



ESPECIFICACIONES TÉCNICAS



T-35 PILLAN



INTRODUCCIÓN

El T-35E PILLÁN es un entrenador militar de nueva generación, concebido y desarrollado para brindar el máximo de similitud de vuelo con el comportamiento de los aviones a reacción y satisfacer plenamente y a los más bajos costos, los elevados estándares actuales de la instrucción primaria y básica que toda Fuerza Aérea exige en la formación de sus futuros pilotos de combate.

Resultado de un programa conjunto entre ENAER y Piper Aircraft Corporation, se logró un entrenador militar, de alta eficiencia operacional, totalmente acrobático, de gran maniobrabilidad, excepcional visibilidad y equipado para vuelo nocturno e instrumental, cuyo diseño de cabina y características de vuelo son representativas y demostrativas del comportamiento de los entrenadores jets, permitiendo la más segura, completa, económica y fácil transición hacia aviones más avanzados.

El PILLAN ha sido cuidadosamente diseñado para permitir un mantenimiento rápido, fácil y económico, utilizando componentes probados y permitiendo al usuario la alternativa de independencia total de mercados para su atención de post-venta. Todo el equipamiento de sistemas y aviónica está constituido por elementos aeronáuticos de uso general, de comercialización corriente por parte de fabricantes y distribuidores en todo el mundo; de total y libre disponibilidad, sin intermediarios, y sin que puedan estar afectos a otro tipo de decisiones ajenas a las propias de libre mercado.

Por estas razones, el T-35E PILLÁN es hoy el avión más rentable, seguro y eficiente, líder en el campo de los entrenadores militares primarios / básicos de la nueva generación.



ÍNDICE GENERAL

1.0	DESCRIPCION GENERAL.....	1
2.0	DATOS DEL AVION.....	3
2.1	DIMENSIONES PRINCIPALES.....	3
	AVION EN TRES VISTAS.....	3
2.2	PESOS.....	3
2.2.1	PESOS MAXIMOS DE OPERACION.....	3
2.3	VELOCIDADES.....	4
2.4	COMBUSTIBLE.....	5
2.5	FACTOR DE CARGA.....	5
2.6	PERFORMANCES.....	6
2.6.1	MONTADA.....	6
2.6.2	ALCANCE Y AUTONOMIA.....	6
2.6.3	PERFORMANCES DE CAMPO.....	7
3.0	ESTRUCTURA.....	7
3.1	FUSELAJE.....	7
3.2	CARLINGA.....	8
3.3	ALAS.....	8
3.3.1	FLAPS.....	9
3.3.2	ALERONES.....	9
3.4	EMPENAJE.....	9
3.4.1	ESTABILIZADOR VERTICAL.....	10
3.4.2	TIMON DE DIRECCION.....	10
3.4.3	ESTABILIZADOR HORIZONTAL.....	10
3.4.4	ELEVADOR.....	11
4.0	TREN DE ATERRIZAJE.....	11
5.0	CONTROLES DE VUELO.....	12
5.1	FLAPS.....	12
6.0	SISTEMA DE COMBUSTIBLE.....	12



7.0	SISTEMA ELÉCTRICO	13
8.0	LUCES.....	13
9.0	SISTEMAS DE ADVERTENCIAS.....	14
9.1	PANEL DE AVISO DE FALLAS.....	14
9.2	BOCINA DE ALARMA DEL TREN DE ATERRIZAJE	15
9.3	BOCINA DE AVISO DE STALL.....	15
10.0	GRUPO MOTO-PROPULSOR.....	15
11.0	SISTEMA DE VENTILACION, CALEFACCION Y ANTIVAHO.....	16
11.1	VENTILACION.....	16
11.2	CALEFACCION Y ANTIVAHO.....	16
12.0	SISTEMA DE COMUNICACIONES Y AYUDAS A LA NAVEGACION.....	17
13.0	INSTRUMENTOS.....	17
13.1	INSTRUMENTOS DE VUELO.....	18
13.2	INSTRUMENTOS DEL MOTOR.....	18
13.3	INSTRUMENTOS MISCELANEOS	18
14.0	ASIENTOS	19
	PANEL DE INSTRUMENTOS DE CABINA DELANTERA.....	20



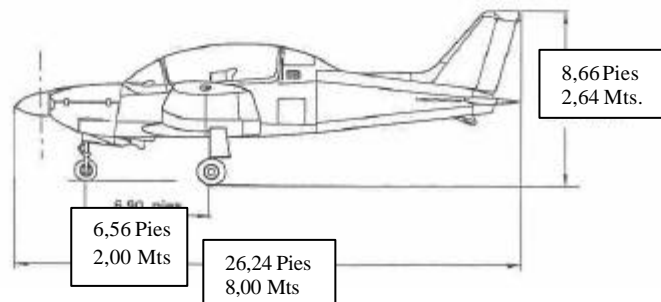
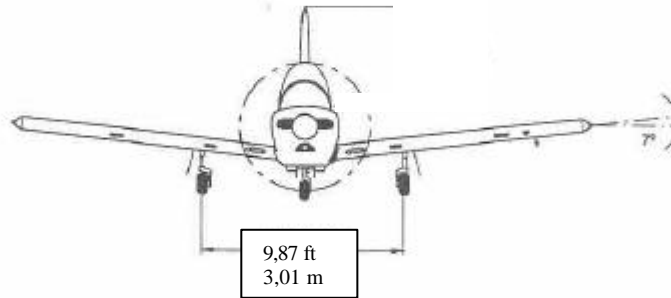
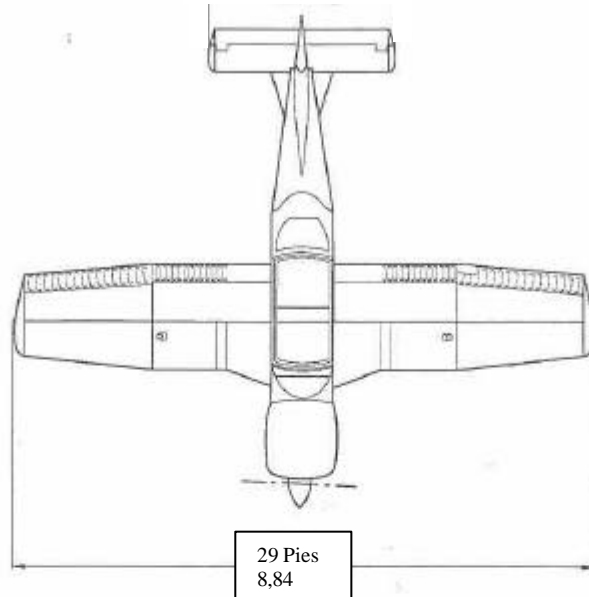
AVIÓN T-35 PILLAN

1.0 DESCRIPCION GENERAL

El T-35E "PILLAN" es un avión de instrucción, acrobático de entrenamiento militar, monomotor, biplaza, con asientos en tándem, producido por la Empresa Nacional de Aeronáutica (ENAER), Chile. Está diseñado para satisfacer los requerimientos de un avión de instrucción primaria y al mismo tiempo, preparar al piloto alumno para volar aviones de performances superiores. Posee tren triciclo retráctil. Es un avión de dos cabinas, con instrumental completo en ambas. No obstante, los vuelos con un piloto deben efectuarse solamente desde la cabina delantera. El motor instalado es un TEXTRON LYCOMING IO-540-KIK5, que cuenta con seis cilindros opuestos en línea y una potencia de 300 BHP, e impulsa una hélice HARTZELL de tres palas de paso variable y velocidad constante.



VISTAS DEL AVIÓN T-35 PILLAN





2.0 DATOS DEL AVION

2. 1 DIMENSIONES PRINCIPALES

ítem	M	ft.
Envergadura	8, 84	29, 00
Largo	8, 00	26, 24
Altura	2, 64	8,66
Base del tren	2, 00	6,56
Vía del tren	3, 01	9,87

2.2 PESOS

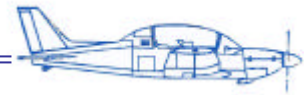
Peso básico: Es el peso del avión con líquido hidráulico, 3 galones de aceite y 3,6 galones US de combustible no usable. Este valor fluctúa entre 2.000 y 2.100 LBS.

2.2.1 PESOS MAXIMOS DE OPERACIÓN

El peso máximo del avión para despegue, vuelo y aterrizaje es de 2.950 LBS. Este peso considera el avión con máximo combustible, máximo aceite y una tripulación de dos pilotos equipados.

Para maniobras acrobáticas el peso máximo de operación es de 2900 lbs.

- Peso Máximo de operación 2950 lbs.



- Peso Máximo de despegue 2950 lbs.
- Peso Máximo de aterrizaje 2950 lbs.
- Peso Máximo (acrobático) 2900 lbs.

2.3 VELOCIDADES

Velocidad máxima estructural (VNE) Nunca exceder la velocidad de 241 nudos VAI (223 nudos VAC).

Velocidad máxima de maniobra (Va) No utilizar el máximo movimiento de las superficies de control (alergones, timón de dirección, elevador), ni efectuar movimientos bruscos de ellas a velocidades superiores de 183 nudos VAI (171 nudos VAC).

Velocidad máxima en turbulencia (Vst) En aire turbulento, no exceder la velocidad de 169 nudos VAI (160 nudos VAC).

Velocidades máximas de operación del tren de aterrizaje La velocidad máxima para bajar el tren de aterrizaje es 138 nudos VAI (132 nudos VAC) al igual que para mantenerlo abajo y asegurado. La velocidad máxima para subirlo es 118 nudos VAI (109 nudos VAC).

Velocidades máximas de operación de flaps No utilizar flaps a velocidades superiores a 118 nudos VAI (109 nudos VAC).



Velocidad de stall a nivel:
Tren y flap arriba (sin potencia) 70 nudos
Tren y flap abajo (sin potencia): 62 nudos

2.4 COMBUSTIBLE

El motor IO-540-K1K5 del Avión T-35E ha sido diseñado para operar con combustible 100/130 octanos.

En caso de no contar con el combustible indicado, debe emplearse el de octanaje inmediatamente superior.

LIBRAS

	IZQ.	DER.	TOTAL
Usable	220.2	220.2	440.4
Remanente	10.9	10.9	21.8
Total	231.1	231.1	462.2

2.5 FACTOR DE CARGA

Las velocidades de diseño y los factores de carga asociados de diseño, son deducidas de acuerdo a las Regulaciones de F.A.A. y que corresponden a las exigencias para aviones de esta categoría.

Los factores de carga límite son:

- Positivo + 6G
- Negativo - 3G



2.6 PERFORMANCES

Velocidades	Kph	Kts
Velocidad máxima a nivel del mar	311	168
75%Crucero a 2320 m. (7600 ft)	294	158
65%Crucero a 3450 m. (11300 ft)	283	152
55%Crucero a 4630 m. (15200 ft)	266	144
Veloc. de Stall, Flaps arriba	127	68
Veloc. de Stall, Flaps abajo.	115	62

2.6.1 MONTADA

Razón de Montada al nivel del mar	7,75 m/s	1525 ft/min
Techo Servicio	3.048 m.	10000 ft
Techo Absoluto	6.218 m.	20500 ft
Tiempo hasta 2.000 mts. (6250 ft.)	5,2 min.	
Tiempo hasta 3.000 mts. (9840 ft.)	8,8 min.	

2.6.2 ALCANCE Y AUTONOMIA

A. ALCANCE CON 45 MINUTOS DE RESERVA

Potencia	Altitud	Alcance
75%	2.500 mts. (8.200 ft)	1093 Km (590 mn)
55%	4.000 mts. (13.100 ft)	1204 Km (650 mn)

B. ALCANCE SIN RESERVA

Potencia	Altitud	Alcance
75%	2.500 mts. (8.200 ft)	1260 Km (680 mn)
55%	4.000 mts. (13.100 ft)	1480 Km (735 mn)



C. AUTONOMIA

55% Potencia

5, 6 Horas

2.6.3 PERFORMANCES DE CAMPO

Carrera de despegue	287 m (940 ft)
Carrera de despegue con obstáculo de 15 m. (49 ft)	469 m. (1.620 ft)
Distancia Aterrizaje con obstáculo de 15 m. (49 ft)	509 m. (1.670 ft)
Distancia de Aterrizaje.	238 m. (780 ft)



3.0 ESTRUCTURA

3.1 FUSELAJE

El fuselaje es una estructura metálica convencional de construcción semimonocoque. Consiste en una estructura primaria de cuatro largueros, a los cuales se conectan por delante la bancada del motor y por detrás el



fuselaje trasero. Mamparos soportan el recubrimiento, incorporando dos de ellos, las amarras delanteras, y traseras del ala. El spar box, estructura que transmite las cargas de las alas, es parte integral del fuselaje delantero.

El cortafuego y el alojamiento de la rueda de nariz aíslan el compartimiento del motor del fuselaje delantero.

Tratamiento anticorrosivo se aplica a todos los componentes de aleación liviana.

Se aplica a las superficies externas primer epóxico y pintura de poliuretano de 2 componentes según el esquema de colores especificado por los clientes.

3.2 CARLINGA

La cabina del avión está cerrada y protegida por tres piezas de plástico acrílico, de un espesor nominal de 0,25 pulgadas. Dos de ellas son fijas, la sección delantera constituye el parabrisas unido a la estructura por medio de tornillos y la cubierta acrílica posterior fijada por tornillos al marco trasero de la cabina. La pieza central o carlinga es móvil y se abre hacia el costado derecho del avión con un giro de 90°. La carlinga se fija al fuselaje por medio de tres bisagras en el lado derecho y tres ganchos en el lado izquierdo.

3.3 ALAS

Las alas son totalmente cantilever, de construcción semimonocoque, de una sola viga. Esta viga es de construcción metálica, remachada e incluye



componentes extruidos y conformados. Estanques de combustible de aluminio están fijos a cada ala y forman parte del borde de ataque. Pozos del tren construidos en la parte inferior del ala dan alojamiento al tren de aterrizaje cuando está en la posición retraído.

3.3.1 FLAPS

Los flaps son de construcción metálica, remachados y están articulados en tres puntos, en la parte inferior trasera del ala.

Son actuados por un motor eléctrico reversible de corriente continua, limitado en su recorrido por tres interruptores. Uno para la posición retraído, otro para la posición media (17°) y uno para la posición extendido ($34^{\circ} + 1^{\circ}$).

3.3.2 ALERONES

Los alerones son de construcción metálica, redondados y están articulados en dos puntos localizados en la parte inferior trasera del ala.

El alerón izquierdo tiene instalado una aleta compensadora accionada eléctricamente.

3.4 EMPENAJE

El empenaje está compuesto por el estabilizador vertical, el timón de dirección, el estabilizador horizontal y el elevador.



3.4.1 ESTABILIZADOR VERTICAL

El estabilizador vertical es una estructura completamente metálica, remachada de una viga, de construcción del tipo semimonocoque. Está fijo al fuselaje por medio de uniones apernadas en la tercera y cuarta cuaderna del fuselaje trasero. Carenados construidos en termoplástico al vacío, están fijos por medio de tornillos en la punta y en el borde de ataque, en la unión con el fuselaje.

3.4.2 TIMON DE DIRECCION

El timón de dirección es de una sola viga remachado, totalmente metálico. Está articulado al estabilizador vertical en dos puntos. El control del timón de dirección se efectúa por medio de cables que actúan sobre la palanca acodada ubicada en el extremo inferior del timón.

3.4.3 ESTABILIZADOR HORIZONTAL

El estabilizador horizontal es una estructura completamente metálica, remachada, monoviga, de construcción del tipo semimonocoque. Carenados en las puntas, construidos en termoplástico al vacío, están fijos por medio de tornillos. El estabilizador está fijo al fuselaje en dos puntos pivotes, ubicados en la cuarta cuaderna del fuselaje trasero.



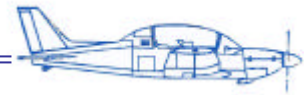
3.4.4 ELEVADOR

El elevador es de construcción metálica, de una sola viga, remachado y está articulado al estabilizador horizontal en cinco puntos, por medio de pernos. Lleva en sus extremos carenados de termo-plástico al vacío, fijos por medio de tornillos.

4.0 TREN DE ATERRIZAJE

El avión está equipado con un tren de aterrizaje tipo triciclo, retráctil, con amortiguadores óleo-neumáticos y es accionado hidráulicamente por cilindros actuadores. El tren de nariz incorpora un amortiguador de vibraciones. Es asegurado en la posición abajo por medio de seguros mecánicos y en la posición arriba se mantiene únicamente por presión hidráulica. Un sistema mecánico centra la rueda de nariz en tierra y al retractar el tren. La rueda de nariz tiene un giro de 25° a ambos lados. Frenos de disco están instalados en el tren principal.

Toda la operación normal del sistema se efectúa por medio de la palanca del tren, ubicada en el panel lateral izquierdo de ambas cabinas. Para conocer la situación en que se encuentra el tren, el avión posee tres luces verdes sobre la palanca del tren y una luz roja en la manilla de la palanca. Cuando el tren se encuentra abajo y asegurado, deben encenderse las tres luces verdes. Cuando el tren se encuentra en movimiento, ya sea hacia abajo o arriba, la luz roja debe permanecer encendida. Cuando el tren se encuentra en la posición arriba todas las luces (verdes y rojas) deben permanecer apagadas. Este sistema de luces es energizado a través de los interruptores de posición del tren, ubicados en cada pierna.



5.0 CONTROLES DE VUELO

Las superficies primarias de control de vuelo (alergones, tim3n de direcci3n y elevador) pueden ser operadas desde ambas cabinas por una combinaci3n convencional de pedales y bast3n.

El avi3n tambi3n posee compensadores especialmente dise1ados para aliviar los esfuerzos de los controles del avi3n en sus tres ejes, pudiendo ser operados desde ambas cabinas indistintamente.

5.1 FLAPS

Los flaps se extienden a lo largo del borde de fuga de las alas, desde el fuselaje hasta los alergones y son accionados el3ctricamente por un motor reversible de corriente continua.

El control de los flaps y sus respectivos indicadores de posici3n se encuentran instalados en ambas cabinas.

6.0 SISTEMA DE COMBUSTIBLE

El sistema de combustible del avi3n est3 compuesto por dos estanques de combustible integrales, ubicados uno en cada ala, una bomba reforzadora el3ctrica, localizada en la cabina delantera, una v3lvula selectora de combustible que se puede controlar desde ambas cabinas, una bomba de combustible mec3nica, conectada directamente al motor, un sistema de inyecci3n de combustible Bendix y un sistema de vuelo invertido instalado en cada uno de los estanques.



La capacidad total de combustible usable de los estanques es de 73,4 galones US. (440,4 lbs.).

7.0 SISTEMA ELECTRICO

El T-35E tiene un sistema eléctrico de corriente continua de 28 volts D.C. La energía es proporcionada por un alternador Prestolite de 28 volt, 70 amperes. Una batería de 24 volts y 15,5 amperes/hora permite la operación de los diferentes componentes eléctricos del avión. (cuando el alternador está inoperativo). La puesta en marcha del motor se puede efectuar mediante la batería o por medio de una planta de poder externa a través de la conexión que para ello posee el avión en el costado derecho trasero del fuselaje.

El sistema eléctrico incluye también barras de distribución, paneles de fusibles automáticos, luces interiores de cabina (instrumentos, consolas y mapas), luces exteriores (navegación estroboscópicas, aterrizaje y carreteo) y un interruptor "MASTER".

8.0 LUCES

El avión está equipado con un sistema de iluminación interior para los instrumentos, equipos de comunicación, consolas y mapa. La intensidad de las luces es controlada a través de reóstatos, ubicados en el panel lateral derecho de ambas cabina.

La iluminación de los instrumentos es de tres tipos diferentes: una instalada en el interior del instrumento mismo, otra exterior o de poste y la última integrada en la parte superior externa del instrumento. El circuito está protegido por un circuit breaker de 5 amperes, ubicado en el panel de circuit breakers y es controlado por un reóstato ubicado en el panel lateral derecho de ambas cabinas.



Las luces de mapa están ubicadas en el costado derecho de ambas cabinas, montadas sobre un eje rotatorio que está unido a la estructura de la cabina. La luz de mapa tiene incorporado un filtro rojo removible y un reóstato con posición "OFF". El sistema de luces exteriores está formado por las luces de navegación, estroboscópicas y de aterrizaje/carreteo.

Las luces de navegación comprenden una luz roja ubicada en la punta del ala izquierda, una luz verde ubicada en la punta del ala derecha y una luz blanca ubicada en la parte superior del timón de dirección. Las luces estroboscópicas están incorporadas en las luces de navegación de las alas. Están protegidas por un circuit breaker de 5 amperes y son comandadas por dos interruptores: uno de tres posiciones (NAV/STROBE-OFF-NAV) y otro de dos posiciones (BRIGHT-DIM) para controlar su intensidad. Estos interruptores están ubicados en el panel lateral derecho de la cabina delantera.

La luz de aterrizaje y carreteo es un foco de 28 volts y 250 watts. Está ubicado en la parte delantera de la capota inferior del motor. Es activado por un interruptor de dos posiciones ubicado en el panel lateral izquierdo de la cabina delantera. Está protegido por un circuit breaker de 10 amperes.

9.0 SISTEMAS DE ADVERTENCIAS

9.1 PANEL DE AVISO DE FALLAS

Cumple con la finalidad de advertir al piloto cada vez que se produzca una falla en alguno de los sistemas o componentes identificados en este panel. Recibe energía de la barra de corriente continua y se ilumina cada vez que se detecta una falla de: Presión de combustible (FUEL PRESS); Presión



de aceite (OIL PRESS); Alternator (ALT) y Carlinga desasegurada (CANOPY).

El panel de aviso cuenta con ocho indicadores interiores, de los cuales cuatro de ellos están destinados a indicaciones a requerimiento del usuario.

9.2 BOCINA DE ALARMA DEL TREN DE ATERRIZAJE

En vuelo, la alarma se escucha cada vez que se reduzca el acelerador a 12 pulgadas de Mercurio o menos y el tren no se encuentre abajo y asegurado. En la parte inferior del panel lateral izquierdo de ambas cabinas se encuentra un botón que permite desconectar la bocina de alarma. Con la bocina de alarma desconectada, si se lleva el acelerador sobre 12" HG, el sistema se activa nuevamente.

9.3 BOCINA DE AVISO DE STALL

Un aviso de stall, instalado en el borde de ataque del ala izquierda, cumple con la misión de advertir al piloto, entre 5 a 8 nudos antes que se produzca el stall aerodinámico real, por medio de una señal sonora instalada detrás del asiento de la cabina delantera y que es audible en ambas cabinas.

10.0 GRUPO MOTO-PROPULSOR

EL grupo moto-propulsor está constituido por un motor Lycoming IO-540-K1K5, de seis cilindros horizontalmente opuestos, enfriado por aire, con una potencia de 300 BHP a 2.700 RPM a nivel del mar, usando gasolina de aviación, con un índice de 100/130 octanos. Incorpora además una hélice Hartzell de tres palas, de transmisión directa, velocidad constante y paso variable.



Potencia	: 300 BHP
Máx. RPM (100%)	: 2700 RPM
Peso del Motor	: 469 Lbs.
Magnetos	: Slick 6351 (LH) Slick 6350 (RH)
Servo-Inyector	: Bendix RSA-10ED1
Hélice	: Hartzell HC-C3YR4BF/FC7663R

11.0 SISTEMA DE VENTILACION, CALEFACCION Y ANTIVAHIO

11.1 VENTILACION

El aire frío para ventilación de ambas cabinas es suministrado mediante un conjunto de ductos flexibles, obteniéndose aire de impacto a través de las entradas de aire, ubicadas una en cada borde de ataque de las alas, cerca de la unión con el fuselaje. Además por medio de una válvula de derivación, se obtiene aire frío a través de las entradas de calefacción.

11.2 CALEFACCION Y ANTIVAHIO

El aire caliente para la calefacción de ambas cabinas y antivaho de parabrisas es suministrado mediante un conjunto de ductos flexibles, obteniéndose aire de impacto a través de dos entradas que rodean la luz de aterrizaje.



12.0 SISTEMA DE COMUNICACIONES Y AYUDAS A LA NAVEGACION

El sistema de comunicaciones y navegación del avión posee los siguientes equipos:

- Dos Cajas Selectoras de Audio KING KMA-24H.
- Dos Transceptores VHF/VOR KING KX-165
- Un Transponder KING KT-76A
- Un DME KING KN-63
- Dos Indicadores DME KING KDI-572 y KDI 573
- Dos HSI KING KI-525A
- Un ADF KING KR-87
- Un MARKER BEACON KING KR-21 y KA-40
- Un SLAVE METER KING KA-51B
- Dos Compáses Magnéticos C-2200-L4B
- Dos Unidades Giroscópicas KING KG-102 A
- Dos Indicadores ADF KING KI-228

Como Equipos opcionales se ofrece la instalación de:

- RMI KING KNI 582
- GPS GARMIN 150
- Aire Acondicionado
- Sistema de Termo Visión (FLIR)

13.0 INSTRUMENTOS

Los instrumentos de vuelo ubicados en el panel central están repetidos en ambas cabinas para mejorar la calidad de la instrucción.



13.1 INSTRUMENTOS DE VUELO

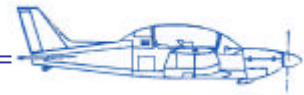
- Velocímetro United Instrument 8030
- Indicador de Actitud BF GOODRICH 504-0111-905
- Altímetro sensitivo United Instrument 5934P1
- Indicador de inclinación y viraje Aircraft Instrument Development RCA56-4
- Variómetro United Instrument 7060

13.2 INSTRUMENTOS DE MOTOR

- Indicador de Presión de Carga y Flujómetro United Instruments 6331
- Indicador Tacómetro United Instruments 4022A
- Indicador de Presión de Combustible UMA 4-310-030
- Indicador de Presión de Aceite UMA 4-210-130
- Indicador de Temperatura de Gases de Escape Alcor INC. 45811 y 46232
- Indicador de Temperatura de Cabeza de Cilindro UMA 12-450-600
- Indicador de Temperatura de Aceite UMA 12-210-250
- Indicador de Cantidad de Combustible Rochester Gauges INC 3090-00120

13.3 INSTRUMENTOS MISCELANEOS

- Acelerómetro Bendix 3419-5A-A1
- Amperímetro/Voltímetro Aircraft Instrument Development AID 12-2004-10
- Indicador de Temperatura Externa Piper 99479-2
- Panel Anunciador de Falla ENAER 51798-032
- Reloj Digital ASTROTECH AT420000



14.0 ASIENTOS

Los asientos son construidos de aluminio y están fijos a la estructura primaria del fuselaje. Se pueden ajustar verticalmente 8,5 pulgadas.

El ajuste para los pies se obtiene por medio del sistema regulable de los pedales.

Con este tipo de asientos se pueden utilizar indistintamente paracaídas de asientos o de espalda





Panel Cabina Delantera