16. VOLANTE DE COMANDO | 33. DRENAJE DE SISTEMA ESTATICO |
| 17. LLAVE DE MAGNETOS | 34. PALANCA DE COMANDO DE FLAPS |

SISTEMA DE VACÍO

El sistema de vacío ha sido diseñado para operar los instrumentos giroscópicos de accionamiento neumático. Estos comprenden el horizonte artificial y el giro direccional cuando han sido instalados. El sistema comprende una bomba de vacío, un filtro y las tuberías necesarias.

La bomba de vacío es del tipo "seca" y un mando del tipo fusible (al corte) protege de daños al motor. En caso de corte de este mando los instrumentos giroscópicos se vuelven inoperativos.

Un indicador de succión ubicado en la porción superior izquierda del tablero de instrumentos provee al piloto la verificación del sistema durante la operación del mismo. Una disminución en la presión en un sistema que permaneció en desuso durante un período de tiempo prolongado puede indicar la acumulación de suciedad en el filtro o las mallas; la posibilidad que se haya pegado el regulador de vacío, o una pérdida en el sistema. La falta total de presión (presión nula) indicará un mando de bomba cortado, una bomba en falla, una posible falla del indicador o una línea aplastada. En el caso de cualquier apartamiento anormal del indicador de su zona de operación, el piloto deberá verificar el sistema para evitar un posible daño a sus componentes o la eventual falla del sistema.

Para proteger los instrumentos giroscópicos se ha colocado en el sistema un regulador de vacío cuya válvula está ajustada para una lectura normal de 5,0 - 0,1 pulg. Hg. (127 - 2,5 mm Hg.), un ajuste que provee suficiente vacío para operar todos los instrumentos giroscópicos a su régimen de RPM. Un ajuste para mayor presión los dañaría y para menor presión los volvería no confiables. El regulador está ubicado detrás del tablero de instrumentos. La presión de vacío, aún cuando haya sido correctamente ajustada, puede dar una lectura inferior a gran altitud (por encima de los 3600 m - 12000 pies -) y a bajo régimen de marcha (RPM) del motor (usualmente durante las aproximaciones o durante las maniobras de entrenamiento). Esta lectura es normal y no debe ser considerada una falla.

SISTEMA DE TOMA DE AIRE ESTÁTICO

El sistema de aire estático suministra presión estática para operar el indicador de velocidad de vuelo, el altímetro y el variómetro (opcional) (ver fig. -15). La presión dinámica es relevada por el tubo Pitot que se encuentra instalado en la superficie inferior (intrados) del ala izquierda y la presión estática es relevada por las tomas instaladas a ambos lados del cono trasero del fuselaje.

Una válvula estática, ubicada debajo del panel central del tablero de instrumentos a la izquierda del cuadrante de comandos, da acceso a una fuente de aire estático alternativa al ser abierta. Las líneas del sistema Pitot y del sistema estático pueden ser drenadas a través de una válvula para tal fin ubicada dentro de una compuerta ubicada en la parte inferior izquierda del interior del fuselaje.

La cabeza de tubo Pitot calefaccionada soluciona el problema en caso de posibilidad de formación de hielo y de lluvias fuertes, siendo equipo opcional de la aeronave. La llave para el calefactor de tubo Pitot está ubicada en el panel de llaves eléctricas a la izquierda del cuadrante de comandos de motor.

Para evitar la entrada de agua e insectos por la toma dinámica, debe colocarse una funda sobre el tubo cada vez que se estacione la aeronave. Un tubo Pitot parcial o totalmente obturado proveerá lecturas erráticas o nulas en el instrumento.

NOTA:

Durante la inspección prevuelo asegurarse que la funda del tubo Pitot ha sido retirada.

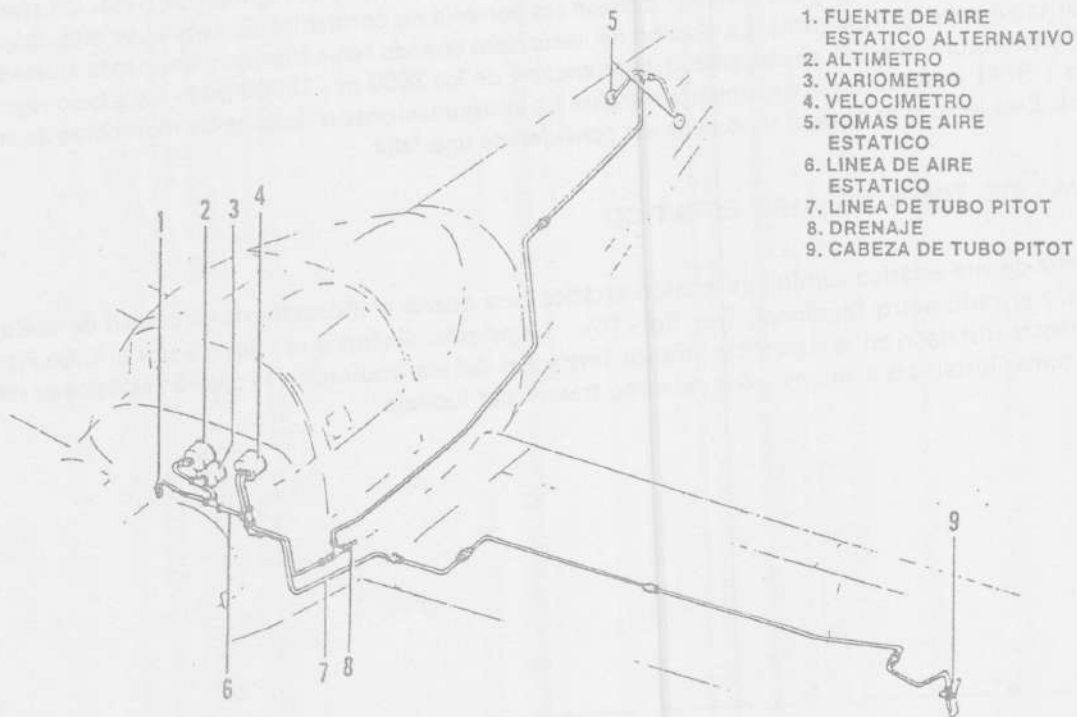


Figura 15

SISTEMA DE VENTILACION Y CALEFACCION

El aire caliente para el sistema de calefacción de cabina y del desempañador de parabrisas (fig. 17) es suministrado por un intercambiador de calor a la salida de los escapes del motor. Por lo tanto, la presencia de humo en la cabina puede indicar una pérdida en el sistema de escape y debe detenerse el flujo de aire caliente e inspeccionarse el sistema antes de próximo vuelo. La cantidad de aire caliente y el circuito del flujo del mismo, pueden ser regulados con los comandos ubicados a la izquierda del tablero de instrumentos. El aire caliente puede ser dirigido a las salidas de la parte baja del tabique parallamas (debajo del asiento de instrumentos) o a las salidas del desempañador ubicadas en la base del parabrisas.

Las entradas de aire fresco estan ubicadas a cada lado del fuselaje en el área posterior al parallamas (detrás de los carenados de motor). El aire fresco es admitido y dirigido a la cabina mediante salidas ajustables ubicadas en cada una de las dos esquinas inferiores del tablero de instrumentos y que tienen debajo de sí una palanca de apertura y cierre de paso del aire.

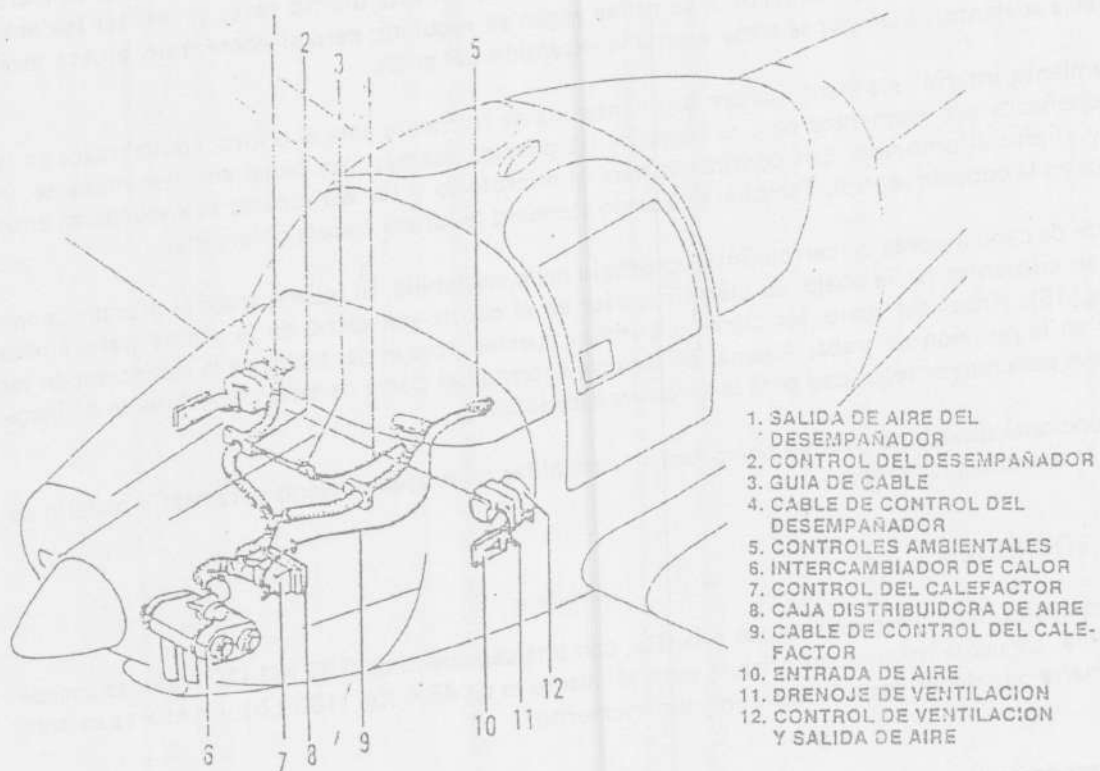


Figura 17

Sección: 1

Página: 27

ELEMENTOS DE LA CABINA

Por razones de confort y visibilidad, los asientos son ajustables hacia adelante y hacia atrás; para lo cual y al ser inclinados los rieles de deslizamiento, el ajuste vertical se realiza automáticamente. El asiento se levanta cuando es corrido hacia adelante y descende en caso contrario. Las palancas de ajuste se encuentran en el centro de la estructura de los asientos y debajo del borde delantero de los mismos. Ambos respaldos de asientos son volcables hacia adelante para lograr acceso al compartimiento de equipajes.

Los cinturones de seguridad son equipo normal de ambos asientos mientras que los tambores de inercia para arnés de hombros son ofrecidos como equipo opcional. En este último caso, al realizar los movimientos normales, el arnés se extiende o se retrae según se requiera; pero si aparece un brusco movimiento hacia adelante, el tambor se traba y evita la extensión del arnés.

El equipamiento interior standard incluye una ventanilla de tormenta para el piloto; apoyabrazos en las puertas (diseñados con elementos para el cierre de las puertas además), un panel antideslumbrante, un cenicero y el piso alfombrado. Los conectores para el micrófono y los auriculares se encuentran entre los asientos en la consola central. También es equipo standard la luneta trasera coloreada.

Cada puerta de cabina posee un cerrojo interno debajo de la ventanilla. El mismo traba la puerta cuando la manija se encuentra hacia abajo. El cierre superior en el centro del techo de la cabina traba ambas puertas (fig. 19). Antes del vuelo, los cierres de ambas puertas mas el del techo de la cabina deben ser asegurados en la posición de traba. Además en la parte externa del cierre de techo de cabina se ha instalado una llave para mayor seguridad para la aeronave estacionada.

El equipo opcional de cabina incluye parabrisas y ventanillas coloreadas, viseras parasoles y pedalín de apoyo para la entrada a la aeronave.

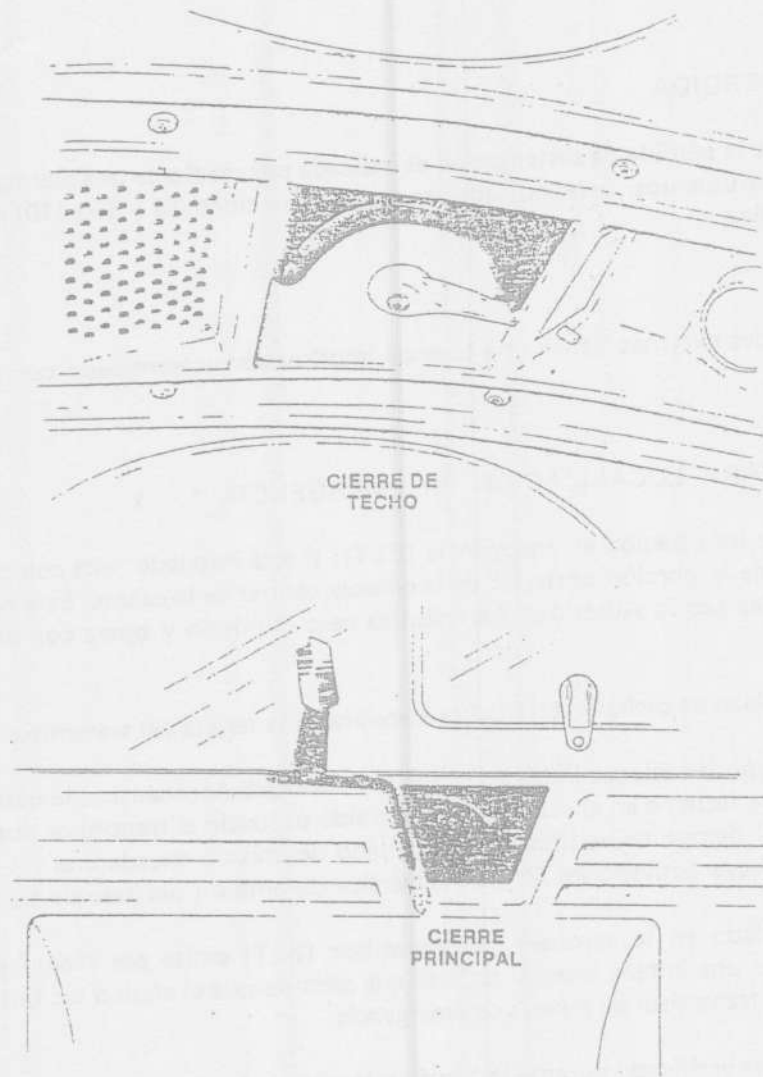
AREA DE EQUIPAJES

El área de equipajes, ubicada detrás de los asientos, con una capacidad de 0,57 m³ (20 pie³), se accede desde la cabina. La carga máxima autorizada para el mismo es de 45,4 Kg. (100 Lb). En el área existen correas de amarre que deben ser utilizadas en todo momento.

NOTA:

Es responsabilidad del piloto asegurarse, cuando se realice carga de equipajes, que el centro de gravedad de la aeronave se encuentre dentro de los límites aprobados. (ver la Sección Peso y Balanceo).

Figura 19



Sección: 1

Página: 29

ALARMA DE PERDIDA

La proximidad de la pérdida de sustentación es indicada por medio de una alarma sonora ubicada detrás del tablero de instrumentos. Este indicador se activa entre cinco (5) y diez (10) nudos por encima de la velocidad de pérdida.

ACABADO

Todas las superficies externas tienen una base de imprimación y terminado con pintura poliuretánica.

TRANSMISOR PARA LOCALIZACION EN EMERGENCIA *

El transmisor para localización en emergencia (ELT): si está instalado: está colocado debajo de una cubierta abisagrada de la porción posterior de la consola central de la cabina. Este equipo reúne las condiciones especificadas por la Autoridad Aeronáutica para el mismo y opera con una batería propia que posee el equipo.

La fecha de reemplazo de dicha batería figura inscripta en la tarjeta del transmisor.

Para cumplir las especificaciones impartidas por la Autoridad Aeronáutica, la batería debe ser reemplazada antes de dicha fecha, o en el caso de que haya sido utilizado el transmisor durante una emergencia, o en el caso que el tiempo de verificación acumulado del mismo exceda una (1) hora, o en el caso de que el equipo se haya activado en forma inadvertida durante un período de tiempo no determinado.

Cuando está instalado en la aeronave, el transmisor (ELT) emite por medio de una antena fija al pero también posee una antena integral portátil que permite que el equipo sea retirado de la aeronave y sea utilizado como transmisor de señales de emergencia

Este equipo debe ser verificado durante la Verificación Prevuelo para asegurarse que no ha sido activado en forma inadvertida, sintonizando un receptor en 121,5 MHz. Si existiese un sonido oscilante, puede que se haya activado el transmisor y debe ser apagado inmediatamente. Luego volver a poner en condiciones de operación la unidad y volver a verificar.

NOTA: Si por cualquier razón es necesaria una transmisión para verificación, la misma solo debe ejecutarse durante los cinco primeros minutos de cada hora y limitada a tres picos de audio. Si la verificación debe ejecutarse en cualquier otro momento, la misma debe coordinarse con la torre de control (dependiente de la Autoridad Aeronáutica) más cercana.

* equipo opcional

OPERACION DEL NARCO ELT 10

Sobre el equipo hay una llave rotulada SI (ON), NO (OFF) y ARMADO (ARM). Esta última posición permite que la unidad trabaje en modo automático de manera tal que transmitirá solo luego de la activación de la misma por impacto y continuará haciéndolo hasta que se haya agotado la batería o hasta que se haya llevado la llave a la posición NO (OFF).

La llave debe encontrarse en la posición ARMADO (ARM) siempre que el equipo se encuentre en la aeronave. La posición SI (ON) sirve para que la unidad pueda ser usada como transmisor portátil o en el caso de que el disparador automático no actúe por el impacto o en las verificaciones funcionales periódicas. La posición NO (OFF) debe ser utilizada mientras se cambia la batería o se interrumpe la transmisión luego que se ha activado la unidad.

Sobre la llave selectora hay un botón con el rótulo RECONEXION (RESET). Para volver a armar la unidad luego de que ha sido detenida, debe oprimirse este botón luego de colocar la llave selectora en la posición ARMADO (ARM); esta acción detiene la transmisión y vuelve a armar la unidad.

OPERACION CCC CIR 11

Sobre la unidad existe una llave selectora de tres posiciones rotuladas NO (OFF), ARMADO (ARM) y SI (ON). La posición ARMADO (ARM) coloca la unidad en modo automático de operación de manera tal que sólo transmitirá luego de un impacto y continuará transmitiendo hasta que se haya agotado la batería o hasta que se haya llevado la llave a la posición NO (OFF). La llave debe encontrarse en la posición ARMADO (ARM) siempre que la unidad se encuentre instalada en la aeronave. La posición SI (ON) de la llave permite que la unidad sea utilizada como transmisor portátil o en el caso de falla del disparador automático o para las verificaciones periódicas del funcionamiento del transmisor.

Llevar la llave a la posición NO (OFF) cuando efectúe el reemplazo de batería o cuando se vuelve a armar la unidad si ha sido activada por cualquier razón, o para detener la transmisión.

NOTA:

Si la llave ha sido colocada en la posición SI (ON) por cualquier motivo, debe colocarse en la posición NO (OFF) antes de llevarla a la posición ARMADO (ARM) puesto que si desde la posición SI (ON) se lleva la llave directamente a la posición ARMADO (ARM), la unidad continuará transmitiendo en ésta última posición.

PLACA DE NUMERO DE SERIE

La placa de fabricación está colocada debajo del cono de cola, por delante del patín de cola.

El número de serie que figura en la misma debe ser utilizado cuando se requiera cualquier servicio para la aeronave.

Sección: 1

Página: 31

SERVICIO, MANTENIMIENTO Y MOVIMIENTO DE LA AERONAVE

GENERALIDADES

Esta sección da los lineamientos generales referentes al servicio, mantenimiento y manipuleo del PA-38-112.

Cada propietario debe permanecer en estrecho contacto con su distribuidor, vendedor o agente de servicios autorizados para obtener la última información correspondiente a la aeronave avalado por el respaldo de la Gerencia de Servicios de CHINCUL S.A. y PIPER AIRCRAFT CORPORATION.

Estas compañías tienen un interés continuo en que el propietario logre la utilización más eficiente de la aeronave y la mantenga en las mejores condiciones mecánicas. En consecuencia, periódicamente emiten Boletines de Servicio, Cartas de Servicio y Cartas de Partes de Servicio referentes a la aeronave.

Los boletines de Servicio son de especial importancia y deben ser cumplidos rápidamente. Los mismos son enviados al último propietario registrado, a los distribuidores, a los vendedores y a los agentes de servicios autorizados. Dependiendo de la naturaleza de los Boletines, pueden existir derechos a materiales y/o mano de obra, y estos derechos y elementos vendrán adjuntos al Boletín.

Las Cartas de Servicio informan acerca de las mejoras de producción y de servicios correspondientes a la aeronave y son enviadas a los vendedores, distribuidores y agentes de servicios autorizados, y ocasionalmente (según el criterio del fabricante) a los últimos propietarios registrados, de manera tal que los mismos puedan mantener adecuadamente la aeronave y actualizada con los últimos cambios. Los propietarios deben prestar atención a la información de la Carta de Servicio.

Las Cartas de Partes de Servicios ofrecen componentes mejorados, conjuntos y equipos opcionales que no es posible obtener en principio y que pueden llegar a ser de interés del propietario.

Si la aeronave de su pertenencia no es atendida en un agente autorizado de servicios, debe verificar periódicamente en un agente autorizado la última información disponible de manera tal de mantener actualizada la aeronave.

Chincul S.A. y Piper Aircraft Corporation poseen un servicio de suscripción para estas publicaciones.

El mismo se ofrece a las personas interesadas, tales como pilotos, mecánicos y propietarios a cambio de una expensa nominal y puede ser obtenido a través de los distribuidores y vendedores autorizados.

El manual de servicio, el catálogo de partes y las revisiones de los mismos también pueden ser obtenidos a través de los mismos agentes.

Toda correspondencia referida a la aeronave, debe incluir el modelo y número de serie de la misma para garantizar la correcta respuesta a su consulta.

PERIODOS DE INSPECCION DE LA AERONAVE

La Autoridad Aeronáutica publica ocasionalmente Directivas de Aeronavegabilidad (AD) que se aplican a determinados grupos de aeronaves. Las mismas son cambios mandatarios y deben ser cumplidas dentro de los límites de tiempo especificado por la Autoridad. Cuando se emite una Directiva de Aeronavegabilidad la misma es enviada al último propietario registrado de la aeronave afectada y a los suscriptores del Servicio, de manera tal que el propietario debe verificar periódicamente con su agente autorizado y su taller la última emisión referente a su aeronave.

CHINCUL S.A. PROVEE LAS INSPECCIONES INICIALES DE 50 Y DE 100 HS. SIN CARGO PARA EL PROPIETARIO (mano de obra). El Contrato de Servicio del Propietario que este recibe con la aeronave debe permanecer en la misma permanentemente dado que identifica al propietario ante los agentes autorizados y lo avala para recibir el servicio regular dentro de los términos del contrato. Este contrato también avala al propietario transitorio para la garantía plena de la aeronave ante todos los agentes Piper del mundo.

Las inspecciones de cien horas son requeridas por la Autoridad Aeronáutica. Toda otra inspección (menor) es dejada a la discreción del propietario. Esta inspección de cien horas es una verificación total de la aeronave y sus sistemas y debe ser cumplida en un agente de servicios autorizado por CHINCUL S.A. o en un Taller Aeronáutico autorizado por la Autoridad Aeronáutica para este tipo de aeronave. La inspección está detallada en la planilla correspondiente del Manual de Servicio de la aeronave. A LOS EFECTOS DE QUE LA GARANTIA CHINCUL-PIPER MANTENGA SU VIGENCIA, TODO SERVICIO O INSPECCION DEBE SER HECHO EN TALLER AUTORIZADO Y RECONOCIDO POR CHINCUL S.A.

Para mantener el Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia debe verificarse una inspección anual equivalente a una de cien horas con la excepción que la misma debe ser controlada por un Inspector de Aeronaves en representación de la Autoridad Aeronáutica.

Susceptible de aprobación por la Autoridad Aeronáutica para cada operador existe un programa de Mantenimiento Progresivo que comprende inspecciones de rutina y de detalle cada cincuenta horas. El propósito de este programa es lograr la máxima utilización de esta aeronave, reducir el costo de mantenimiento y mantener el máximo normal de estado de aeronavegabilidad continua. Los detalles completos del programa pueden obtenerse en los agentes autorizados.

Sección: 1

Página: 33

MANTENIMIENTO PREVENTIVO

Todo piloto con brevet expedido por la Autoridad Aeronáutica está autorizado a realizar ciertas tareas de mantenimiento en la aeronave de la cual es propietario siempre que no sea utilizada en vuelos rentados. La siguiente es una lista de las tareas autorizadas a ser realizadas por el piloto propietario:

- a. Reparación y/o cambio de cubiertas.
- b. Servicio de los cojinetes de las ruedas del tren de aterrizaje (limpieza, engrase o reemplazo).
- c. Servicio de los amortiguadores del tren de aterrizaje (agregado de aceite y/o aire)
- d. Reemplazo de chavetas o alambres de frenado defectuosos.
- e. Lubricación de elementos siempre que no requieran desmontaje (con la excepción de elementos no estructurales tales como tapas de inspección, carenados de motor y carenados varios).
- f. Recargar el fluido hidráulico en el tanque del sistema.
- g. Repintado del interior o exterior de la aeronave (excluidas las superficies de control balanceadas) cuando no sea necesario el retiro o desmontado de cualquier componente de estructura primaria o sistema operativo.
- h. Reemplazo de ventanillas laterales y cinturones de seguridad.
- i. Reemplazo de asientos y partes de los mismos con repuestos aprobados para la aeronave.
- j. Reemplazo de lámparas, reflectores y lentes de faros de aterrizaje y de posición.
- k. Reemplazo del carenado que no requiere desmontado de la hélice.
- l. Reemplazo, limpieza y ajuste de luz de bujías.
- m. Reemplazo de cualquier conexión de manguera (excepto de líneas hidráulicas) con mangueras de repuesto aprobadas.
- n. Reemplazo de líneas de combustible por repuestos aprobados.
- o. Reemplazo de batería y verificación del nivel del fluido y del peso específico del mismo.

Aunque las tareas precedentes están autorizadas, cada uno deberá hacer análisis de su habilidad para la misma.

Si se ha realizado alguna de las tareas precedentes, la misma deberá ser asentada en el Historial correspondiente indicando lo siguiente:

- a. Fecha de realización del trabajo
- b. Descripción del trabajo
- c. Número de horas de la aeronave
- d. Número de Brevet del piloto que ejecutó el trabajo
- e. Firma del piloto que ejecutó el trabajo

MODIFICACIONES DE LA AERONAVE

Si el propietario desea que sea modificada su aeronave, debe obtener que la modificación sea aprobada por la Autoridad Aeronáutica sobre la base de métodos y procedimientos de uso común en la técnica de la construcción aeronáutica; y que las tareas sean ejecutadas por un Taller Aeronáutico con la habilitación correspondiente.

DOCUMENTACION NECESARIA

El propietario o el piloto deben asegurarse que la siguiente documentación de la aeronave se encuentra en orden y en la aeronave:

1. Certificado de Aeronavegabilidad de la aeronave.
2. Certificado de Matriculación y de Propiedad de la aeronave.
3. Licencia de Radioestación si hay equipos radioeléctricos instalados.
4. Manual de Vuelo Aprobado conteniendo la última Planilla de Peso y Balanceo efectuada y la Lista de Equipos correspondientes, debidamente aprobados estos últimos documentos por la Autoridad Aeronáutica.
5. Tasa Global unificada de Protección al Vuelo.

Aunque las Libretas Historiales de avión y motor no deben encontrarse necesariamente a bordo en forma permanente, las mismas deben estar disponibles al ser requeridas y deben encontrarse debidamente actualizadas. Esto, además, reducirá los costos de mantenimiento puesto que el Taller tendrá referencia acerca de los trabajos efectuados previamente.

MOVIMIENTO EN TIERRA

a. Remolque

La aeronave debe moverse en tierra mediante el uso de la barra de remolque (y dirección) de la rueda de nariz que se encuentra almacenada en el compartimiento de equipajes, o por un equipo de tierra que no dañe o someta a esfuerzos excesivos el tren de nariz y su conjunto de mando de dirección. Las orejas de sujeción para el remolque han sido incorporadas a la horquilla de la rueda de nariz y son integrales a la misma.

PRECAUCION: Cuando remolque por medio de equipo de tierra, no gire el tren de nariz más allá de sus posibilidades por medio del mando de dirección en cualquiera de ambos sentidos, puesto que ello puede dañar el tren de nariz o su mecanismo de comando.

No remolque la aeronave con las trabas de comandos instaladas.

No empuje o tire de la hélice o de las superficies de control.

b. Rodaje de Circulación en Tierra

Antes de intentar el rodaje de circulación de la aeronave, el personal de tierra debe ser instruido y aprobado por personal calificado y con autorización del propietario. Los procedimientos de puesta en marcha y detención de la aeronave y las técnicas de rodaje de circulación deben ser observadas. Cuando se haya asegurado de que el área de la hélice y la zona de rodaje se encuentran libres, puede aplicarse potencia para iniciar el rodaje y deben ejecutarse las siguientes verificaciones:

1. Haga rodar la aeronave unos pocos metros y aplique los frenos para determinar su efectividad.
2. Mientras se encuentre rodando ejecute suaves y pequeños virajes para asegurarse la efectividad del sistema de dirección
3. Durante el rodaje mantenga la distancia necesaria al pasar cerca de construcciones y objetos fijos. Si fuese posible, ubique un observador fuera de la aeronave.
4. Si el rodaje se efectúa sobre terreno desparejo, evite pozos y baches.
5. No opere el motor a régimen de marcha elevado (altas RPM) durante el rodaje o el calentamiento de motor en pistas con piedras sueltas, grava o materiales sueltos que puedan provocar daños a las palas de hélice.

c. Estacionamiento

Quando estacione la aeronave, asegúrese que se encuentre suficientemente protegida contra condiciones atmosféricas desfavorables y que no represente peligro para otra aeronave. Cuando el estacionamiento se estima de alguna duración o se presume que abarcará toda la noche, se sugiere que amarre firmemente la aeronave.

1. Para estacionar la aeronave enfrente el viento con la misma (si fuera posible).
2. Coloque el freno de estacionamiento tirando hacia atrás de la palanca de freno y oprimiendo el botón de la empuñadura. Para liberar el freno de estacionamiento, tire hacia atrás la palanca hasta desacoplar la traba y luego permita el giro hacia adelante de la palanca.

PRECAUCION: No debe colocarse el freno de estacionamiento cuando los mismos se encuentren sobrecalentados o durante tiempo frío en el cual la humedad acumulada pueda congelarse.

3. Los comandos de alerón y elevador deben asegurarse con el cinturón de seguridad delantero y para trabar las ruedas adecuadamente, deben utilizarse las calzas correspondientes.

d. Amarre

La aeronave debe amarrarse para garantizar su inmovilidad, seguridad y protección. Para el correcto amarre de la aeronave deben utilizarse los siguientes procedimientos:

1. Si fuese posible, colocar la aeronave enfrentando al viento.
2. Retraer los flaps.
3. Inmovilizar los alerones y elevadores enroscando el cinturón de seguridad alrededor del volante de comando y dejando firmemente estirado y asegurado.
4. Colocar las calzas de ruedas.
5. Asegurar los cabos de amarra a las anillas de amarra del ala y al patín de cola con ángulos de aproximadamente 45° con respecto a tierra. Cuando utilice cuerda de material no sintético, permita suficiente juego como para evitar daños a la aeronave en el caso de contracción de la misma.

PRECAUCION: Utilice nudos que aseguren un amarrado correcto y no deslicen.

NOTA: Los preparativos adicionales para vientos fuertes incluyen la utilización de amarras tomadas de la horquilla de la pata de nariz del tren de aterrizaje y la traba del timón de dirección.

6. Instalar la funda del tubo Pitot (si dispone de la misma). Asegurarse de retirarla antes de iniciar el vuelo.
7. Las puertas de cabina deben permanecer trabadas cuando la aeronave quede sin atención.

FILTRO DE AIRE DEL MOTOR

El filtro de aire de inducción (del tipo a elemento seco) debe ser inspeccionado y limpiado por lo menos una vez cada cincuenta (50) horas, y más frecuentemente (hasta una vez por día) cuando opere en condiciones de polvo ambiental. El cartucho es desechable y el repuesto debe estar a mano para su rápido reemplazo.

a. Remoción del Filtro de Aire del Motor

El filtro está ubicado en la porción frontal inferior del compartimiento de motor y se obtiene acceso a través de la toma de aire sin alterar el carenado. Puede ser retirado con el siguiente procedimiento:

Sección: 1

Página: 37

1. Aflojar los tornillos de media vuelta que aseguran el filtro. El acceso a los tornillos superiores se obtiene a través de la boca de la toma de aire y para los tornillos inferiores a través de dos compuertas en la porción inferior de la toma.
2. Retirar el elemento filtrante a través de la boca de la toma de aire.

b. Limpieza del Filtro de Aire

1. Golpear suavemente el filtro para remover las partículas de polvo, cuidando de no dañar el elemento. NO sumergir el filtro en ningún líquido. NO intente eliminar el polvo con un soplete de aire comprimido.
2. Si el filtro estuviese excesivamente sucio o mostrase signos de cualquier tipo de daño, descartar y reemplazar de inmediato.
3. Limpiar el alojamiento del filtro con un trapo limpio.

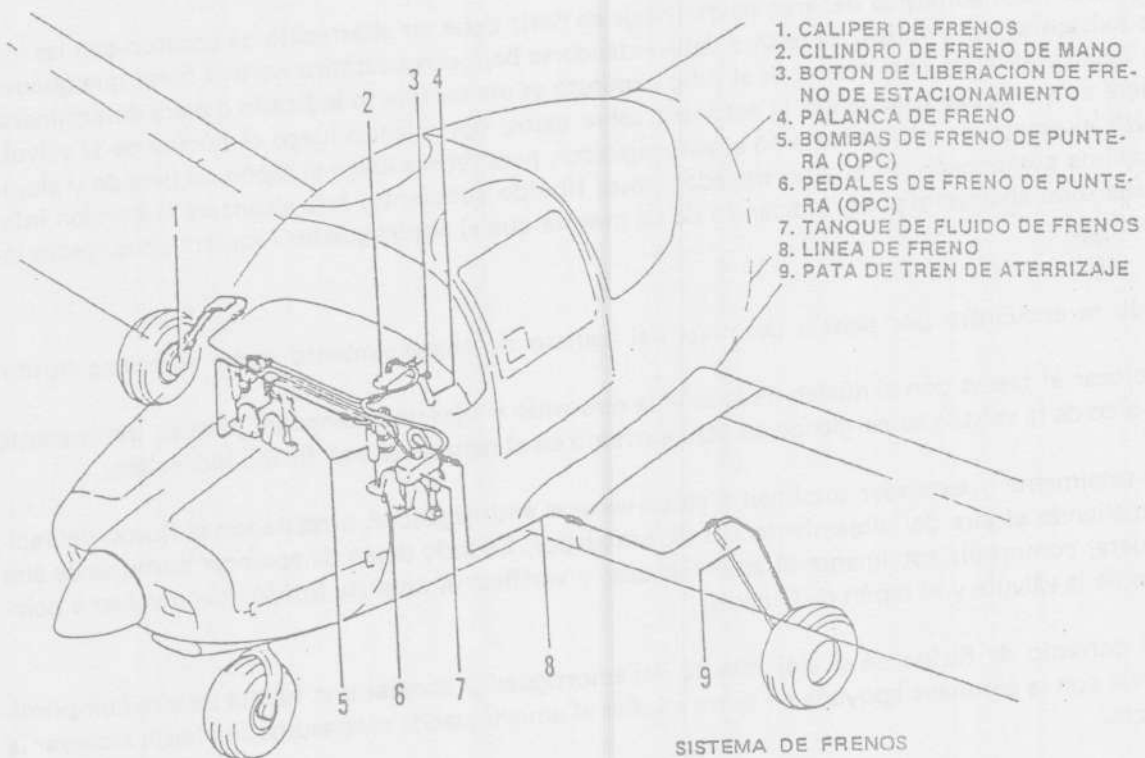
c. Instalación del Filtro de Aire del Motor

Luego de la limpieza o cuando se reemplace el filtro, instalar el filtro en orden inverso al empleado para su remoción.

SERVICIO DE FRENOS

El sistema de frenos (figura 21) de ser abastecido con líquido hidráulico para frenos bajo especificación MIL-H-5606 (mineral). El nivel de fluido debe ser verificado periódicamente o en cada inspección de cincuenta (50) horas y vuelto a llenar cuando fuese necesario. El tanque de líquido de frenos está ubicado en el parallamas (del compartimiento de motor). Si debe abastecerse todo el sistema, inyecte el fluido a presión desde los actuadores de freno del sistema. Esto eliminará el aire del sistema.

No es necesario ajustar las pastillas de freno, y si luego de un período de servicios prolongados resultan extremadamente desgastadas, deben reemplazarse por pastillas nuevas.



SISTEMA DE FRENOS

Figura 21

Sección: 1

Página: 39

SERVICIO DEL TREN DE ATERRIZAJE

El tren de aterrizaje utiliza conjuntos de ruedas 5,00 x 5 y/o 600x6 con cubiertas de cuatro telas de capacidad del tipo III con cámaras (ver el párrafo INFLADO DE CUBIERTAS).

Las ruedas pueden ser removidas retirando las tapas de masa, la chaveta, la tuerca del eje y los bulones que sostienen los segmentos de frenos en su lugar. Marcar la cubierta y la llanta para su reinstalación y luego desarmar desinflando la cubierta, retirando luego los bulones de llanta y separando las mitades de la misma.

El amortiguador oleoneumático del tren de aterrizaje de nariz debe ser abastecido de acuerdo con las instrucciones existentes en la unidad, el mismo debe extenderse bajo carga estática normal hasta que queden expuestos 7,62 cm (3 pulg.) del pistón. Si el tubo expuesto es menor que lo indicado deberá determinarse si se requiere aire o aceite levantando la aeronave sobre gatos, oprimiendo luego el núcleo de la válvula para permitir el escape del alojamiento en el amortiguador, para retirar luego el tapón de llenado y elevar hasta la máxima compresión. Si el amortiguador posee líquido suficiente, éste alcanzará la porción inferior del agujero de abastecimiento, indicando de tal manera que el amortiguador requiere un correcto inflado solamente.

Si el líquido se encuentra por debajo del nivel del agujero de abastecimiento, debe agregarse fluido.

Volver a colocar el tapón con el núcleo de la válvula removido y fijar una manguera plástica transparente y limpia al pico de la válvula sumergiendo su otro extremo en el recipiente con fluido hidráulico.

Comprimir totalmente y extender totalmente varias veces el amortiguador, arrastrando el fluido del recipiente y expeliendo el aire del alojamiento del amortiguador. Cuando dejen de aparecer burbujas de aire en la manguera, comprimir totalmente el amortiguador y verificar el nivel de fluido, luego volver a colocar el núcleo de la válvula y el tapón de llenado.

Con el nivel correcto de fluido en el alojamiento del amortiguador acoplar una fuente de aire comprimido a la válvula con la aeronave apoyada en tierra e inflar el amortiguador oleoneumático hasta alcanzar la altura correcta.

Si se levanta la aeronave con gatos para el servicio del tren de aterrizaje o cualquier otro tipo de servicio, deben utilizarse dos gatos hidráulicos y un "muchacho" para la cola. Además deben colocarse unos 115 kg. (250 Lb) de contrapeso en la base del "muchacho" de cola antes de elevar la aeronave. Los gatos hidráulicos deben ser colocados bajo los puntos de elevación de la superficie inferior de las alas y la aeronave debe ser elevada hasta que el patín de cola quede con la altura necesaria para ser fijado al na vez realizada esta operación y agregado el contrapeso, puede continuar elevándose la aeronave hasta la altura deseada.

Las bieletas de control de dirección, que van de los pedales de timón al balancín de dirección de la pata de nariz, son ajustables en cada extremo por medio de bujes terminales roscados. El ajuste puede ejecutarse normalmente en el extremo anterior de las bieletas y debe ser efectuado de tal manera que la rueda de nariz quede alineada con el eje longitudinal de la aeronave con los pedales de timón y el timón centrados. La alineación de la rueda de nariz puede verificarse empujando la aeronave hacia atrás y hacia adelante con el timón centrado y determinando si la misma sigue una línea recta. El arco de giro de la rueda de nariz es de 30° 2° en ambas direcciones y está limitado por topes en la porción inferior del herraje forjado.

Los topes de la rueda de nariz también lo son del timón y los brazos del pedal deben ser ajustados cuidadosamente de manera tal que los mismos alcancen sus topes justo antes que el timón llegue a sus límites; esto garantizará que el timón se mueva libremente en su recorrido.

SERVICIOS DE HELICE

El carenado de masas y el plato de soporte deben limpiarse frecuentemente e inspeccionarse en busca de fisuras. Antes de cada vuelo debe verificarse que no existan picaduras, rayones y/o corrosión en la hélice, en el caso de encontrarse alguno de estos defectos, deberá ser reparado tan pronto como sea posible por un taller autorizado dado que tanto una picadura como un rayón provocan una zona de concentración de tensiones que pueden conducir a serias fisuras, y aún a la pérdida de la punta de pala. La cara trasera de las palas debe ser pintada cuando se haga necesario con pintura negra de tono mate para evitar los reflejos. Esta tarea debe ser ejecutada por un taller autorizado. Además, para evitar la corrosión, la superficie de la hélice debe ser limpiada y encerada periódicamente.

ABASTECIMIENTO DE ACEITE LUBRICANTE

La capacidad de aceite del motor Lycoming O-235-L2C es de 5,7 lts. (6 USgal) y la cantidad mínima de seguridad de 1,9 lts. (2 USgal). Se recomienda cambiar el aceite cada 50 horas (y aún antes bajo condiciones de operación desfavorables). Los períodos entre los cambios de aceite pueden incrementarse en hasta el 100% cuando el motor se encuentra equipado con filtro de flujo total (tipo "de cartucho"), reemplazando el citado elemento (cartucho) cada 50 horas de operación y utilizando el tipo de combustible especificado. Si es necesario utilizar otro tipo de combustible diferente del especificado, ver la última edición de la Carta de Servicio Lycoming N° L185 y de la Instrucción de Servicio Lycoming N° 1014 para obtener información adicional y los procedimientos de servicio recomendados. Se recomiendan los siguientes grados de aceite lubricante para motores de aviación en función de las temperaturas especificadas.

Sección: 1

Página: 41

Temperatura Media de Aire Exterior en la Puesta en marcha		Aceite Mineral de Especificación MIL-L-60828	Aceite con Detergente De Especificación MIL-L-22851		
°C	°F	Grado SAE	Grado SAE		
Mayor a 15,5°	Mayor a 60°	50	40	ó	50
- 1,1° a 32,2°	30° a 90°	40		40	
- 15,5° a 21,1°	0° a 70°	30	30	ó	40
Menor a - 12,2°	Menor a 10°	20		30	

Ver la Instrucción de Servicio Lycoming 1014 (en su última revisión) cuando cambie de aceite mineral con detergentes.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE

a. Servicio del Sistema de Combustible

Cada 50 horas verificar las mallas del filtro de combustible, de la bomba auxiliar eléctrica de combustible y de la entrada del carburador y limpiarlas.

b. Requerimientos del Combustible

Para esta aeronave está especificado como combustible nafta de aviación de 100/130 octanos de grado mínimo. Dado que la utilización de combustible de grado menor puede provocar serios daños en el motor en un corto período de tiempo, la garantía del motor queda invalidada en el caso de utilización de dichos combustibles de menor grado y no aprobados. Ver la última edición de la Instrucción de Servicio Lycoming 1070 para los combustibles alternativos aprobados.

En la tabla siguiente ofrecemos un sumario de los grados de octanaje actuales y sus designaciones anteriores.

TABLA DE GRADOS DE NAFTAS DE AVIACION

Grados de Combustibles Comerciales Anteriores (ASTM-D 910)			Grados de Combustibles Comerciales Actuales (ASTM-D910-75)			Grados de Combustibles Militares Actuales (MIL-G-5572E) Agregado 3		
Grado	Color	Max TEL ml/USgal	Grado	Color	Max TEL ml/USgal	Grado	Color	Max TEL ml/USgal
80/87	Rojo	0,5	80	Rojo	0,5	80/87	Rojo	0,5
91/98	Azul	2,00	*100LL	Azul	2,0	—	—	—
100/130	Verde	3,0	100	Verde	**3,0	100/130	Verde	**3,00
115/145	Púrpura	4,6	—	—	—	115/145	Púrpura	4,6

* El combustible grado 100 LL en algunas naciones está coloreado en verde y es designado "100 L".

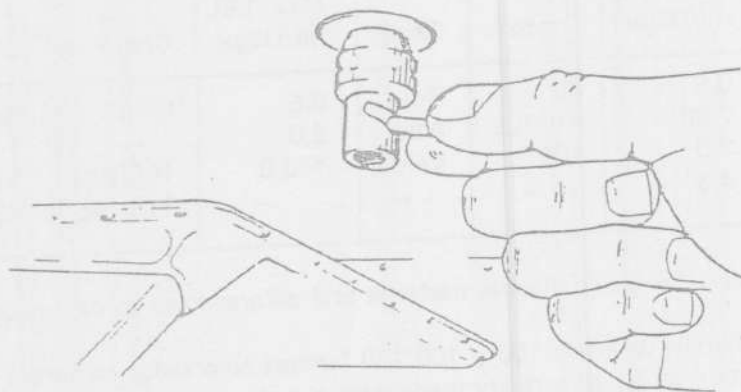
** El combustible comercial de grado 100 y 100/130 (ambos coloreados en verde) que posee un contenido TEL de hasta 4 ml/USgal está aprobado para el uso en todos los motores certificados para combustible de grado 100/130.

c. Abastecimiento de los Tanques de Combustible

Observar todas las precauciones de seguridad requeridas cuando manipulee combustible. Llenar los tanques a través de las bocas de abastecimiento ubicadas en la pendiente del borde de ataque de las alas. Cada tanque posee una capacidad máxima de 60,5 lts. (16 USgal). Cuando se utilice una cantidad inferior a 121 lts. (32 USgal), el combustible debe distribuirse en partes iguales en cada lado.

d. Drenado de los Sumideros, las Líneas y el Filtro de Combustible

Los sumideros y el recipiente del filtro del sistema de combustible deben ser drenados diariamente antes del primer vuelo y luego de abastecer combustible para evitar la acumulación de contaminantes tal como el agua y/o sedimentos. Cada tanque de combustible está equipado con un robinete de drenaje rápido ubicado en la esquina trasera interna de cada tanque (ver figura). El filtro de combustible está equipado con una válvula de drenaje rápido externa ubicada próxima a la esquina inferior izquierda del parallamas.



Los sumideros de los tanques de combustible deben ser drenados en primer término y luego debe drenarse dos veces el filtro de combustible (una vez con la llave selectora de alimentación abierta en cada uno de los tanques). Al drenarse el combustible, debe hacerse un tiempo suficiente como para asegurarse la salida de los contaminantes, recogiendo el producto del drenaje en un recipiente adecuado para su examen (sedimentos, agua, color, etc.) y posterior descarte.

- PRECAUCION:**
1. Al drenar combustible, debe tenerse cuidado en asegurarse que no exista peligro de fuego antes de iniciar la puesta en marcha del motor.
 2. Luego del drenado del combustible, deberá verificarse que las válvulas se han cerrado completamente y que no existan pérdidas.

5. Drenado del Sistema de Combustible

La porción principal del combustible puede ser drenado del sistema abriendo la válvula del extremo interno de cada tanque empujando hacia arriba los bracitos del robinete y girándolos en sentido inverso al de las agujas del reloj para mantener la válvula abierta. El combustible remanente en el sistema puede drenarse por medio de la válvula del recipiente del filtro de combustible. Cada tanque puede drenarse cerrando la válvula selectora en la posición correspondiente y luego abriendo la válvula de drenaje.

INFLADO DE LAS CUBIERTAS

Para obtener el máximo rendimiento en servicio de las cubiertas, mantener las tres correctamente infladas con la presión correspondiente (500 x 5 -26 PSI y 600 x 6 -30 PSI. Todas las ruedas han sido balanceadas con sus cubiertas antes de su instalación en la aeronave y este balanceo (relación entre cubierta, cámara y llanta) debe ser mantenido al volver a instalar una rueda, puesto que el desbalanceo de las mismas provocará grandes vibraciones en el tren de aterrizaje. Por esta razón, al colocar un componente nuevo, es necesario el nuevo balanceo de la rueda completa. Cuando verifique la presión de inflado, controle el desgaste de la cubierta y que no existan cortes, deslizamientos, etc.

SERVICIO DE LA BATERIA

El acceso a la batería de 12 volts se logra levantando el lado derecho de la porción superior del carenado del motor y retirando la tapa de la caja de batería. Esta última posee un conducto de drenaje que normalmente está cerrado por un tapón que debe retirarse periódicamente con el fin de drenar las acumulaciones de líquido que pudieran existir.

También debe verificarse el nivel del electrolito de la batería. El mismo NO debe superar la altura de las placas y al reponer el líquido debe emplearse agua destilada y NO ácido. Una verificación con el hidrómetro determinará el porcentaje de carga de la batería.

En caso de agotarse la carga de la batería, iniciar la carga con un régimen de 4 (cuatro) amperes por hora y finalizaría con un régimen de 2 (dos) amperes por hora. No se recomienda la carga rápida.

LIMPIEZA

a. Limpieza del Compartimiento de Motor

Antes de limpiar el compartimiento de motor, colocar una tira de cinta autoadhesiva en los orificios de ventilación de los magnetos para evitar la entrada de solventes a los mismos.

1. Ubicar una bandeja grande debajo del motor para recoger los residuos de la limpieza.
2. Retirar el carenado de motor y rociar con soplete o limpiar a pincel con solvente o una mezcla de solvente y desengrasante el motor. Con el fin de quitar los depósitos de grasa y suciedad puede ser necesaria la utilización del cepillado en zonas ya rociadas con el soplete de limpieza.

PRECAUCION: No rociar con el soplete de limpieza solventes en el alternador, la bomba de vacío, el arrancador o las entradas de aire.

3. Permitir que el solvente actúe sobre el motor de cinco a diez minutos y luego enjuagarlo con una nueva limpieza con solvente, dejando luego secar.

PRECAUCION: No operar el motor hasta que se hayan evaporado y/o eliminado todos los restos de solvente que pudieran existir.

4. Retirar las tiras de cinta autoadhesiva de los magnetos.
5. Lubricar los comandos, bujes, etc. siguiendo las instrucciones de la Tabla de Lubricación del Manual de Servicios del Piper PA-A38-112.

b. Limpieza del Tren de Aterrizaje

Antes de limpiar el tren de aterrizaje, colocar una cubierta de material plástico o similar sobre el conjunto de ruedas y freno.

1. Ubicar una bandeja bajo la pata para recoger los residuos de la limpieza.
2. Rociar con soplete o limpiar a pincel con solvente o una mezcla de solvente y desengrasante la zona. Para los depósitos de grasa y suciedad endurecidos puede ser necesario cepillar las áreas ya rociadas con el soplete de limpieza.
3. Permitir que el solvente actúe sobre el tren de cinco a diez minutos y luego enjuagarlo con una nueva limpieza con solvente dejando luego secar.
4. Retirar la cubierta de la rueda y la bandeja de residuos.
5. Lubricar el tren de aterrizaje siguiendo las instrucciones de la Tabla de Lubricación del Manual de Servicios del Piper PA-A38-112.

c. Limpieza de las Superficies Exteriores

La aeronave debe lavarse con una solución de jabón suave inerte y agua, dado que los jabones duros o los detergentes ya sean alcalinos o abrasivos, pueden provocar rayaduras en la pintura o las superficies plásticas; o corrosión del metal. Cubrir las zonas donde la solución de limpieza puede provocar daños.

Para lavar la aeronave, utilizar el siguiente procedimiento:

1. Aflojar y quitar la suciedad suelta con agua a presión.
2. Aplicar la solución de limpieza con un trapo suave, esponja o un cepillo de cerda suave.
3. Para quitar los puntos de hollín provenientes de los escapes permitir que la solución de limpieza actúe durante un tiempo mayor.
4. Para quitar las manchas de aceite y grasa, utilizar un trapo embebido en nafta.

5. Enjuagar cuidadosamente todas las superficies.
6. Cualquier buena cera para automóviles puede ser utilizada para preservar las superficies pintadas.

Para evitar rayaduras durante la limpieza o el pulido, debe utilizarse trapos de limpieza o franelas suaves. Una capa de cera de mayor espesor en los bordes de ataque reducirá el problema de la abrasión en dichas zonas.

d. Limpieza del Parabrisas y de las Ventanillas

1. Retirar el polvo, barro y partículas sueltas de las superficies externas con agua limpia.
2. Lavar con jabón suave no alcalino y agua tibia o con limpiador para plásticos de aeronaves utilizando un trapo suave o esponja con movimientos rectos hacia atrás y hacia adelante. No fregar aplicando excesiva fuerza.
3. Retirar el aceite y grasa existentes con un trapo embebido en querosene.
PRECAUCION: NO utilizar nafta, alcohol, bencina, tetracloruro de carbono, thinner, acetona o rociadores de limpieza de ventanas.
4. Luego de limpiar las superficies plásticas, aplicar una fina capa de cera de pulir dura y pulir suavemente con un paño suave, sin utilizar movimientos circulares.
5. Un rayón o marca severas en el plástico puede ser eliminado empleando una rasqueta de joyería, suavizando ambos bordes del rayón y aplicando cera.

e. Limpieza de los Tapizados de Techo, Paneles laterales y Asientos.

1. Limpiar los tapizados de techos, paneles laterales y asientos con un cepillo de cerda dura y una aspiradora cuando fuese necesario.
2. La tapicería sucia, con excepción del cuero, puede limpiarse con un buen limpiador para dicho fin y adecuado para el material. Seguir, en este caso, cuidadosamente las instrucciones del fabricante. Evitar el golpeado y/o el fregado fuerte.
PRECAUCION: Los limpiadores en base a solventes requieren una adecuada ventilación.
3. El cuero debe limpiarse con jabón neutro o jabón suave para manos y agua.

f. Limpieza de Alfombras

Para limpiar las alfombras, retirar en principio la suciedad suelta con un cepillo o con una aspiradora. Para las manchas resistentes utilizar un fluido de limpieza en seco no inflamable. Además las alfombras pueden retirarse y lavarse como se efectúa comúnmente con las alfombras de casas.

Sección: 1

Página: 47

LUBRICACION

Para prolongar la vida útil de la aeronave y para reducir la frecuencia de reparaciones extensas y costosas, la aeronave debe ser lubricada periódicamente siguiendo las instrucciones del Manual de Servicios para el tipo PA-A38-112.

PUNTOS DESTACADOS DE SEGURIDAD EN LA OPERACION

GENERALIDADES

Esta Sección indica los puntos destacados de seguridad con relevancia particular en la operación del Piper Tomahawk.

PUNTOS DESTACADOS DE SEGURIDAD

- a. Familiarícese con la compensación necesaria para el despegue de manera tal que solo se requiera una leve presión hacia atrás en el volante de comandos para elevar la aeronave.
- b. La velocidad óptima para el despegue es de alrededor de 60 Nudos (IAS) por condiciones atmosféricas normales. Tratar de elevar la aeronave con una velocidad inferior disminuye la centrabilidad de la aeronave en caso de falla del motor.
- c. Los flaps pueden ser extendidos con velocidades indicadas inferiores a 89 Nudos (IAS). Para reducir las cargas de operación de los flaps es deseable que la aeronave se encuentre volando con una velocidad menor a la de referencia antes de extenderlos.
- d. Antes de intentar volver a conectar cualquier interruptor termoautomático de circuitos, permitir que se enfríe durante un período de dos a cinco minutos.
- e. Antes de la puesta en marcha del motor, verificar que todas las llaves de equipos radioeléctricos, de faros y luces y de calefacción del tubo Pitot se encuentren en la posición "NO" (OFF) de manera tal que no se genere una sobrecarga cuando se acople el arrancador.
- f. Las luces estroboscópicas no deben ser operadas durante el vuelo a través de nieblas o nubes, dado que los reflejos pueden producir desorientación espacial. No operar las luces estroboscópicas cuando se efectúe el rodaje en tierra de la aeronave en las proximidades de otra en circulación.
- g. Los pedales de timón están suspendidos de un tubo de torsión que se extiende a través del fuselaje. El piloto debe familiarizarse con la correcta posición de los pies sobre los pedales de manera tal de evitar interferencias al moverlos o al operar los frenos de puntera.
- h. En un esfuerzo para evitar los accidentes, los pilotos deben obtener y estudiar la información que sobre los ocurridos provee la Autoridad Aeronáutica y las Agencias de terceros países por medio de circulares, informes, modificación de reglamentos, boletines, etc.

Sección: 1

Página: 49

- i. La forma del tanque de ala es tal que durante ciertas maniobras puede retirarse el combustible de las salidas del mismo, interrumpiendo el flujo de combustible y pudiendo provocar una momentánea pérdida de potencia. Por ello los pilotos deben evitar las maniobras que ocasionen estos inconvenientes.

Deben evitarse, durante la carrera de despegue, los desplazamientos laterales pronunciados ya que esto puede interrumpir el flujo de combustible.

Los deslizamientos prolongados que resulten en caídas de más de 600 m (2000 pies) de altitud, u otras maniobras extremas o radicales que provoquen interrupción del flujo de combustible cuando el tanque no esté totalmente lleno deben ser evitadas.

- j. La aeronave no debe ser volada en condiciones de turbulencia extrema dado que pueden provocarse daños en la estructura de la misma.

SECCION II
LIMITES DE OPERACION

A. MOTOR Y LIMITES DE MOTOR

Un (1) Motor Lycoming O-235-L2C con los siguientes límites de operación y ajuste de carburado 10-5199.

Potencia Máxima y Régimen Máximo: 112 HP a 2600 RPM.

Máxima Temperatura de Aceite: 118,3° C (245° F)

Máxima Presión de Aceite: 7,030 Kg/cm² (100 Lb/pulg.)

Mínima Presión de Aceite: 1,757 Kg/cm² (25 Lb/pulg.)

Máxima Presión de Combustible: 0,562 Kg/cm² (8,0 Lb/pulg.)

Mínima Presión de Combustible: 0,035 Kg/cm² (0,5 Lb/pulg.)

Combustible: Nafta de Aviación de 100/130 octanos de grado mínimo.

B. HELICE Y LIMITES DE HELICE

Una (1) Hélice Sensenich 72 CK-0-56 Metálica de Paso Fijo.

Diámetro: No mayor de 1828,8 mm (72 pulg.)

No menor de 1778,0 mm (70 pulg.)

Régimen Máximo con la Aeronave Detenida y el Acelerador a Pleno:

No mayor de 2350 RPM

No menor de 2250 RPM

NOTA: No está permitida ninguna tolerancia adicional.

Carenado de Masa: Piper P/N 77710

Sección: 2

Página: 2

C. LIMITES DE VELOCIDAD

COD.	VELOCIDAD	CALIBRADA (CAS)			INDICADA (IAS)		
		Km/h	MPH	Nudos	Km/h	MPH	Nudos
Vne	De Nunca Exceder	265	165	143	256	159	138
Vno	Máxima Estructural de Crucero (Exceder solo con precaución y en aire calmo)	200	124	108	204	127	110
Vfe Va	Máxima con Flaps Extendidos Máxima de Maniobra (Máxima en la cual se permite deflexión total de las superficies de control)	161 187	100 116	87 101	165 191	103 119	89 103

D. MARCAS DEL VELOCIMETRO (VELOCIDADES INDICADAS)

Línea Radial Roja (Nunca Exceder)	256 Km/h 159 MPH 138 Nudos
Arco Amarillo (Zona de Precaución - - Solo en Aire Calmo)	204 a 256 Km/h 127 a 159 MPH 110 a 138 Nudos
Arco Verde (Zona de Operación Normal)	89 a 204 Km/h 55 a 127 MPH 48 a 110 Nudos
Arco Blanco (Zona de Operación con Flaps)	87 a 165 Km/h 54 a 103 MPH 47 a 89 Nudos

E. MARCAS DE LOS INSTRUMENTOS DE MOTOR

1. TAQUIMETRO

Línea Radial Roja (Máxima de Operación Continua)	2600 RPM
Arco Verde (zona de Operación Normal)	500a 2600 RPM

2. INDICADOR DE TEMPERATURA DE ACEITE

Línea Radial Roja (máxima)	118,3° C 245° F
Arco Verde (Zona de Operación Normal)	23,9 a 118,3° C 75 a 245° F

3. INDICADOR DE PRESION DE ACEITE

Línea Radial Roja (Máxima)	7,030 Kg/cm ² 100 Lb/pulg. ²
Arco Amarillo (Rodaje de motor en Tierra)	6,327 a 7,030 Kg/cm ² 90 a 100 Lb/pulg. ²
Arco Verde (Zona de Operación Normal)	4,218 a 6,327 Kg/cm ² 60 a 90 Lb/pulg. ²
Arco Amarillo (Zona de Precaución-Marcha Lenta)	1,757 a 4,218 Kg/cm ² 25 a 60 Lb/pulg. ²
Línea Radial Roja (Mínimo)	1,757 Kg/cm ² 25 Lb/pulg. ²

4. INDICADOR DE PRESION DE COMBUSTIBLE

Línea Radial Roja (Máximo)	0,562 Kg/cm ² 8,0 Lb/pulg. ²
Arco Verde (Zona de Operación Normal)	0,035 a 0,562 Kg/cm ² 0,5 a 8,0 Lb/pulg. ²
Línea Radial Roja (Mínima)	0,035 Kg/cm ² 0,5 Lb/pulg. ²

F. LIMITES DE PESO

Peso Máximo: Categoría Normal: 757,5 Kg (1670Lb)
Categoría Utilitaria: 757,5 Kg (1670 Lb)

G. LIMITES DE VARIACION DE LA UBICACION DEL CENTRO DE GRAVEDAD

Categoría Normal y Utilitaria

Sección: 2

Página: 4

PESO		POSICION EXTREMA DELANTERA		POSICION EXTREMA TRASERA		
Kg	Lb	cm	pulg.	cm	pulg.	
757,5	1670	186,69	73,5	199,39	78,5	
579,2*	1277*	183,90	72,4	199,39	78,5	

- NOTAS:
1. Variación lineal entre puntos dados.
 2. El "Datum" de la aeronave se encuentra ubicado 168,275 cm (66,25 pulg.) por delante del borde de ataque del ala.
 3. Es responsabilidad del piloto y del propietario de la aeronave que la misma se cuente correctamente cargada (ver la Sección 6 Peso y Balanceo).
 - * 4. Este peso o menor.

F. MANIOBRAS APROBADAS

1. Categoría Normal!: Está prohibido todo tipo de maniobra acrobática, incluyendo las barrenas.
2. Categoría Utilitaria: Están aprobadas las siguientes maniobras con su correspondiente velocidad indicada (IAS) de entrada.

MANIOBRA	VELOCIDAD INDICADA DE ENTRADA (IAS)		
	Km/h	MPH	Nudos
Barrenas (Flaps retraídos)	Pérdida	Pérdida	Pérdida
Virajes Escarpados	185	115	100
Ocho Perezoso	185	115	100
Cnandelles	185	115	100

I. NUMERO DE PLAZAS

Máxima Dos (2) ubicadas a 217,17 cm (85,5 pulg.)

J. EQUIPAJE

1. Categoría Normal!: Máximo 45,4 Kg. (100 Lb) ubicados a 292,10 cm (115,0 pulg.)

PRECAUCION: LA CARGA EN EL COMPARTIMIENTO DE EQUIPAJES NO DEBE EXCEDER LOS 122 Kg/m² (25 Lb/pie²).

2. Categoría Utilitaria: No está aprobado el transporte de equipajes en las operaciones en Categoría Utilitaria.

K. CAPACIDAD DE COMBUSTIBLE

Capacidad Total de 121 lts (32 USgal) ubicados a 191,52 cm (75,4 pulg.)

Capacidad Utilizable: 113,5 lts. (30 USgal) ubicados a 191,52 cm (75,4 pulg.)

Capacidad No Utilizable: 7,6 lts. (2 USgal) ubicados a 191,52 cm (75,4 pulg.)

L. CAPACIDAD DE ACEITE

Capacidad Total de 5,677 lts. (6 USgal) ubicados a 61,98 cm (24,4 pulg.)

Capacidad Utilizable: 3,785 lts. (4 USgal) ubicados a 61,98 cm (24,4 pulg.)

Capacidad No Drenable: 0,862 (1,9 Lb) ubicados a 61,98 cm (24,4 pulg.)

M. MOVIMIENTOS DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL

Flaps:	Abajo	34°	2°	Arriba	0°	2°
Alerones:	Abajo	14°	2°	Arriba	16°	2°
Timón de Profundidad:	Abajo	20°	2°	Arriba	34°	2°
Timón de Dirección:	Izquierda	29°	1°	Derecha	29°	1°
Rueda de Nariz:	Izquierda	30°	2°	Derecha	30°	2°

N. DATUM

El Datum de referencia se encuentra ubicado a 168,275 cm (66,25 pulg.) por delante del borde de ataque del ala.

O. MEDIOS DE NIVELACION

El nivel sobre línea longitudinal central de la porción superior del cono del cola (detrás de la cabina).

P. PLACAS

1. A plena visión del piloto:

"Excepto que se indique de otra manera en la placa, los límites de operación de esta aeronave se encuentran indicados bajo forma de marcas y placas instaladas en la misma y deben ser observados cuando se opere la aeronave en Categoría Normal. Los límites no indicados y que deban ser observados durante la operación de la aeronave en Categoría Normal o en Categoría Normal. Los límites no indicados y que deban ser observados durante la operación de la aeronave en Categoría Normal o en Categoría Utilitaria se encuentran dentro del Manual de Vuelo Aprobado.

Las barrenas (con flaps retraídos) están aprobados para las operaciones en Categoría Utilitaria. Para la recuperación de una barrena, utilizar todo el timón de dirección en el sentido con-

Sección: 2

Página: 6

trario al giro en combinación con llevar hacia adelante el volante de comandos (picando la ronave).

Está prohibido el vuelo en condiciones conocidas de formación de hielo.

VELOCIDAD DEMOSTRADA DE COMPONENTE DE VIENTO DE TRAVES 27 Km/h -
17 MPH - 15 Nudos

SOLO PARA LAS OPERACIONES EN
CATEGORIA UTILITARIA

LAS MANIOBRAS APROBADAS ESTAN LIMITADAS A LAS SIGUIENTES:

MANIOBRA	VELOCIDAD INDICADA (IAS) DE ENTRADA		
	Km/h	MPH	NUDOS
BARRENAS (FLAPS RETRAIDOS)		PERDIDA	
VIRAJE ESCARPADO	185	115	100
OCHO PEREZOSO	185	115	100
CHANDELLE	185	115	100

PRECAUCION

DETENGA EL FUNCIONAMIENTO DE LAS LUCES ESTROBOSCOPICAS CUANDO SE ENCUENTRE PROXIMO A TIERRA O DURANTE EL VUELO DENTRO DE NUBES, NIEBLAS O NEBLINAS."

A plena visión del piloto:

"LISTA DE VERIFICACION DE DESPEGUE

Combustible-Tanque adecuado
Mezcla-Ajustar
Bomba Auxiliar Eléctrica de
Combustible-Funcionando
Calefactor de Carburador-Cerrado
Instrumentos de Motor-Verificar
Asientos y Respaldos-Trabados

Cinturones y Arnés-Ajustados
Flaps-Extendidos lo necesario
Compensadores-Ajustar
Comandos-Libres
Puertas-Trabadas

LISTA DE VERIFICACION DE ATERRIZAJE

Combustible-Tanque adecuado	Asientos y Respaldos-Trabados
Mezcla-Rica	Flaps-Extender (dentro de Arco Blanco)
Bomba Auxiliar Eléctrica de	
Combustible-Funcionando	Cinturones y Arnés-Ajustados"

3. Sobre el tabique trasero del compartimiento de equipajes:

EQUIPAJE MAXIMO: 45,4 Kg (100 Lb)
 VER LA SECCION 6 DEL MANUAL DE VUELO PARA LA CARGA CORRECTA".

4. A plena visión del piloto (cerca del indicador de velocidad de vuelo):

"VELOCIDAD INDICADA (IAS) DE MANIOBRA PARA 757,5 Kg. (1670 Lb) DE PESO TOTAL DE LA AERONAVE:

191 Km/h - 119 MPH - 103 Nudos (Ver el Manual de Vuelo Aprobado).

5. A plena visión del piloto, sobre el cuadrante de comandos de motor:

"EL COMBUSTIBLE REMANENTE CUANDO LAS LECTURAS DE LOS INDICADORES DE CANTIDAD DE COMBUSTIBLE ES CERO, NO PUEDE SER UTILIZADO PRA VUELO EN CONDICIONES DE SEGURIDAD.

56,7 Its - 15 Usgal
 UTILIZABLES

COMBUSTIBLE

56,7 - 15 USgal
 UTILIZABLES

I
 TANQUE

D
 TANQUE"

6. A plena visión del piloto, sobre el cuadrante del acelerador:

"COMBUSTIBLE
 CERRADO".

7. A plena visión del piloto y próxima al control del calefactor del carburador:

"CERRADO
 CALEFACTOR DEL
 CARBURADOR
 ABIERTO"

Sección: 3

Página: 1

SECCION III

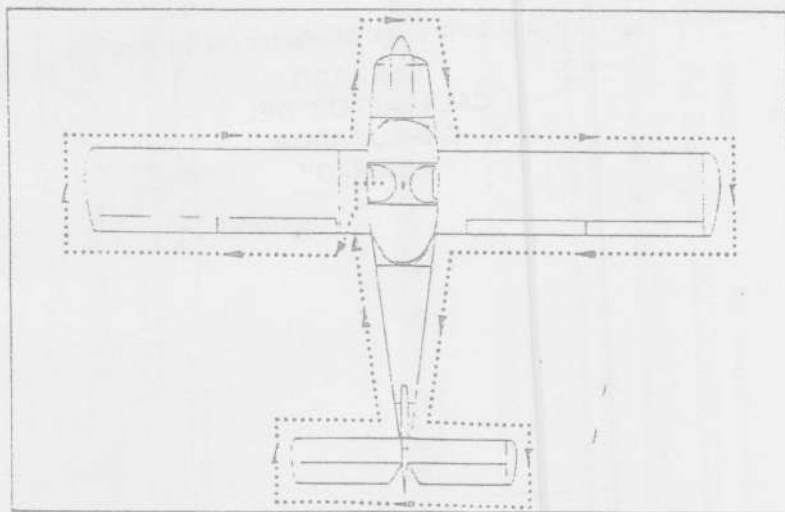
PROCEDIMIENTOS NORMALES

VELOCIDADES CARACTERISTICAS

La performance para una aeronave en particular puede variar con respecto a las indicadas en las tablas en función del equipo instalado; las condiciones del motor de la aeronave y el equipamiento; las condiciones atmosféricas y las técnicas de pilotaje.

Velocidad para Optimo Regimen de Ascenso	70 Nudos (IAS)
Velocidad para Mejor Angulo de Ascenso	61 Nudos (IAS)
Velocidad de Operación en Aire Turbulento	103 Nudos (IAS)
Velocidad Máxima para Operación con Flaps Extendidos	89 Nudos (IAS)
Velocidad de Aproximación Final para el Aterrizaje (Flaps totalmente extendidos)	62 Nudos (IAS)
Velocidad Máxima Demostrada de Viento de Tráves	15 Nudos

VERIFICACION PREVUELO



CABINA

- Volante de Comandos - Liberar las trabas
- Llave de Ignición - Verificar que se encuentre en la posición NO (OFF)
- Llave Maestra - Llevar a la posición SI (ON)
- Indicadores de Cantidad de Combustible - Verificar
- Luz de Alarma de Alternador - Verificar
- Llave Maestra - Llevar a la posición NO (OFF)
- Comandos de Vuelo - Verificar su correcta operación y libre accionamiento.
- Flaps-Verificar su correcta operación y libre accionamiento.
- Sistema de Aire Estático - Drenar.
- Parabrisas y Ventanillas - Verificar su limpieza.
- Equipaje - Correctamente almacenado y asegurado.
- Documentación de la Aeronave - A bordo.
- Freno de Estacionamiento - Colocado.

ALA IZQUIERDA

- Condiciones del Recubrimiento - Verificar.
- Flap y Charnelas - Verificar su estado y condiciones de seguridad.
- Extremos de Ala - Verificar su estado.
- Luces de Posición - Verificar su estado.
- Tapa de la Boca de Abastecimiento de Combustible - Abrir.
- Combustible - Verificar su cantidad y color.
- Tapa de la Boca de Abastecimiento de Combustible - Cerrar y Asegurar.
- Ventilación del Tanque de Combustible - Verificar que se encuentre libre de obstrucciones.
- Sumidero del Tanque de Combustible - Drenar.
- Cabeza del Tubo Pitot - Verificar que se encuentre libre de obstrucciones.
- Alarma de Pérdida - Verificar su estado y accionamiento.
- Pata del Tren de Aterrizaje y Cubierta - Verificar su estado, condición y correcto inflado.
- Pastillas y Disco de Freno - Verificar su estado.

Sección: 3

Página: 3

Calzas y Amarra - Retirar.

NARIZ DE LA AERONAVE

Filtro de Combustible - Drenar.

Condiciones Generales - Verificar.

Hélice y Carenado de Masa - Verificar su estado general.

Tomas de Aire - Verificar que se encuentren libres de obstrucciones.

Compartimiento de Motor - Verificar su estado general.

Aceite - Verificar la cantidad.

Varilla de Medición de Aceite - Verificar que quede correctamente colocada.

Correa del Alternador - Verificar su tensión.

Carenado de Motor - Cerrar y Asegurar.

Cubierta de Rueda de Nariz - Verificar su estado y correcto inflado.

Amortiguador de la Rueda de Nariz - Verificar el correcto inflado (expuesto 7,5 cm. (3 pulg)) y su estado general.

Parabrisas - Verificar su limpieza.

ALA DERECHA

Verificar en forma similar a la efectuada en el ala izquierda.

FUSELAJE COSTADO DERECHO)

Condiciones Generales - Verificar.

Antenas - Verificar su estado general y condiciones de seguridad.

Ventanillas Lateral y Trasera - Verificar su limpieza.

Tomas de Aire Estático - Verificar que no se encuentren obstruidas.

EMPENAJE

Condiciones Generales - Verificar.

Charnelas y Tomas - Verificar su estado y condición.

Amarra - Retirar.

FUSELAJE (COSTADO IZQUIERDO)

Verificar en forma similar a la efectuada en el costado derecho.

ANTES DE LA PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR

Puertas de Cabina - Cerradas y trabadas.

Traba del techo - Colocar.

Asientos - Ajustados y trabados.

Cinturones de Seguridad y Arnés de Hombros - Ajustar y trabar.

Interruptores Termoautomáticos de Circuitos - Todos deprimidos (conectados).

Frenos de Estacionamiento - Colocar.

Calefactor del Carburador - Cerrado (totalmente).

Selector de Tanque de Combustible - Alimentando desde el tanque deseado.

PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR

PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR EN FRIO

Acelerador - Cerrado.

Llave Maestra - Llevar a la posición SI (ON).

Bomba Auxiliar Eléctrica de Combustible - Poner en funcionamiento.

Comando de Control de Mezcla - En totalmente rica.

Arrancador - Acoplar.

Acelerador - Ajustar.

Presión de Aceite - Verificar.

Bomba Auxiliar Eléctrica de Combustible - Detener.

Presión de Combustible - Verificar.

Si el motor no es puesto en marcha dentro de los diez (10) segundos, aguardar treinta (30) segundos; cebar si está instalado el cebador y repetir el procedimiento de puesta en marcha.

Sección: 3

Página: 5

PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR EN CALIENTE

Acelerador - Cerrar.

Llave Maestra - Llevar a la posición SI (ON).

Bomba Eléctrica Auxiliar de Combustible - Poner en funcionamiento.

Comando de Control de Mezcla - Llevar a totalmente rica.

Arrancador - Acoplar.

Acelerador - Ajustar.

Presión de Aceite - Verificar.

Bomba Eléctrica Auxiliar de Combustible - Detener.

Presión de Combustible - Verificar.

PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR AHOGADO

Acelerador - Totalmente abierto.

Llave Maestra - Llevar a la posición SI (ON).

Bomba Eléctrica Auxiliar de Combustible - Detenida.

Comando de Control de Mezcla - Colocar en la posición MARCHA LENTA-CORTE.

Arrancador - Acoplar.

Comando de Control de Mezcla - Avanzar.

Presión de Aceite - Verificar.

Presión de Combustible - Verificar.

RODAJE DEL MOTOR

Cófiguración de Potencia - 800 a 1200 RPM.

RODAJE DE LA AERONAVE

Equipos Radioeléctricos - Poner en funcionamiento.

Area de Rodaje - Libre.

Frenos - Verificar.

Control de Dirección - Verificar.

VERIFICACION EN TIERRA

Frenos - Colocar

Acelerador - Llevar a 1800 RPM

Magnetos - Verificar: La caída máxima es de 175 RPM.
La máxima diferencia entre ambos magnetos es de 50 RPM.

Presión de Vacío - Verificar que sea de 5,0 pulg Hg 0,1 pulg Hg.

Temperatura de Aceite - Verificar.

Presión de Aceite - Verificar.

Calefactor de Carburador - Verificar.

Acelerador - Retrasar.

Magnetos - Verificar la puesta a masa a bajo régimen de marcha (RPM) y luego llevar a la posición AMBOS (BOTH).

ANTES DEL DESPEGUE

Llave Maestra - Verificar que se encuentre en la posición SI (ON)

Instrumentos de Vuelo - Verificar.

Selector de Tanques de Combustible - Colocar para alimentar por medio del tanque adecuado.

Comando de Control de Mezcla - Ajustar.

Bomba Auxiliar Eléctrica de Combustible - Poner en funcionamiento.

Calefactor de Carburador - Cerrado.

Instrumentos de Motor - Verificar.

Respaldos de los Asientos - Colocar en la posición erecta.

Cinturones de Seguridad y Arnés de Hombros - Ajustados y trabados.

Asiento Desocupado - Ajustar el cinturón de seguridad.

Flaps - Llevar a la posición de despegue.

Aleta Compensadora del Elevador - Ajustar.

Comandos de Vuelo - Verificar su libre y correcto accionamiento.

Puertas - Verificar que se encuentren cerradas y trabadas.

Traba de Techo - Acoplada.

Sección: 3

Página: 7

DESPEGUE

DESPEGUE NORMAL

Flaps - Colocar en posición de despegue.

Aleta Compensadora de Elevador - Ajustar.

Acelerar hasta alcanzar la velocidad indicada (IAS) de 53 Nudos.

Volante de Comandos - Aplicar presión hacia atrás para rotar la aeronave hasta la actitud de ascenso.

DESPEGUE EN CAMPO CORTO SALVANDO UN OBSTACULO

Flaps - Extender 21° (Primer escalón).

Acelerar hasta alcanzar la velocidad indicada (IAS) de 53 Nudos.

Volante de Comandos - Aplicar presión hacia atrás para rotar la aeronave hasta la actitud de ascenso.

Acelerar hasta alcanzar la velocidad indicada (IAS) de 61 Nudos hasta salvar el obstáculo.

Acelerar hasta alcanzar la velocidad indicada (IAS) de 70 Nudos luego de salvar el obstáculo.

Flaps - Retraer lentamente.

DESPEGUE EN CAMPO CORTO SIN OBSTACULOS

Flaps - Extender 21° (Primer escalón).

Acelerar hasta alcanzar la velocidad indicada (IAS) de 53 Nudos.

Volante de Comandos - Aplicar presión hacia atrás para rotar la aeronave hasta la actitud de ascenso.

Luego de librar la aeronave de la pista, acelerar hasta alcanzar la velocidad indicada (IAS) para óptimo régimen de ascenso (70 Nudos).

Flaps - Retraer lentamente.

DESPEGUE EN PISTA BLANDA SALVANDO UN OBSTACULO

Flaps - Extender 21° (Primer escalón).

Acelerar y elevar la nariz de la aeronave tan pronto como sea posible.

Elevar la aeronave con la mínima velocidad posible.

Acelerar la aeronave (directamente sobre la pista) hasta alcanzar la velocidad indicada (IAS) de 61 Nudos para ascender hasta salvar el obstáculo.

Continuar el ascenso acelerando hasta alcanzar la velocidad indicada (IAS) para óptimo régimen de ascenso de 70 Nudos.

Flaps - Retraer lentamente.

DESPEGUE EN PISTA BLANDA SIN OBSTACULOS

Flaps - Extender 21° (Primer escalón).

Acelerar y elevar la nariz de la aeronave tan pronto como sea posible.

Elevar la aeronave con la mínima velocidad posible.

Acelerar la aeronave (directamente sobre la pista) hasta alcanzar la velocidad indicada (IAS) para régimen óptimo de ascenso de 70 Nudos.

Flaps - Retraer lentamente.

ASCENSO

Régimen Óptimo de Ascenso - Velocidad indicada (IAS) de 70 Nudos.

Angulo Óptimo de Ascenso - Velocidad indicada (IAS) de 61 Nudos.

Bomba Eléctrica Auxiliar de Combustible - Detener al alcanzar la altitud deseada.

CRUCERO

Ver las tablas y gráficos de la Sección V - PERFORMANCES.

Potencia Máxima Normal - 75%

Configuración de Potencia - Ajustar según tablas de potencia.

Comando de Control de Mezcla - Ajustar.

APROXIMACION Y ATERRIZAJE

Selector de Tanques de Combustible - Alimentando desde el tanque adecuado.

Respaldo de los Asientos - En la posición erecta.

Sección: 3

Página: 9

Cinturones de Seguridad y Arnés de Hombros - Ajustar y trabar.

Bomba Auxiliar Eléctrica de Combustible - Poner en funcionamiento.

Comando de Control de Mezcla - Ajustar.

Flaps - Extender (por debajo de la velocidad indicada (IAS) de 89 Nudos).

Compensar la aeronave para la velocidad indicada (IAS) de 70 Nudos.

Ejecutar la aproximación final con los flaps totalmente extendidos y una velocidad indicada de 62 Nudos.

DETENCION DEL MOTOR

Flaps- Retraer.

Bomba Eléctrica Auxiliar de Combustible - Detener.

Equipos Radioeléctricos - Detener.

Acelerador - Retrasar totalmente.

Comando de Control de Mezcla - Llevar a MARCHA LENTA – CORTE.

Llave de Magnetos - Llevar a la posición NO (OFF).

Llave Maestra - Llevar a la posición NO (OFF).

ESTACIONAMIENTO DE LA AERONAVE

Freno de Estacionamiento - Colocar.

Volantes de Comandos - Asegurar con los cinturones de seguridad.

Flaps - Verificar que se encuentren totalmente retraídos.

Calzas de Ruedas - Colocar en su lugar.

Amarras - Colocar.

SECCION IVPROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA

VELOCIDADES INDICADAS (IAS) RELEVANTES

Velocidades de Pérdida

759 Kg (1670 Lb), flaps retraidos	48 Nudos
759 Kg (1679 Lb), flaps totalmente extendidos	47 Nudos

Velocidades de Maniobra

759 Kg (1670 Lb)	103 Nudos
580 Kg (1277 Lb)	90 Nudos

Velocidad de Nunca Exceder

138 Nudos

Velocidad de Planeo Sin Potencia

759 Kg (1670 Lb), flaps retraidos	70 Nudos
-----------------------------------	----------

PERDIDA DE POTENCIA DURANTE EL DESPEGUE (AERONAVE AUN EN TIERRA)

Con pista remanente suficiente:

Acelerador - Cerrar inmediatamente.

Frenos - Aplicar según se requiera.

Detenerse directamente al frente.Pista remanente insuficiente:

Acelerador - Cerrar inmediatamente.

Frenos - Aplicar según se requiera.

Comando de Control de Mezcla - Llevar a MARCHA LENTA – CORTE.

Llave Selectora de Tanques de Combustible - Llevar a la posición CERRADO.

Llave Maestra - Llevar a la posición NO (OFF).

Llave de Magnetos - Llevar a la posición NO (OFF).

Mantener el control direccional y evitar los obstáculos.

Sección: 4

Página: 2

PERDIDA DE POTENCIA DURANTE EL DESPEGUE (AERONAVE EN EL AIRE)

Con pista remanente suficiente:

Velocidad de Vuelo - Mantener por encima de la de pérdida.

Control Direccional - Mantener.

Aterrizar directamente al frente.

Pista remanente insuficiente:

Velocidad de Vuelo - Mantener por encima de la de pérdida.

Acelerador - Cerrar.

Comando de Control de Mezcla - Llevar a la posición MARCHA LENTA-CORTE.

Llave Selectora de Tanques de Combustible - Llevar a la posición CERRADO.

Llave Maestra - Llevar a la posición NO (OFF).

Llave de Magnetos - Llevar a la posición NO (OFF).

Fiaps - Según se requieran.

Control Direccional - Mantener. Ejecutar solo leves virajes para evitar los obstáculos.

Si se ha alcanzado altitud suficiente como para intentar una puesta en marcha del motor:

Velocidad de Vuelo - Mantener por encima de la de pérdida.

Llave Selectora de Tanques de Combustible - Pasar a otro tanque que contenga combustible.

Bomba Auxiliar Eléctrica de Combustible - Poner en funcionamiento.

Comando de Control de Mezcla - Llevar a totalmente RICA.

Calefactor de Carburador - Abrir.

Si no logra ser restaurada la potencia, ejecutar el procedimiento de Aterrizaje Sin Potencia.

PERDIDA DE POTENCIA DURANTE EL VUELO

Llave Selectora de Tanques de Combustible - Pasar a alimentar desde otro tanque que contenga combustible.

Bomba Auxiliar Eléctrica de Combustible - Poner en funcionamiento.

Comando de Control de Mezcla - Llevar a la posición de totalmente RICA.

Instrumentos de Motor - Verificar que no exista indicación de la causa que ha provocado la detención del motor.

Cebador - Verificar que se encuentre trabado.

Si no hay lectura de presión de combustible, verificar que la llave selectora de tanques de combustible esté alimentando desde un tanque que contenga combustible.

Si no logra ser restaurada la potencia:

Llave de Ignición - Llevar a las posiciones IZQUIERDO (L), luego DERECHO (R) y luego nuevamente a AMBOS (BOTH).

Comandos de Acelerador y Control de Mezcla - Intentar con diferentes configuraciones.

Cuando haya sido restaurada la potencia:

Calefactor del Carburador - Cerrar.

Bomba Auxiliar Eléctrica de Combustible - Detener.

Si la potencia no logra ser restaurada:

Compensar la aeronave para lograr el ángulo de planeo óptimo (velocidad indicada (IAS) de 70 nudos) y prepararse para un aterrizaje sin potencia.

ATERRIZAJE SIN POTENCIA

Compensar la aeronave para lograr el ángulo de planeo óptimo (velocidad indicada (IAS) de 70 nudos.

Ubicar la zona más adecuada para el aterrizaje.

Establecer un circuito de aproximación, en espiral.

Al alcanzar 300 m. (1000 pies) de altura sobre el terreno, comenzar la pierna inicial de una aproximación de tipo normal.

Cuando se haya asegurado la facilidad de llegada al campo, disminuir la velocidad indicada (IAS) a 62 nudos para lograr el aterrizaje más corto con el contacto con el suelo con la aeronave totalmente en pérdida.

El contacto con el suelo debe hacerse con la menor velocidad posible y con los flaps totalmente extendidos.

Sección: 4

Página: 4

Cuando el aterrizaje sea inminente:

Llave de Ignición - Llevar a la posición NO (OFF).

Llave Maestra - Llevar a la posición NO (OFF).

Llave Selectora de Tanques de Combustible - Llevar a la posición de CERRADO.

Comando de Control de Mezcla - Llevar a la posición MARCHA LENTA-CORTE.

Cinturones de Seguridad y Arnés de Hombros - Ajustar y trabar.

FUEGOS

FUEGO EN EL MOTOR DURANTE LA PUESTA EN MARCHA

Arrancador - Hacer girar el motor con el mismo.

Comando de Control de Mezcla - Llevar a MARCHA LENTA - CORTE.

Acelerador - Abrir totalmente.

Bomba Auxiliar Eléctrica de Combustible - Detener.

Llave Selectora de Tanques de Combustible - Llevar a la posición CERRADO.

Si el fuego continuase, abandonar la aeronave.

FUEGO DURANTE EL VUELO

Origen del Fuego - Verificar.

Fuego en el Motor:

Llave Selectora de Tanques de Combustible - Llevar a la posición CERRADO.

Acelerador - Cerrar.

Comando de Control de Mezcla - Llevar a la posición MARCHA LENTA-CORTE.

Bomba Auxiliar Eléctrica de Combustible - Detener.

Calefactor de Cabina - Cerrar.

Prepararse para un aterrizaje sin potencia.

Fuego Eléctrico (Humo en la Cabina):

Llave Maestra - Llevar a la posición NO (OFF).

Calefactor de Cabina - Cerrar.

Desempañador de Parabrisas - Cerrar.

Ventilaciones - Abrir para despejar la cabina.

Aterrizar tan pronto como sea posible.

PERDIDA DE PRESION DE ACEITE

Aterrizar tan pronto como sea posible e investigar el origen de la pérdida de presión.

Prepararse para un aterrizaje sin potencia.

PERDIDA DE PRESION DE COMBUSTIBLE

Bomba Auxiliar Eléctrica de Combustible - Poner en funcionamiento.

Llave Selectora de Tanques de Combustible - Verificar que se encuentre alimentando desde un tanque que contenga combustible.

TEMPERATURA DE ACEITE ELEVADA

Aterrizar tan pronto como sea posible e investigar el origen de la elevación de la temperatura.

Prepararse para un aterrizaje sin potencia..

FALLA DEL ALTERNADOR

Asegurarse de la falla.

Reducir la carga eléctrica todo lo posible.

Interruptor Termoautomático de Circuitos del Alternador - Verificar.

Llave del Alternador - Llevar a la posición NO (OFF) durante un (1) segundo, y luego volver a SI (ON).

Si no se restaura la salida de energía:

Llave del Alternador - Llevar a la posición NO (OFF).

Reducir la carga eléctrica y aterrizar tan pronto como sea posible.

RECUPERACION DE UNA BARRENA (ENTRADA NO INTENCIONAL)

Alerones - Llevar a la posición neutral.

Timón de Dirección - Aplicar todo su recorrido en sentido opuesto a la dirección de rotación.

Volante de Comando - Llevar totalmente hacia adelante.

Acelerador - Cerrar.

Timón de Dirección - Llevar a la posición neutral luego de que se haya detenido la rotación.

Sección: 4

Página: 6

Volante de Comandos - Según se requiera para volver suavemente a ganar la altitud de vuelo.

Flaps - Retraer.

PUERTA ABIERTA

Si las trabas del lateral y del techo están abiertas, la puerta permanecerá levemente entreabierta y la velocidad de vuelo se reducirá levemente.

Para cerrar la puerta en vuelo:

Disminuir la velocidad de vuelo de la aeronave a 90 Nudos indicados (IAS).

Ventilaciones de cabina - Cerrar.

Ventanilla de Tormenta - Abrir.

Si la Traba de Techo está Abierta - Trabar.

Si la Traba Lateral está Abierta - Tirar del apoyabrazos mientras que se lleva la manija de la puerta a la posición de traba.

Si Ambas Trabas están Abiertas - Trabar primero la lateral y luego la de techo.

MARCHA ASPERA DEL MOTOR

Calefactor del Carburador - Abrir.

Si el motor continua funcionando con marcha aspera luego de un minuto:

Calefactor del Carburador - Cerrar.

Comando de Control de Mezcla - Ajustar para obtener la máxima suavidad de marcha.

Bomba Auxiliar Eléctrica de Combustible - Poner en funcionamiento.

Selector de Tanques de Combustible - Cambiar de tanques.

Instrumentos de Motor - Verificar.

Llave de Magnetos - Llevar primero a IZQUIERDO (L), luego a DERECHO (R) y finalmente a AMBOS (BOTH) nuevamente.

Si la operación en cualquiera de los magnetos es satisfactoria, continuar la marcha operando sobre ese magneto con potencia reducida y mezcla totalmente RICH, hasta alcanzar el aerodromo más próximo.

Prepararse para un aterrizaje sin potencia.

SECCION V
PERFORMANCE

GENERALIDADES

Toda la información requerida y complementaria correspondiente a las performances de esta aeronave está indicada en esta Sección.

La información correspondiente a los sistemas y equipos adicionales está indicada en el Apéndice II, Suplementos al Manual de Vuelo.

INTRODUCCION

PLAN DE VUELO Y PERFORMANCE

La información de performance presentada en esta Sección está basada en las mediciones efectuadas durante las Pruebas de Vuelo para la homologación de la aeronave y corregidas para las condiciones correspondientes a día standard (atmósfera internacional standard - ISA) y expandidas para los diferentes parámetros de peso, altitud, temperatura, etc.

Las tablas y gráficos de performance corresponden a características normales y no existe discriminación para los diferentes grados de eficiencia del piloto o deterioro mecánico de la aeronave. Sin embargo estas performances pueden ser logradas siguiendo los procedimientos establecidos y manteniendo la aeronave adecuadamente.

Los efectos de las condiciones no consideradas en estas tablas y gráficos deben ser evaluados por el piloto (efectos tales como los provocados por una pista de césped en el despegue y el aterrizaje, o el efecto de viento en la performance de crucero y en el alcance). La autonomía puede ser muy afectada por procedimientos incorrectos de empobrecimiento de mezcla y se recomienda la verificación en vuelo del flujo de combustible y de la cantidad del mismo remanente en los tanques.

Recuerde: Para lograr las performances indicadas, póngase en las mismas condiciones de las tablas o gráficas.

La información del Ejemplo del Plan de Vuelo describe el detalle del mismo utilizando las tablas de performance de esta Sección. Cada tabla incluye su ejemplo para demostrar su utilización.

Sección: 5

Página: 2

EJEMPLO DE PLAN DE VUELO

a. Carga de la Aeronave

El primer paso del planeamiento del vuelo es calcular el peso y el centro de gravedad de la aeronave para la configuración de carga adoptada utilizando la información indicada en la Sección VI Peso y Balanceo del presente Manual de Vuelo Aprobado.

El Peso Vacío y Centro de Gravedad para dicha configuración se obtienen de la planilla de Peso y Balanceo de dicho Sección; o de la última actualización efectuada y aprobada por la Autoridad Aeronáutica.

Luego de una correcta utilización de los datos indicados nosotros hemos encontrado los siguientes pesos para considerar en nuestro Ejemplo de Vuelo.

El peso de aterrizaje no puede ser determinado hasta que haya sido establecido el peso de combustible consumido (ver ítem g.1).

1. Peso Vacío Básico	1144 Lb
2. Ocupantes (2 x 170 Lb)	340 Lb
3. Equipaje y/o Carga	0 Lb
4. Combustible (113 lts. — 30 USgal)	180 Lb
5. Peso Total de Despegue	1664 Lb
6. Peso Total de Aterrizaje (Ítem a.5. menos g.1 1664 Lb — 99,9 Lb)	1564,1 Lb

Nuestro peso de despegue está por debajo del máximo de 1670 Lb y nuestros cálculos de peso y balanceo han determinado que la posición del Centro de Gravedad para dicho peso Total se encuentra dentro de los límites aprobados.

b. Despegue y Aterrizaje

Ahora que hemos determinado el peso y balanceo de nuestra aeronave, nosotros debemos considerar todos los aspectos para nuestro despegue y aterrizaje.

Deberemos requerir todas las condiciones existentes de los aeropuertos de salida y destino y las a ser mantenidas durante el vuelo para su evaluación.

Tomando las condiciones del aeropuerto de salida y el peso de despegue en los gráficos de Performance de Despegue se determina la longitud de pista necesaria para el despegue (carrera en tierra y/o distancia para salvar un obstáculo).

Los cálculos de la distancia de aterrizaje se ejecutan de la misma manera pero utilizando las condiciones existentes en el aeropuerto de destino y, cuando haya sido establecido, el peso de aterrizaje.

Las condiciones y los cálculos de nuestro ejemplo son indicadas a continuación. Las distancias requeridas de despegue y aterrizaje en el mismo resultan inferiores a las longitudes de pista disponible.

	Aeropuerto de Salida	Aeropuerto de Destino
Altitud de Presión	1100 Pies	800 Pies
Temperatura	8° C	13° C
Componente de Viento	10 Nudos (Viento Frontal)	2 Nudos (Viento de Cola)
Longitud de Pista Disponible	4800 Pies	7600 Pies
Longitud de Pista Requerida	1320 Pies	1600 Pies

NOTA: En las tablas y gráficos de performance siguientes, que serán utilizadas en este ejemplo de plan de vuelo, se considera viento nulo. El efecto provocado por la presencia de una determinada velocidad de viento debe ser considerada por el piloto cuando efectúe el cómputo de performances de ascenso, crucero y descenso.

c. Ascenso

El próximo paso de nuestro plan de vuelo es determinar los componentes necesarios del segmento de ascenso.

La altitud de presión (y la correspondiente temperatura de aire exterior (OAT) de crucero son las primeras variables a ser consideradas en la determinación de los parámetros de ascenso de los gráficos de Combustible, Tiempo y Distancia para el ascenso. Luego de establecer la distancia, el combustible y el tiempo necesarios para el ascenso hasta la altitud de presión de crucero (con su correspondiente temperatura de aire exterior), utilizar el gráfico con las condiciones correspondientes al aeropuerto de salida de los correspondientes a la altitud de presión de crucero corregida por la temperatura de aire exterior existente.

Los valores remanentes son el tiempo, el combustible y la distancia verdaderas para el segmento de ascenso de un plan de vuelo corregido por la temperatura y altitud de presión del aeropuerto de salida.

Sección: 5

Página: 4

Los siguientes valores han sido determinados siguiendo las instrucciones antedichas para nuestro plan de vuelo.

1. Altitud de Presión de Crucero	3300 Pies
2. Temperatura de Aire Exterior (OAT) de Crucero	30 C
3. Tiempo para el Ascenso (4 min. - 1 min.)	3 min.
4. Distancia para el Ascenso (5 millas - 1 milla)	4 millas
5. Combustible para el Ascenso (0,6 USgal - 0,2 USgal)	0,4 USgal

3. Descenso

Los datos de descenso deben ser determinados antes de los de crucero para determinar la distancia descenso y establecer la distancia total de crucero.

Utilizando la altitud de presión de crucero y la temperatura de aire exterior existente a dicha determinaremos básicamente el combustible, el tiempo y la distancia necesarios para el descenso. Estos valores deben ser corregidos en función de la altitud de presión y la temperatura de aire exterior del aeropuerto de destino. Para obtener los valores necesarios para la corrección, utilizar los valores de entrada al gráfico correspondientes al aeropuerto de destino y obtener los valores de combustible, tiempo y distancia correspondientes. Estos valores así obtenidos deben ser restados de los logrados para las condiciones de crucero para determinar los valores verdaderos de tiempo, combustible y distancia necesarios para el plan de vuelo.

Con una correcta utilización de los gráficos para el segmento de descenso de nuestro ejemplo, se obtiene lo siguiente:

1. Tiempo para el Descenso (3,5 min. - 1 min.)	2,5 min.
2. Distancia para el Descenso (7 millas - 2 millas)	5 millas
3. Combustible para el Descenso (0,25 USgal - 0,1 USgal)	0,15 USgal

Crucero

Utilizando la distancia total entre ambos puntos (de salida y de destino) terminales del vuelo, restarles las distancias calculadas previamente para ascenso y descenso, determinando así la distancia total de crucero. Ver el gráfico correspondiente a la altitud de presión y temperatura de aire exterior existente de crucero y la potencia de crucero adoptada podemos establecer la velocidad verdadera del gráfico de Velocidad en Función de Potencia. De los mismos gráficos podemos obtener el flujo de combustible consumido en esta etapa del vuelo (crucero) se encuentra multiplicando el jo de combustible de crucero por el tiempo en crucero.

Estos cálculos realizados para nuestro ejemplo dieron los siguientes resultados:

1. Distancia Total	300 millas
2. Distancia de Crucero (e. 1 menos C.4 menos d.2 300 millas (4 millas 5 millas))	291 millas
3. Potencia de Crucero, Mezcla para Máxima Economía	65% de la potencia de régimen
4. Velocidad Verdadera (TAS) de Crucero	38,5 Nudos
5. Flujo de Combustible de Crucero	4,9 USgal/h (GPH)
6. Tiempo de Crucero (e.2 dividido por c.4 291 millas/38,5 Nudos)	3,29 horas
7. Combustible Consumido en Crucero (e.5 multiplicado por e.6 4,9 USgal/h x 3,29 hs)	16,1 USgal

f. Tiempo Total de Vuelo

El tiempo total de vuelo se determina sumando el tiempo para el ascenso, para el descenso y el de crucero (Recuerde que los tiempos de ascenso y descenso son obtenidos en minutos y deben ser convertidos a horas antes de ser sumados al tiempo de vuelo en crucero).

Para nuestro ejemplo el resultado fue el siguiente:

1. Tiempo Total de Vuelo (c.3 más d.1 más e.6 0,05 hs 0,04 hs 3,29 hs)	3,38 hs
--	---------

g. Combustible Total Requerido

Determinar el combustible total requerido sumando el combustible para el ascenso, el descenso y para el vuelo en crucero. Cuando se haya determinado el total de combustible necesario (en USgal), multiplicar dicho valor por 6 Lb/USgal para determinar el peso total del combustible consumido en el vuelo.

Para nuestro ejemplo, los resultados fueron los siguientes:

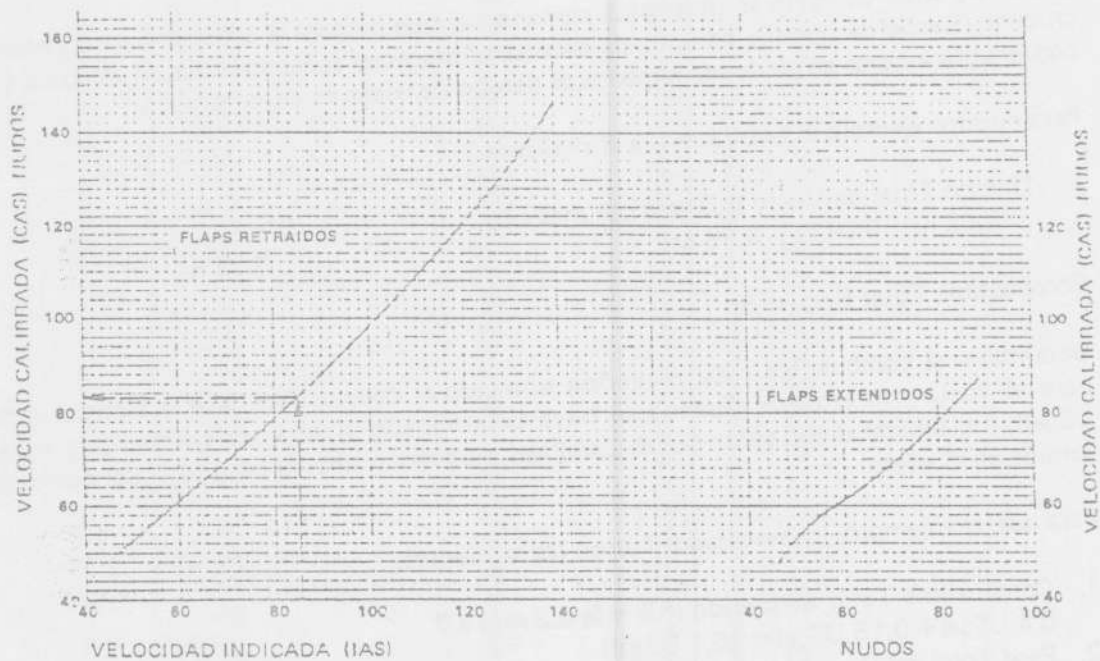
1. Combustible Total Requerido (c.5 más d.3 más e.7 0,4 USgal + 0,15 USgal = 16,1 USgal)	16,65 USgal
2. Peso Total del Combustible Consumido (16,65 USgal x 6 Lb/USgal)	99,9 Lb

Sección: 5

Página: 6

CALIBRACION DEL VELOCIMETRO

CONDICIONES: 759 Kg. (1670 Lb). ERROR DE INSTRUMENTO NULO.

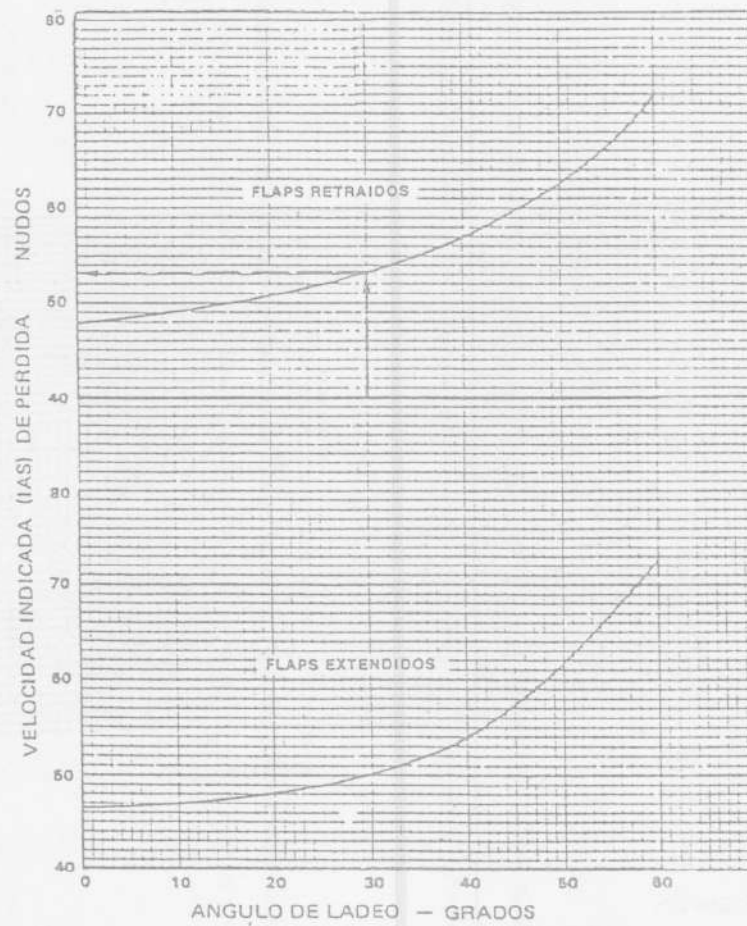


EJEMPLO:

FLAPS: RETRAIDOS.
VELOCIDAD INDICADA: 85 nudos.
VELOCIDAD CALIBRADA: 83 nudos.

VELOCIDAD DE PERDIDA EN FUNCION DEL
ANGULO DE LADEO

CONDICIONES: PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb)



EJEMPLO:

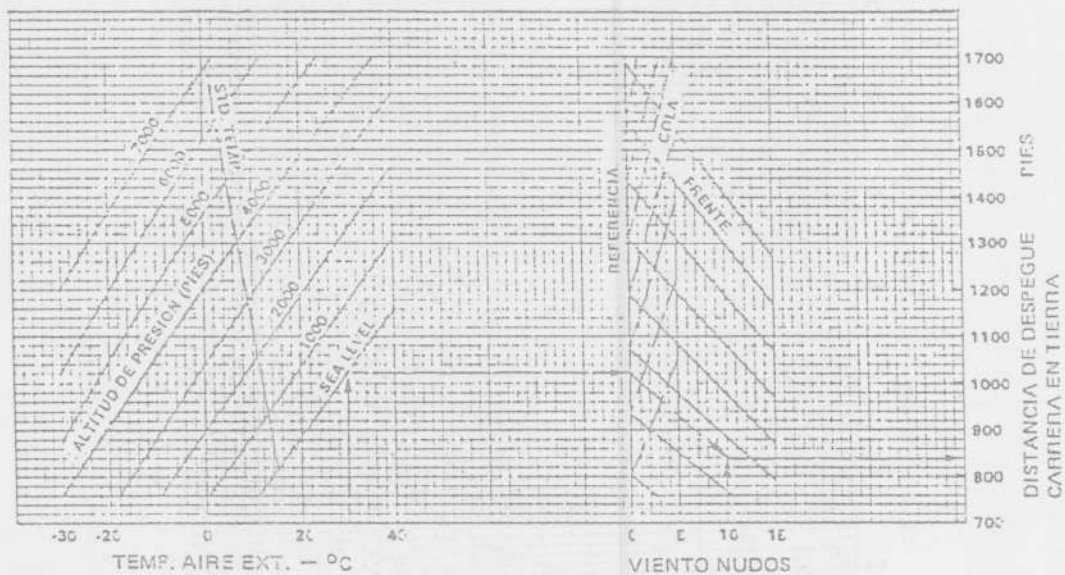
FLAPS: RETRAIDOS.
ANGULO DE LADEO: 30°.
VELOCIDAD DE PERDIDA: 53 NUDOS IAS.

Sección: 5

Página: 8

PERFORMANCE DE DESPEGUE

CONDICIONES: FLAPS RETRAIDOS. VELOCIDAD DE DESPEGUE: 53 NUDOS IAS. POTENCIA A PLENO ANTES DE LIBERAR LOS FRENOS. PISTA PAVIMENTADA, SECA Y NIVELADA. PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb).



EJEMPLO:

OAT: + 30°C.
ALTITUD DE PRESION: nivel del mar.
COMPONENTE DE VIENTO: 10 nudos, de frente.
CARRERA DE DESPEGUE: 840 pies.

PERFORMANCE DE DESPEGUE SALVANDO UN
OBSTACULO DE 15 m (50 PIES)

CONDICIONES: FLAPS RETRAIDOS. VELOCIDAD INDICADA (IAS) DE DESPEGUE: 53 NUDOS.
VELOCIDAD INDICADA (IAS) SOBRE OBSTACULO: 62 NUDOS. POTENCIA A
PLENO ANTES DE LIBERAR LOS FRENOS. PISTA PAVIMENTADA, SECA Y
NIVELADA. PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb).



EJEMPLO:

OAT: + 8° C
ALTITUD DE PRESION: 1100 pies.
COMPONENTE DE VIENTO: 10 nudos, de frente.
DISTANCIA DE DESPEGUE: 1320 pies.

Sección: 5

Página: 10

DISTANCIA DE DESPEGUE

CONDICIONES: FLAPS EXTENDIDOS HASTA EL PRIMER ESCALON. VELOCIDAD INDICADA (IAS) DE DESPEGUE: 53 NUDOS. POTENCIA A PLENO ANTES DE LIBERAR LOS FRENOS. PISTA PAVIMENTADA, SECA Y NIVELADA. PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb.)



EJEMPLO:

OAT: + 30° C.
ALTITUD DE PRESION: nivel del mar.
COMPONENTE DE VIENTO: 10 nudos, de frente.
CARRERA DE DESPEGUE: 810 pies.

PERFORMANCE DE DESPEGUE SALVANDO UN
OBSTACULO DE 15 m (50 PIES)

CONDICIONES: FLAPS EXTENDIDOS HASTA EL PRIMER ESCALON. VELOCIDAD INDICADA (IAS) DE DESPEGUE: 53 NUDOS. VELOCIDAD INDICADA (IAS) SOBRE OBSTACULO: 62 NUDOS. POTENCIA A PLENO ANTES DE LIBERAR LOS FRENOS. PISTA PAVIMENTADA, SECA Y NIVELADA. PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb).



EJEMPLO:

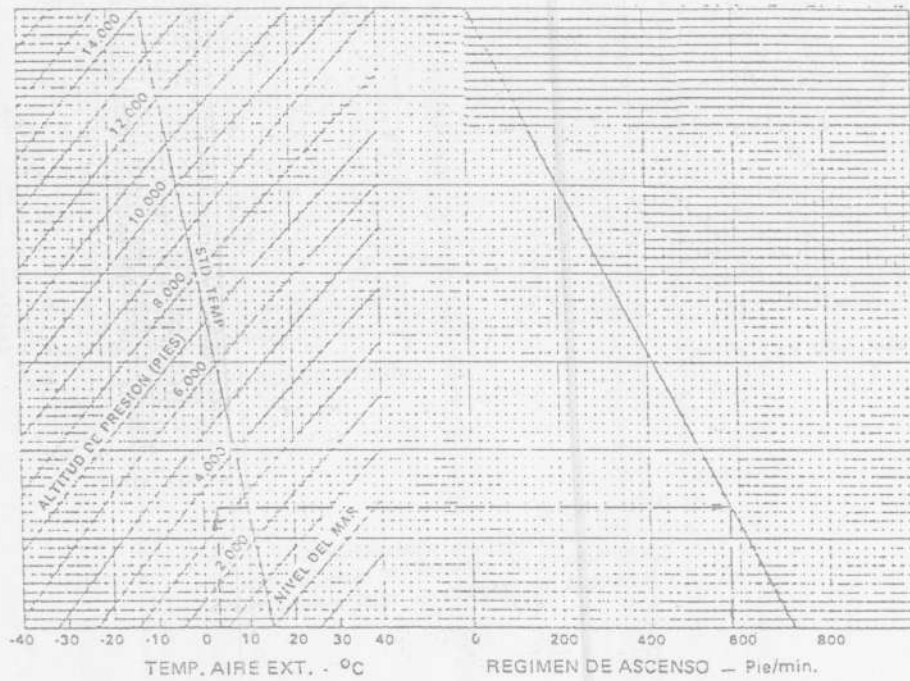
OAT: + 30° C.
 ALTITUD DE PRESION: nivel del mar.
 COMPONENTE DE VIENTO: 10 nudos, de frente.
 DISTANCIA DE DESPEGUE: 1380 pies.

Sección: 5

Página: 12

PERFORMANCE DE ASCENSO

CONDICIONES: MEZCLA PARA POTENCIA OPTIMA POR ENCIMA DE 2100 m. (7000 PIES).
VELOCIDAD INDICADA (IAS) PARA EL ASCENSO 70 NUDOS. FLAPS RETRA-
IDOS. PESO TOTAL 759 Kg. (1670 Lb).

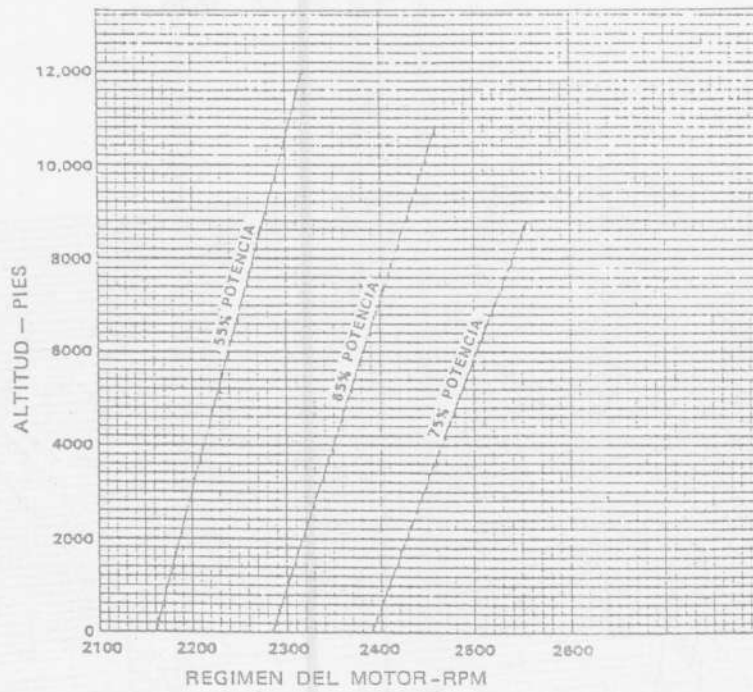


EJEMPLO:

OAT: +3° C.
ALTITUD DE PRESION: 3300 pies.
REGIMEN DE ASCENSO: 580 pies/minuto.

PERFORMANCE DEL MOTOR

CONDICIONES: PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb).

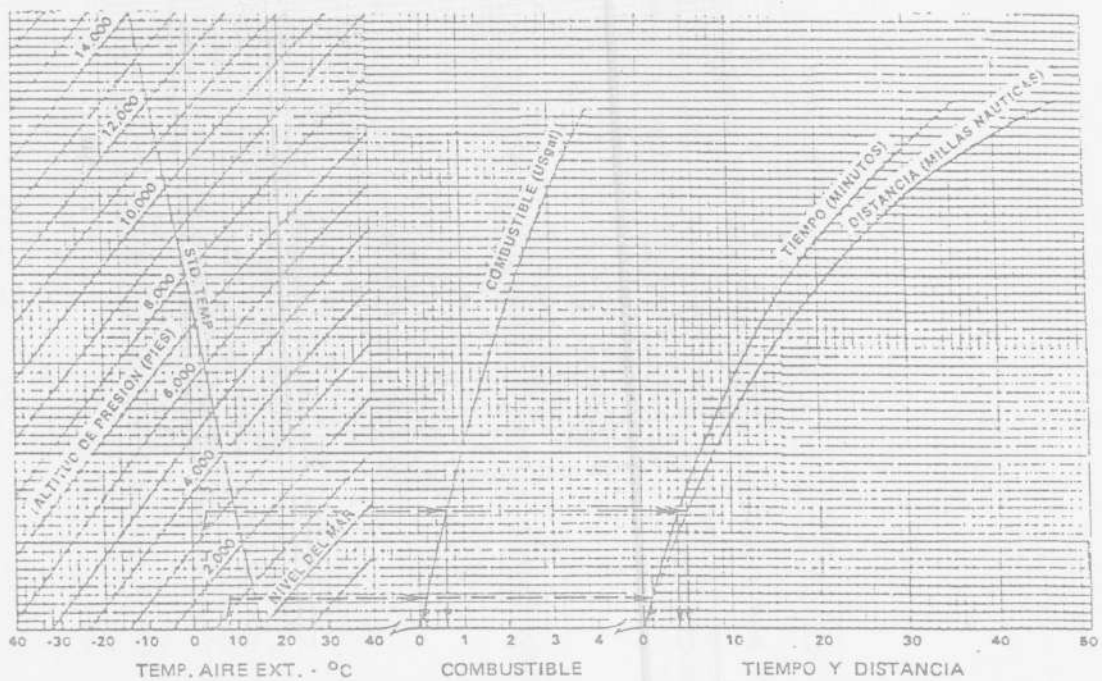


Sección: 5

Página: 14

COMBUSTIBLE, TIEMPO Y DISTANCIA
NECESARIOS PARA EL ASCENSO

CONDICIONES: VELOCIDAD INDICADA (IAS) PARA EL ASCENSO: 70 NUDOS. ACELERADOR A PLENO MEZCLA PARA POTENCIA OPTIMA POR ENCIMA DE LOS 2100 m. (7000 PIES). PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb.).



EJEMPLO:

AERODROMO DE PARTIDA: OAT: $+78^{\circ}$ C.

ALTITUD DE PRESION: 1100 pies.

OAT CRUCERO: 3° C.

ALTITUD PRESION CRUCERO: 3300 pies.

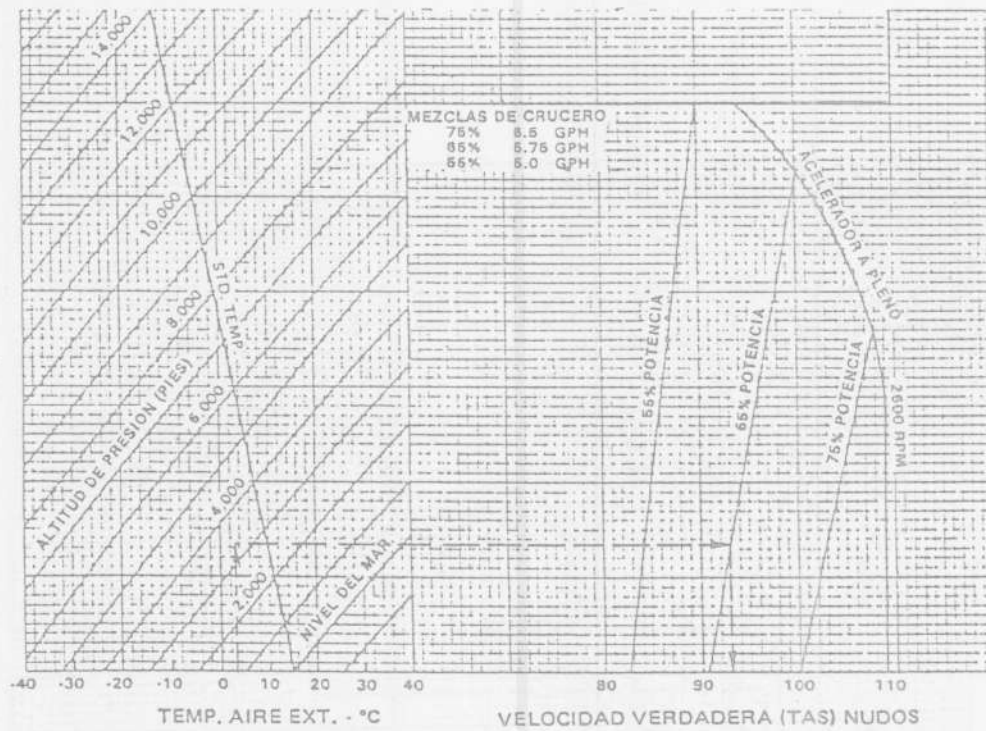
COMBUSTIBLE PARA ASCENSO: 05 menos 01 = 04 galones.

TIEMPO PARA ASCENSO: 4 menos 1 = 3 minutos.

DISTANCIA PARA ASCENSO: 5 menos 1 = 4 NM (millas náuticas).

VELOCIDAD EN FUNCION DE POTENCIA

CONDICIONES: MEZCLA PARA POTENCIA OPTIMA POR DEBAJO DEL 75 % DE POTENCIA.
 PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb.).

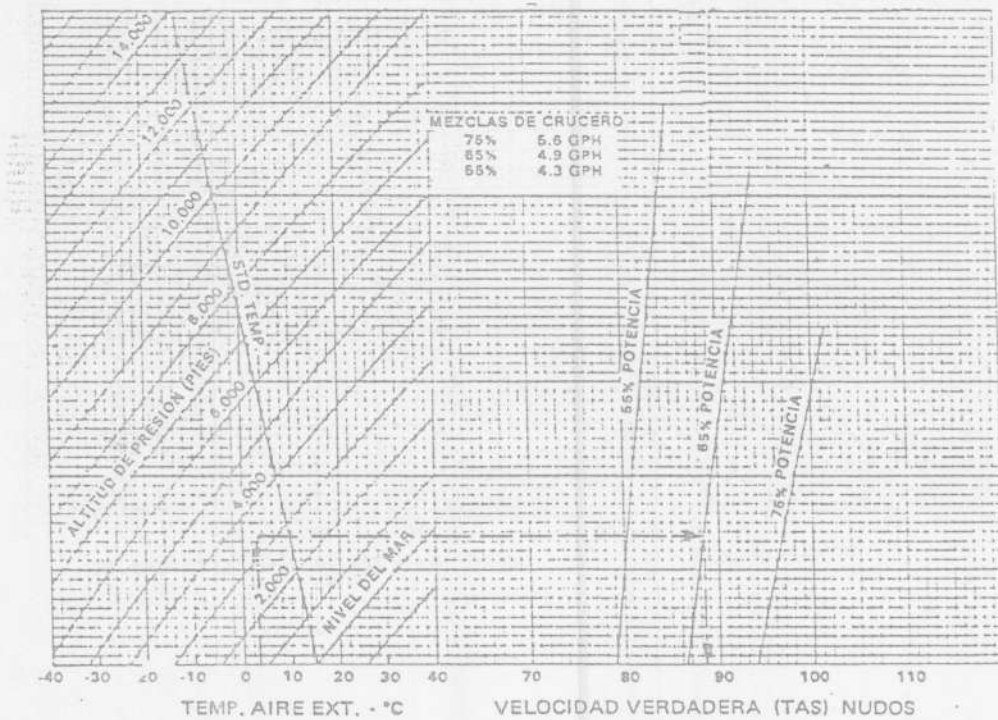


EJEMPLO:

OAT CRUCERO: + 3° C.
 ALTITUD PRESION DE CRUCERO: 3300 pies.
 POTENCIA DE CRUCERO: 65%
 VELOCIDAD DE CRUCERO: 93 nudos.

VELOCIDAD EN FUNCION DE LA POTENCIA

CONDICIONES: MEZCLA PARA MAXIMA ECONOMIA. PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb.).



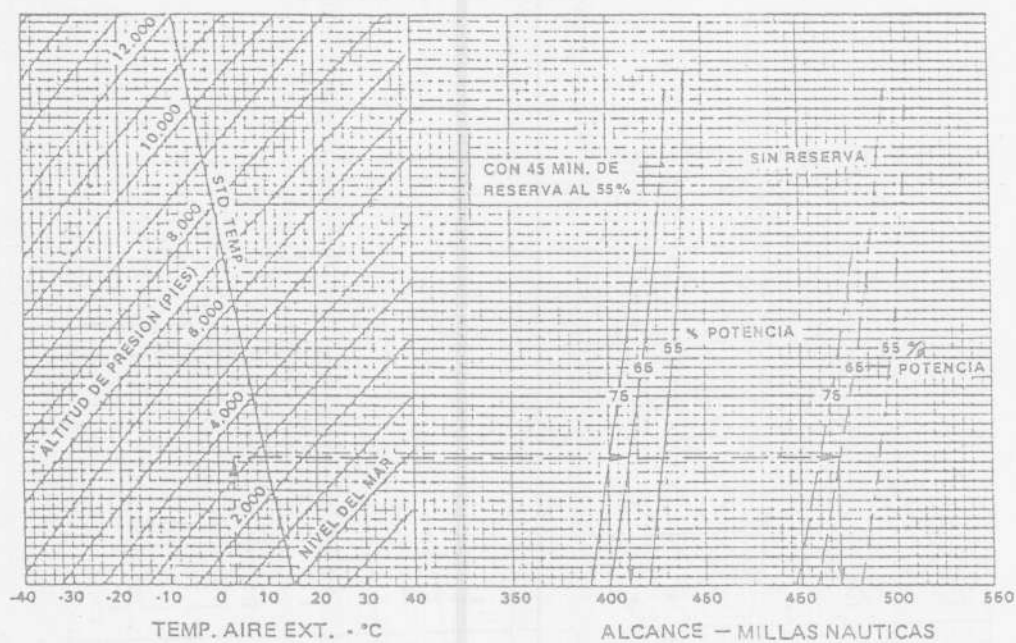
EJEMPLO:

- OAT CRUCERO: + 3° C.
- ALTITUD DE PRESION CRUCERO: 3300 pies.
- POTENCIA DE CRUCERO: 65%
- VELOCIDAD DE CRUCERO: 88.5 nudos.

ALCANCE CON POTENCIA OPTIMA

CONDICIONES: MEZCLA: 125° F POR DEBAJO DEL PICO DE TEMPERATURA DE GASES DE ESCAPE (EGT). VIENTO NULO. PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb). COMBUSTIBLE UTILIZABLE: 113 Lts. (30 USgal).

NOTA: El alcance incluye las distancias de ascenso y descenso con las reservas necesarias para puesta en marcha, rodaje en tierra, despegue y descenso.



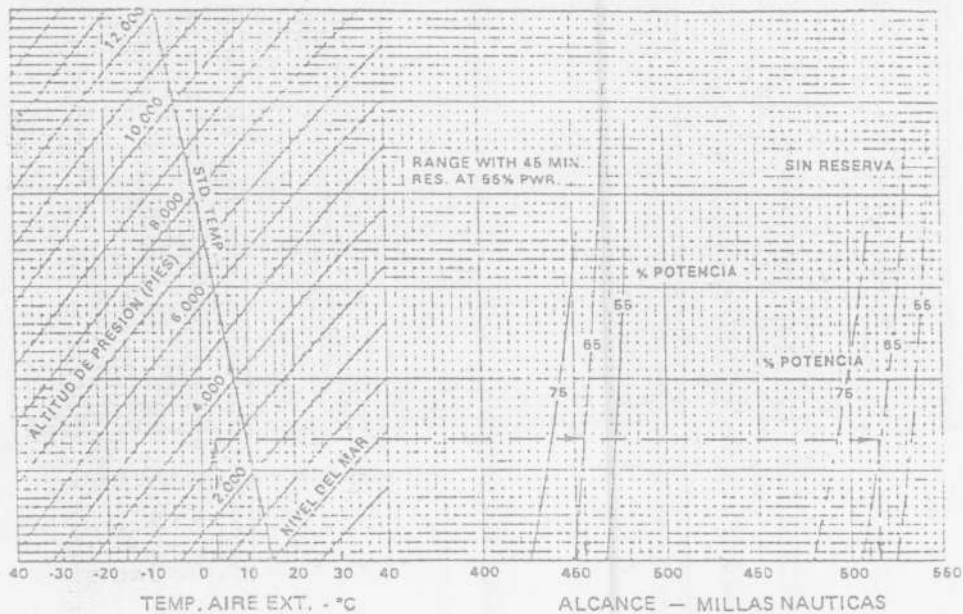
EJEMPLO:

OAT CRUCERO: + 30° C.
 ALTITUD PRESION CRUCERO: 3300 pies.
 POTENCIA DE CRUCERO: 65%
 ALCANCE CON RESERVA: 410 NM
 ALCANCE SIN RESERVA: 470 NM

ALCANCE CON MEZCLA PARA MAXIMA ECONOMIA

CONDICIONES: MEZCLA EMPOBRECIDA PARA EL PICO DE TEMPERATURA DE GASES DE ESCAPE (EGT). VIENTO NULO. PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb). COMBUSTIBLE UTILIZABLE: 113 lts. (30 USgal).

NOTA: El alcance incluye las distancias de ascenso y descensos con las reservas necesarias para puesta en marcha, rodaje en tierra, despegue, ascenso y descenso.



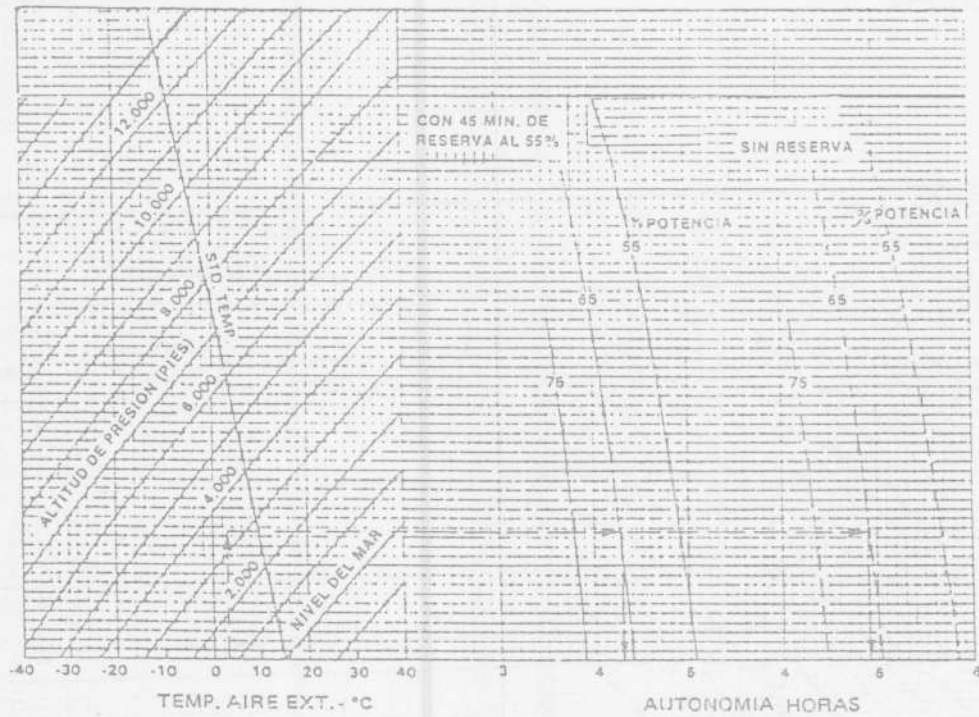
EJEMPLO:

OAT CRUCERO: + 3° C.
ALTITUD PRESION CRUCERO: 3300 pie.
POTENCIA CRUCERO: 55%/o
ALCANCE CON RESERVA: 460 NM.
ALCANCE SIN RESERVA: 530 NM.

AUTONOMIA PARA POTENCIA OPTIMA

CONDICIONES: MEZCLA 125°F POR DEBAJO DEL PICO DE TEMPERATURA DE GASES DE ESCAPE (EGT). PESO TOTAL 759 Kg. (1670 Lb). COMBUSTIBLE UTILIZABLE: 113 lts. (30 USgal.).

NOTAS: Están incluidas las reservas necesarias para puesta en marcha, rodaje en tierra, despegue, ascenso y descenso.



EJEMPLO:

OAT CRUCERO: +, 3° C.
 ALTITUD PRESION CRUCERO: 3300 pies.
 POTENCIA CRUCERO: 65%/o.
 AUTONOMIA CON RESERVA: 4 : 3 hs.
 AUTONOMIA SIN RESERVA: 4 : 9 hs.

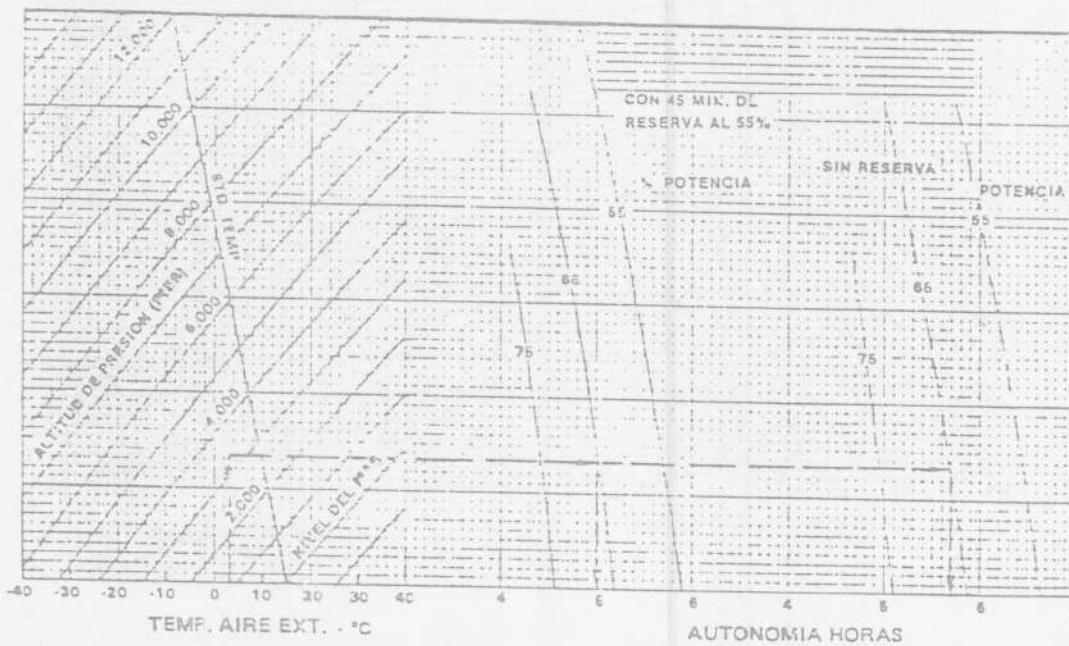
Sección: 5

Página: 20

AUTONOMIA PARA MEZCLA DE MAXIMA ECONOMIA

CONDICIONES: MEZCLA EMPOBRECIDA PARA EL PICO DE TEMPERATURA DE GASES DE ESCAPE (EGT). PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb). COMBUSTIBLE UTILIZABLE: 113 lts. (30 USgal.).

NOTA: Están incluidas las reservas necesarias para puesta en marcha, rodaje, despegue, ascenso y descenso.

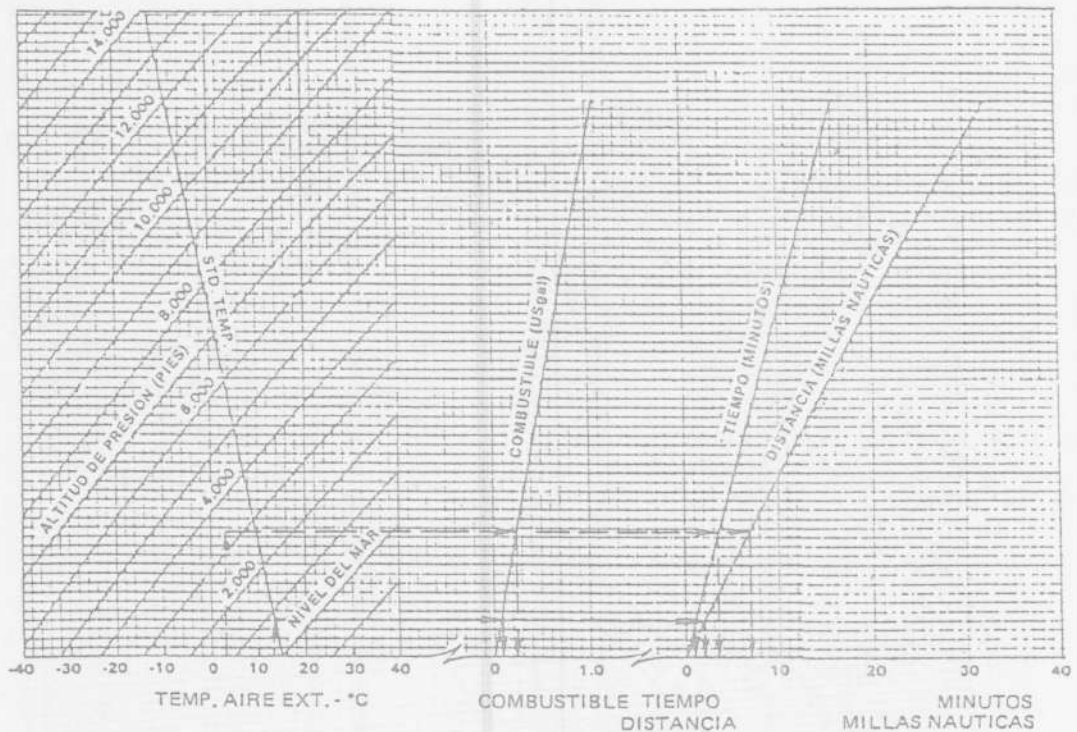


EJEMPLO:

OAT CRUCERO: + 30°C.
ALTITUD PRESION CRUCERO: 3300 pies.
POTENCIA CRUCERO: 65%/L.
AUTONOMIA CON RESERVA: 5.0 hs.
AUTONOMIA SIN RESERVA: 5.7 hs.

COMBUSTIBLE, TIEMPO Y DISTANCIA
PARA EL DESCENSO

CONDICIONES: VELOCIDAD INDICADA (IAS) PARA EL DESCENSO: 110 NUDOS. REGIMEN DE DESCENSO: 750 Pies/min. POTENCIA SEGUN SE REQUIERA. MEZCLA RICA. PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb).



EJEMPLO:

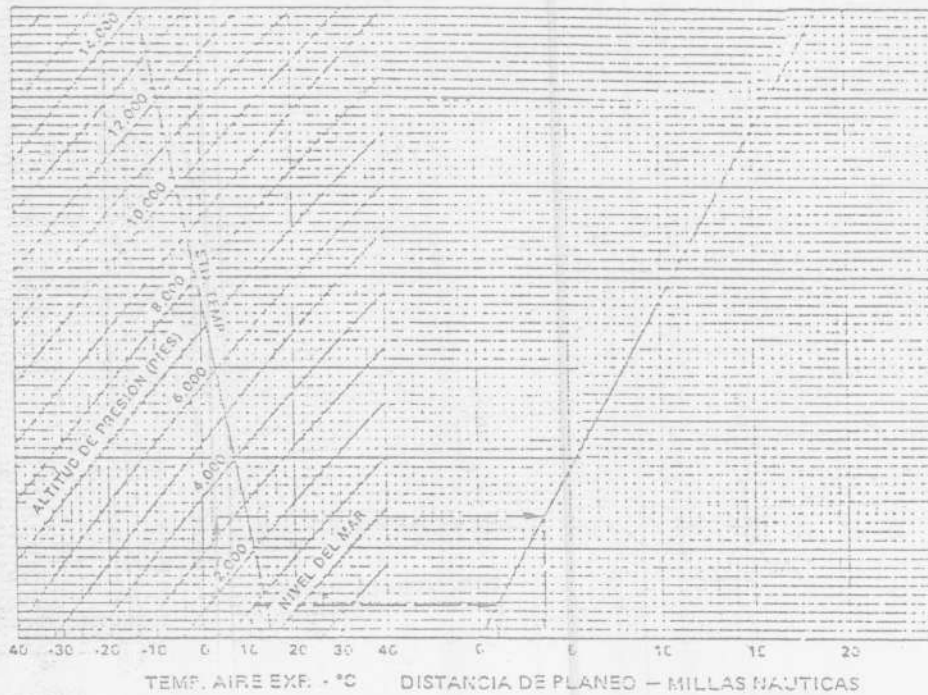
CRUCERO: TEMP. AIRE EXT.: + 3° C.
 ALTITUD POR PRESION: 3300 pies.
 AERODROMO DE DESTINO: TEMP. AIRE EXT.: 13° C.
 ALTITUD POR PRESION: 800 pies.
 COMBUSTIBLE PARA EL DESCENSO: 0,25 USgal - 0,1 USgal = 0,15 Min.
 TIEMPO PARA EL DESCENSO: 3,5 Min - 1,0 Min = 2,5 Min.
 DISTANCIA PARA EL DESCENSO: 7 M.N. - 2 M.N. = 5 M.N.

Sección: 5

Página: 22

PERFORMANCE DE PLANEO

CONDICIONES: VELOCIDAD INDICADA (IAS) PARA EL PLANEO: 70 NUDOS. FLAPS RETRAIDOS. PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb).

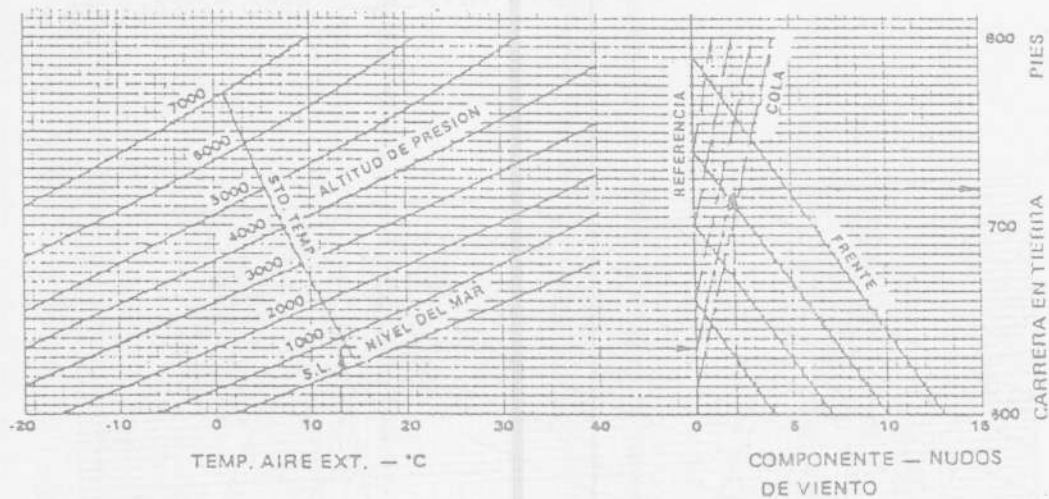


EJEMPLO:

CRUCERO: TEMP. AIRE EXT.: + 3° C.
ALTITUD DE PRESION: =3300 pies.
TERRENO: TEMP. AIRE EXT.: + 11° C.
ALTITUD DE PRESION: =1000 pies.
DISTANCIA DE PLANEO: 3,5 M.N. = 1,0 M.N. = 2,5 M.N.

CARRERA DE ATERRIZAJE EN TIERRA

CONDICIONES: FLAPS EXTENDIDOS HASTA EL SEGUNDO PUNTO. APROXIMACION SIN POTENCIA CON VELOCIDAD INDICADA (IAS) DE 62 NUDOS. PERDIDA TOTAL EN EL MOMENTO DE TOQUE. MAXIMA APLICACION DE FRENOS. PISTA PAVIMENTADA, SECA Y NIVELADA. PESO TOTAL 759 Kg. (1670 Lb).



EJEMPLO:

OAT: + 13° C.
 ALTITUD DE PRESION: 800 pies.
 COMPONENTE DE VIENTO: 2 nudos (de cola).
 CARRERA ATERRIZAJE: 720 pies.

Sección: 5

Página: 24

DISTANCIA DE ATERRIZAJE SALVANDO UN
OBSTACULO DE 15 M. (50 PIES)

CONDICIONES: FLAPS EXTENDIDOS HASTA EL SEGUNDO PUNTO. APROXIMACION SIN POTENCIA CON VELOCIDAD INDICADA (IAS) DE 62 NUDOS. PERDIDA TOTAL EN EL MOMENTO DE TOQUE. MAXIMA APLICACION DE FRENOS. PISTA PAVIMENTADA, SECA Y NIVELADA. PESO TOTAL: 759 Kg. (1670 Lb).



EJEMPLO:

OAT: + 13° C.
ALTITUD DE PRESION: 800 pies.
COMPONENTE DE VIENTO: 2 nudos (de cola).
DISTANCIA DE ATERRIZAJE: 1600 pies.

SECCION VIPESO Y BALANCEOPROCEDIMIENTOS DE PESAJE

En el momento de la entrega CHINCUL S.A.C.A.I.F.I. provee a cada avión con la certificación de su peso vacío y la ubicación de su centro de gravedad.

La remoción o adición de una excesiva cantidad de equipos y/o excesivas modificaciones del avión pueden afectar el peso vacío certificado y la ubicación del centro de gravedad.

1. Preparación para el pesaje

- a) Asegurarse de que todos los items que forman el listado de equipos del avión están instalados en su correspondiente lugar.
- b) Quitar toda la excesiva suciedad, grasa, humedad, herramientas y demás elementos extraños al avión que pudieran encontrarse en él por trabajos anteriores, antes de proceder al pesaje.
- c) Quitar todo el combustible del avión; para ello abrir todas las válvulas de drenaje hasta que todo el combustible sea drenado, luego operar cada motor hasta que el combustible que no hubiera sido drenado sea consumido y los motores se detengan.
- d) Llenar totalmente el sistema de lubricación (aceite) y depósito de fluido hidráulico
- e) Colocar los asientos de piloto y copiloto en la posición central (ranura de la corredera) colocar los flaps en posición completamente retraída y todas las superficies de control en posición neutral. La barra de remolque en su alojamiento y posición normal, y todas las entradas y puertas cerradas, incluidas las de equipajes.
- f) El avión será pesado dentro de un edificio cerrado para prevenir errores de lectura por acción del viento.

2. Colocación en posición de pesaje

- a) Con el avión sobre las balanzas, trabar el tren de aterrizaje principal con los amortiguadores en posición completamente extendidos.
- b) Coloque en nivel el avión (ver el diagrama) desinflando la cubierta de la rueda de nariz hasta que la burbuja del nivel se encuentre centrada.

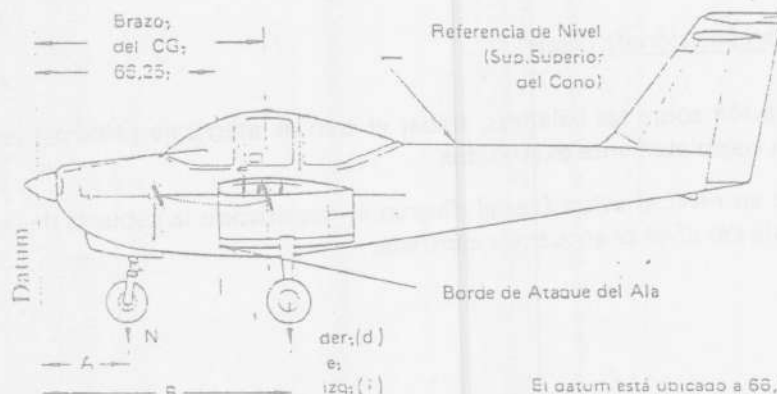
3. Pesaje - Avión vacío

- a) Con el avión nivelado y los frenos libres, anotar los pesos indicados en cada balanza, deduciendo las taras si las hubiera, en cada lectura.

Posición de la balanza y símbolo	Lectura balanza	Tara	Peso Neto
Rueda de nariz (N)			
Rueda principal derecha (d)			
Rueda principal izquierda (i)			
Peso total del avión vacío (T)			

4. Centro de gravedad del avión vacío

- a) El siguiente esquema corresponde al PA- 38-112 cuando el avión se encuentra nivelado (ver párrafo 2).



A = 33.0"
B = 90.0"

El datum está ubicado a 66,25 pulgadas delante del borde de ataque del ala medidos desde la intersección del plano con el carenado de su raíz.

- b) El centro de gravedad de peso vacío (como fué pesado , incluyendo equipo opcional, aceite lubricante completo y fluídos necesarios para la operación del avión) podrá ser determinado mediante la siguiente fórmula:

$$\text{CG. Brazo de Palanca} = \frac{N (A) + (d + i) (B)}{T} = \text{pulgadas.}$$

donde $T = N + d + i$

5. Obtención de peso vacío y centro de gravedad

	Peso	Brazo	Momento	
Peso vacío (pesado)				
Combustible No Utilizable				
Peso Vacío certificado				

INSTRUCCIONES PARA DETERMINAR EL PESO Y EL CENTRO DE GRAVEDAD

1. Agregar el peso de todos los items a ser cargados al peso vacío del avión.
2. Usar el gráfico de carga (fig. pág. 6.5) para determinar el momento de todos los items a ser transportados en el avión.
3. Agregar el momento de todos los items a ser cargados, al momento del peso vacío.
4. Dividir el momento total por el peso total para determinar la ubicación del centro de gravedad (C.G.).
5. Con los datos obtenidos en 1 y 4 localizar un punto en el gráfico de Peso vs. C.G. (fig. pág. 6.5). Si el mismo se encuentra dentro de los límites establecidos en la superficie de dicho gráfico, la carga cumplirá las condiciones de peso y balanceo requerida y por consiguiente el avión se encontrará correctamente cargado y balanceado.

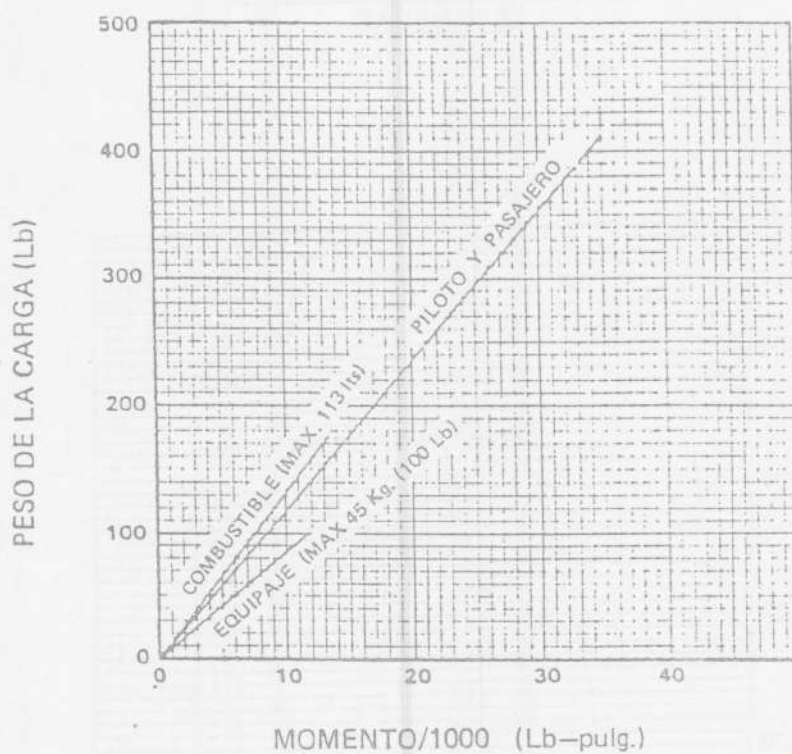
PROBLEMA EJEMPLO (Categoría a Normal)

	AVION EJEMPLO		BRAZO DETRAS DATUM, pulg.	SU AVION	
	PESO Lb.	MOMENTO Lb. pulg.		PESO Lb.	MOMENTO Lb. pulg.
Peso Vacío Autorizado	1150	84525			
Piloto y Pasajero Delantero	340	29070	85,5		
Combustible (Máx. Util. 30 US. Gal)	180	13600	75,4		
Equipaje * (Máx. 100 Lb.)	—	—	115		
TOTALES DEL AVION CARGADO	1670	127195			

* Operaciones en Categoría Utilitaria: No permiten equipajes.

El centro de gravedad (C.G.) de este ejemplo de problema de carga está ubicado a 76,16 pulgadas de distancia del DATUM. Localizar este punto en el gráfico Peso vs. S.G. Si el punto cae dentro de los límites establecidos, la carga cumple los requerimientos de peso y balanceo.

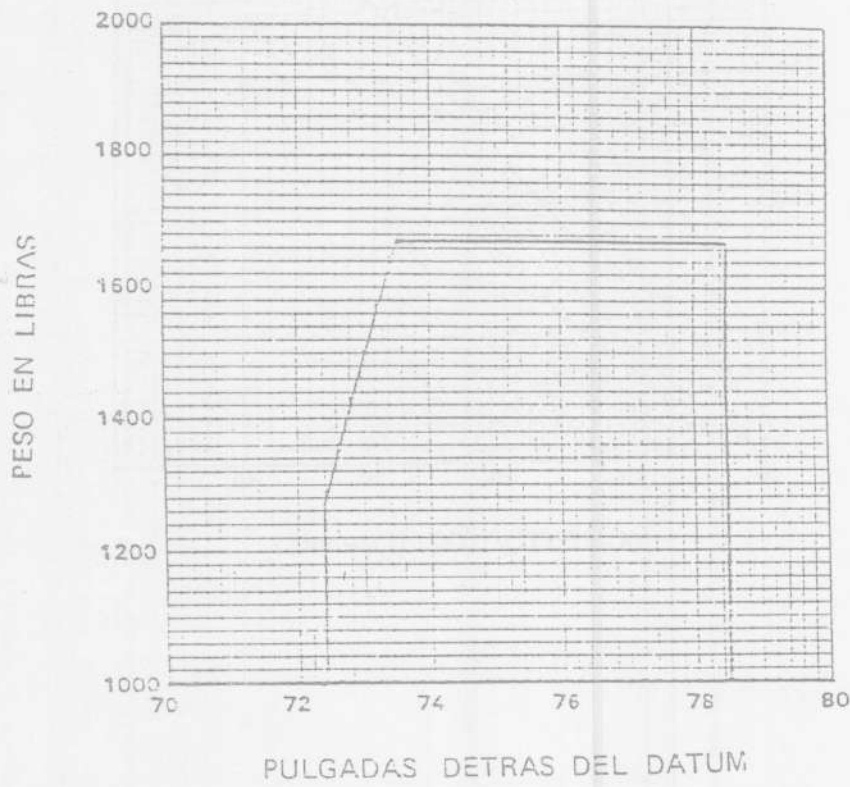
ABACO DE COMPUTO DE CARGAS



Sección: 6

Página: 6

ENVOLVENTE DE LA VARIACION DE LA
UBICACION DEL CENTRO DE
GRAVEDAD



PLANILLA DE PESO Y BALANCEOMODELO PA - 38 - 112

Número de Serie:

Matrícula:

Fecha:

PESO BASICO DEL AVION

ITEM	Peso (Lbs.)	X	Brazo C.G. (pulg.) después del DATUM	=	Momento (pulg. 1 b)
Peso vacío standard computado *					
Equipo opcional					
Peso vacío autorizado=Total de los items anteriores					

* Incluye pintura, fluido hidráulico, aceite y 2 US gal. de combustible no utilizable.

CARGA UTIL DEL AVION – OPERACION EN CATEGORIA NORMAL

	(Peso bruto)	–	Peso vacío autorizado)		Carga útil
CATEGORIA NORMAL	(1670 Lb.)	–	(Lb.)	=	Lb.)
CATEGORIA UTILITARIA	(1670 Lb.)	–	(Lb.)	=	Lb.)

Estos certificados de peso vacío, centro de gravedad y carga útil son para el avión entregado por la fábrica. Cuando sean introducidas modificaciones, consulte el correspondiente registro.

Los datos de Peso y Balanceo son computados en base al procedimiento aprobado para la determinación de los datos promedios de fabricación.

ES RESPONSABILIDAD DEL PILOTO Y DEL PROPIETARIO
QUE LA AERONAVE OPERE CORRECTAMENTE CARGADA

Sección: 6

Página: 8

LISTA DE EQUIPOS

		Peso (libras)	Brazo (Pulg.)	Momento (libr/pulg.)
1 A	Propeller, Sensenich 72 CK-0-56 Piper PS5007741 Cert. Basis - Sensenich TC P904	24,9	7,8	195
3	Spinner and Attachment Plates Piper Dwg. 77710-2	5,0	5,3	26
7 A	Engine, Lycoming Model O-235-L2C Piper Dwg. 77652-2 Cert. Basis - Lyc. Tc E223	248,0*	24,3	6026
9 A	Alternator 60 amp. Prestolite No. ALY 6421	13,0**	15,2	198
11 A	Starter, Prestolite MZ4204	17,0**	16,5	280
13 A	Fuel Pump, Elec. Aux., Bendix Model 478360	1,8	44,0	79
15 A	Fuel Pump, Engine Driven Lycoming Dwg. 75246 Cert. Basis - Lyc. TC E223	1,5	36,6	55
17 B	Oil Filter Cooling Shroud, Piper Dwg. 77672-2	1,0	40,5	41
19 A	Air Filter Donaldson P12-0494	0,4	24,5	10
21 A	Gascolator, Piper Dwg. 77908-4	0,6	39,5	24
23 A	Fuel Quick Drains (2) Curtis CCA 1550	0,05	79,3	4
25 A	Oil Filter - Lyc. LW 13215* (Champion CH 48110) Cert. Basis - TC E223	2,5	40,0	100

Esta página es a título informativo de como se compone la lista de equipos; la correspondiente a la aeronave se publica íntegramente con el manual de vuelo de la misma.

MOTORES Y HELICES ELEGIBLES

NOTA:

NO POSEE OTRO MOTOR NI OTRA HELICE, HOMOLOGADOS COMO ELEGIBLES, QUE NO SEAN LOS INDICADOS EN LA SECCION II "LIMITES DE OPERACION" DEL PRESENTE MANUAL.

Sección: Ap. 3

Página: 1

REVISIONES

La información presentada en este manual podrá mantenerse actualizada mediante las revisiones distribuidas a los propietarios de las aeronaves por el distribuidor o vendedor de su localización.

Hay dos tipos de revisiones usadas para mantener al día el Manual de Operación del Piloto: Revisión temporaria y revisiones permanentes. El contenido de las revisiones consistirá en la información necesaria para mantener al día este manual por necesidades de actualización o bien para cubrir información de equipos agregados.

I. Revisión temporaria

Esta será distribuida en cualquier momento que sea necesario remitir información a los propietarios y operadores de las aeronaves. Consistirá generalmente de una o dos páginas que podrán ser intercaladas en la Sección correspondiente de este manual.

I. Revisión permanente

Serán distribuidas periódicamente y reemplazarán todas las revisiones previas y temporarias. Estas serán páginas enteras de reemplazo y deberán colocarse en el manual de acuerdo a lo siguiente:

1. Reemplazo de páginas obsoletas con páginas revisadas del mismo número.
2. Intercalación de páginas con hojas cuyo número irá seguido de una letra minúscula en secuencia directa con el número de página anterior.

II. Identificación de páginas revisadas

El texto y las ilustraciones revisadas deberán ser señaladas por una línea negra vertical a lo largo del margen izquierdo del texto correspondiente. Una línea opuesta al número de página o título de ilustración, con fecha impresa indicará que el texto o ilustración no fué cambiado, pero el material fué reemplazado en página diferente.

El material agregado será identificado por una flecha dirigida hacia el texto, el título o ilustración. Cuando un material sea removido una flecha indicará desde el área de la que fue removido hacia afuera.

Símbolos indicarán permanentes revisiones presentes con cambios y agregado. Los cambios serán en símbolos e ilustraciones existentes. Cambios en letras mayúsculas, ortografía, puntuación y otros cambios de material en la página no será identificada por símbolos.

