

INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

**“CONSTRUCCIÓN DEL TESTER DE PRESURIZACIÓN DE
CABINA MEDIANTE LA INSTRUCCIÓN DE LA ORDEN TÉCNICA
PARA CONTRIBUIR AL DESARROLLO DE LA SECCIÓN DE
MANTENIMIENTO Y MODERNIZACIÓN DEL AVIÓN K-FIR”**

POR:

CASTILLO MEJÍA DIEGO SEBASTIÁN

**Proyecto de Grado como requisito parcial para la obtención del
título de:**

TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA

2005

CERTIFICACIÓN

Certifico que este trabajo fue realizado en su totalidad por el Sr. CASTILLO MEJÍA DIEGO SEBASTIÁN, como requisito parcial a la obtención del título de TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONAÚTICA.

Sgop. Lic. Jorge Morillo

DIRECTOR DEL PROYECTO

Latacunga, 06 de Octubre del 2005

DEDICATORIA

Dedico con todo mi cariño y amor, este proyecto de grado a quienes supieron brindarme su apoyo incondicional en todas las situaciones y momentos difíciles de mi vida, a quienes me dieron la oportunidad de cultivarme diariamente y alcanzar a ser un profesional, en especial a mis padres; Susana Mejía Montesdeoca y Nélon Castillo Gallegos, a mis hermanos; Santiago y Andrés; a mi abuelita Gloria, y a la familia Quintanilla Ayala; quienes fueron el pilar fundamental para alcanzar esta meta.

Mil gracias, nunca podré pagarles toda su abnegación y sacrificio que me supieron brindar, para poder alcanzar este sueño.

AGRADECIMIENTOS

Este proyecto va dirigido a alguien muy especial al “Divino Niño Jesús”, que con mi fe y mi creencia me ayudó a enfrentar toda clase de obstáculos que se presentaron en mi vida, también agradezco, a mis padres, hermanos, abuelitos, tíos, primos, y en especial a la familia Quintanilla Ayala, y a la señorita Gabriela Gordillo Corrales; todos quienes con su sabiduría supieron guiarme y brindarme todo su apoyo para culminar otra etapa y otra meta más de mi vida.

Por último a mis profesores; y director del proyecto Sgop. Jorge Morillo, y al Sgos. Carlos Maldonado, a mis amigos, de manera especial al escuadrón Kfir del Ala Nro. 12 y de manera general al I.T.S.A, porque en él se quedarán plasmados muchos recuerdos de mi juventud.

Castillo Mejía Diego Sebastián

ÍNDICE

Portada.....	I
Certificación.....	II
Dedicatoria.....	III
Agradecimientos.....	IV
Índice General.....	V
Listado de Figuras.....	XI
Listado de Tablas.....	XIII
Listado de Anexos.....	XV
Resumen.....	1
Planteamiento del problema.....	2
Justificación.....	2
Alcance.....	3
Objetivo general.....	3
Objetivos específicos.....	4

CAPÍTULO I

MARCO TEÓRICO

1.1 Descripción general del avión Kfir-CE.....	5
1.1.1 Generalidades.....	5
1.1.2 Cabina de pilotaje.....	10
1.2 Conceptos básicos de la atmósfera y sus implicancias fisiológicas en la aviación.....	14
1.2.1 Generalidades.....	15

1.2.2	Atmósfera.....	15
1.3	Sistema de control ambiental (ECS).....	33
1.3.1	Generalidades.....	35
1.3.2	Sistema de climatización de la cabina de pilotaje... ..	38
1.3.3	Sistema de presurización de la cabina de pilotaje.....	57
1.3.4	Tablas de control e indicación del sistema de climatización y presurización... ..	66

CAPÍTULO II

ESTUDIO DE ALTERNATIVAS

2.1	Identificación de alternativas.....	69
2.1.1	Primera alternativa.....	69
2.1.2	Segunda alternativa.....	70
2.2	Estudio de factibilidad.....	72
2.2.1	Aspecto técnico.....	73
2.2.2	Aspecto económico.....	74
2.2.3	Aspecto complementario.....	75
2.3	Selección de la mejor alternativa.....	76
2.4	Recursos materiales.....	73
2.4.1	Estructura del banco de prueba.....	77
2.4.2	Componentes neumáticos.....	77
2.4.3	Soporte y ruedas de apoyo.....	77

CAPÍTULO III
CONSTRUCCIÓN DEL PROYECTO

3.1	Principios básicos de construcción.....	78
3.1.1	Examinación de la Resistencia.....	78
3.2	Construcción de la estructura del banco de prueba de presurización de cabina del avión kfir.....	79
3.2.1	Cuerpo Principal del Banco.....	81
3.2.2	Tipo de Máquinas y Herramientas utilizados en la construcción del Banco de Prueba	89
3.3	Diagramas de procesos.....	92
3.3.1	Diagrama de procesos de construcción de la parte frontal y lateral de la estructura de la caja inferior metálica del banco de prueba.....	93
3.3.2	Diagrama de procesos de construcción del soporte móvil de los componentes neumáticos ubicados en la parte frontal interna de la estructura de la caja inferior metálica del banco de prueba.....	94
3.3.3	Diagrama de procesos de construcción de la parte posterior de la estructura de la caja inferior metálica del banco de prueba.....	95
3.3.4	Diagrama de procesos de construcción de la base de la estructura de la caja inferior metálica del banco de prueba.....	96
3.3.5	Diagrama de procesos de construcción del soporte fijo inferior del banco de prueba.....	97
3.3.6	Diagrama de procesos de construcción del soporte móvil inferior del banco de prueba.....	98

3.3.7	Diagrama de procesos de construcción del soporte fijo para el enrollamiento de las mangueras neumáticas de la caja inferior metálica del banco de prueba.....	99
3.3.8	Diagrama de procesos de construcción de la parte frontal y lateral de la estructura de la caja superior metálica del banco de prueba.....	100
3.3.9	Diagrama de procesos de construcción del soporte móvil de los componentes neumáticos ubicados en la parte frontal interna de la estructura de la caja superior metálica del banco de prueba.....	101
3.3.10	Diagrama de procesos de construcción de la base de la estructura de la caja superior metálica del banco de prueba.....	102
3.3.11	Diagrama de procesos de construcción de la parte posterior de la estructura de la caja inferior metálica del banco de prueba.....	103
3.3.12	Diagrama de procesos de construcción de la parte superior de la estructura de la caja superior metálica del banco de prueba.....	104
3.3.13	Diagrama de procesos de construcción del mango de sujeción para traslado, ubicada en la caja superior metálica del banco de prueba.....	105
3.4	Diagramas de ensamble.....	106
3.4.1	Diagrama de ensamble de caja inferior del banco de prueba.....	107
3.4.2	Diagrama de ensamble de caja superior del banco de prueba.....	108
3.4.3	Diagrama de ensamble del banco.....	109
3.5	Pruebas de funcionamiento.....	109
3.5.1	Estructura del banco de prueba.....	113
3.5.2	Sistema neumático del banco de prueba.....	114

CAPÍTULO IV

ELABORACIÓN DE MANUALES DE PROCEDIMIENTOS

4.1	Descripción general.....	116
4.2	Manual de Mantenimiento.....	118
4.3	Manual de Operación.....	122
4.4	Manual de Seguridad.....	129
4.5	Hojas de Registro.....	132

CAPÍTULO V

ESTUDIO ECONÓMICO

5.1	Presupuesto.....	135
5.2	Análisis económico.....	135
5.2.1	Materiales.....	136
5.2.2	Máquinas, herramientas y equipos auxiliares.....	136
5.2.3	Mano de obra.....	138
5.2.4	Otros.....	139
5.3	Costo de adquisición del banco en otro lugar.....	141

CAPÍTULO VI
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

6.1 Conclusiones.....	142
6.2 Recomendaciones.....	143

BIBLIOGRAFÍA.

ANEXOS.

LISTADO DE FIGURAS

1.1. Avión Kfir-CE.....	5
1.2. Componentes del avión Kfir-CE.....	8
1.3. Cabina de pilotaje.....	10
1.4. Disposición de la cabina.....	13
1.5. Estratificación de la atmósfera.....	16
1.6. Limitación entre capas atmosféricas.....	19
1.7. Variaciones climáticas sobre presión atmosférica.....	23
1.8. Estratificación fisiológica de la atmósfera.....	24
1.9. Control isobárico.....	28
1.10. Control isobárico diferencial para aviones pequeños.....	29
1.11. Control isobárico diferencial para aviones grandes.....	30
1.12. Sistema de control ambiental.....	33
1.13. Provisión de aire desde el motor.....	36
1.14. Esquema del sistema de climatización.....	39
1.15. Conmutador manual de operación.....	52
1.16. Conmutador EMERG COOL.....	53
1.17. Conmutador OVERRIDE.....	54
1.18. Palanca CANOPY SEAL/FREE AIR.....	55
1.19. Palanca DEFOG.....	56
1.20. Conmutador PRESSURIZE.....	58
1.21. Válvulas ubicadas en la cuaderna Nro. 2.....	59
1.22. Esquema del sistema de presurización.....	60
1.23. Palanca CANOPY SEAL/FREE AIR.....	65

1.24. Control de los sistemas.....	68
2.1. Primera alternativa.....	69
2.2. Segunda alternativa.....	71
3.1. Diseño estructural del banco de prueba.....	80
3.2. Tol estructural.....	82
3.3. Materiales de construcción.....	87
3.4. Electrodo.....	88
3.5. Banco terminado.....	88
3.6. Diagrama del sistema neumático.....	89

LISTADO DE TABLAS

1.1. Dimensiones del avión Kfir-CE.....	7
1.2. Pesos del avión Kfir-CE.....	7
1.3. Características del avión Kfir-CE.....	8
1.4. Composición gaseosa de la atmósfera.....	20
1.5. Comportamiento de la temperatura con relación a la altura.....	21
1.6. Equivalencias de presión.....	22
1.7. Elementos del sistema de climatización de la cabina de pilotaje.....	42
1.8. Elementos del sistema de presurización de cabina.....	61
1.9. Control del sistema de climatización.....	67
1.10. Control del sistema de presurización.....	68
2.1. Evaluación cualitativa y cuantitativa.....	73
2.2. Matriz de evaluación.....	75
2.3. Matriz de decisión.....	76
3.1. Máquinas utilizadas.....	90
3.2. Herramientas utilizadas.....	90
3.3. Equipos Auxiliares utilizados.....	90
3.4. Tiempo de operación de Máquinas -Herramientas - Equipos.....	91
3.5. Simbología de los procesos de construcción del banco.....	92
3.6. Primer día de pruebas de funcionamiento.....	110
3.7. Segundo día de pruebas de funcionamiento.....	111
3.8. Tercer día de pruebas de funcionamiento.....	111
3.9. Cuarto día de pruebas de funcionamiento.....	112
3.10. Parámetros de evaluación cualitativa y cuantitativa	113

3.11. Evaluación de los elementos de la estructura del banco.....	114
3.12. Evaluación de los elementos del sistema neumático del banco.....	114
4.1. Codificación de los procedimientos de ensayo del banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE.....	116
5.1. Lista de costo de materiales del banco de prueba.....	136
5.2. Costo de utilización de máquinas, herramientas y equipo.....	137
5.3. Costo de mano de obra.....	139
5.4. Costo de otros gastos.....	139
5.5. Costos generales banco.....	140

LISTADO DE ANEXOS

- ANEXO A** (Planos Generales)
- ANEXO B** (Planos de Despiece)
- ANEXO C** (Características de Tubería)
- ANEXO D** (Características de Aceros)
- ANEXO E** (Características de Electroodos)
- ANEXO F** (Características de Ruedas)
- ANEXO G** (Características de Accesorios Neumáticos)
- ANEXO H** (Certificados)

RESUMEN

Para optimizar el tiempo, beneficiar a las labores de mantenimiento y garantizar la confiabilidad de los chequeos del avión Kfir-CE, se propone implementar un banco de prueba de presurización para la comprobación de presiones tanto del sello como de la cabina, el mismo que proporcionará un mejor y eficiente desenvolvimiento del Escuadrón de Mantenimiento Kfir.

Para la construcción de este banco se utilizan manuales y órdenes técnicas, exclusivas de la aeronave, proporcionadas por la casa fabricante y extendidas por el Escuadrón de modernización del avión Kfir del Ala de Investigación y Desarrollo Nro. 12; se plantean dos alternativas, una en la digitalización del banco y la otra en la implementación de indicadores de glicerina a la salida de los puntos de verificación de presiones, finalmente se opta por la digitalización del banco.

Los resultados son satisfactorios debido a que se mejora los chequeos funcionales del sistema de presurización con un control preciso y seguro del manejo de presiones, facilidad de operación, verificación y comprobación de presiones.

En conclusión, el Escuadrón de modernización del avión Kfir-CE, cuenta ya con un banco de prueba de presurización de cabina, optimizando así las operaciones de mantenimiento de la aeronave por parte del personal técnico.

INTRODUCCIÓN

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

En razón de que el INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO ha basado su malla curricular de estudios al área de “Mecánica Aeronáutica” en los diferentes sistemas del avión Kfir y dada la cercanía del Instituto con el referido Escuadrón, se ha establecido una relación técnica sustentada por las constantes visitas y tareas investigativas que los estudiantes realizan en el hangar de aviones militares del Ala Nro.12.

Las actividades antes mencionadas permitieron detectar el problema relacionado con los chequeos funcionales del sistema de presurización del avión Kfir, el mismo que por versión de los técnicos presenta fallas y muchas veces se retrasa por la no disponibilidad de un banco de prueba apropiado para dicho chequeo, razón por la cual se propone la construcción de un banco de prueba de presurización de cabina de P/N 123-42 que facilite el proceso de mantenimiento de dicha sección.

JUSTIFICACIÓN

La construcción del banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir, optimizará el tiempo, contribuirá al mantenimiento y garantizará la confiabilidad de funcionamiento, teniendo como referencia de construcción el banco de prueba

existente en el Ala Nro. 21 de TAURA, por consiguiente permitirá una mejor eficiencia del personal técnico de dicha sección.

ALCANCE

Este proyecto va encaminado al mejoramiento de los chequeos funcionales del sistema de presurización, permitiendo con ello facilitar las labores de mantenimiento y el ahorro de tiempo, en vista de que se contará con un banco de prueba propio y no se requerirá su transportación desde otros lugares, beneficiando principalmente al personal técnico de mantenimiento así como al desarrollo de la sección, cabe anotar que dicho Banco de Prueba se dejará en el área misma del Escuadrón Kfir.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

“CONSTRUIR UN TESTER DE PRESURIZACIÓN DE CABINA MEDIANTE LA INSTRUCCIÓN DE LA ORDEN TÉCNICA PARA CONTRIBUIR AL DESARROLLO DE LA SECCIÓN DE MANTENIMIENTO Y MODERNIZACIÓN DEL AVIÓN K-FIR”

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Analizar la documentación de respaldo en la Orden Técnica referente a las características técnicas del banco de prueba de presurización de cabina.
- Investigar el tipo y modelo del banco de prueba existente en el Ala N° 21 (TAURA).
- Plantear alternativas de construcción.
- Conocer materiales e instrumentos que se van a utilizar en la construcción del banco de prueba.
- Elaborar manuales de (procedimientos), operación, mantenimiento, seguridad y hojas de registros.
- Implementar el banco de prueba con su respectiva información técnica en la sección de mantenimiento del avión Kfir.

CAPÍTULO I

MARCO TEÓRICO

1.1 DESCRIPCIÓN GENERAL DEL AVIÓN Kfir-CE

1.1.1 Generalidades (Figura 1.1.)

El avión Kfir-CE es un caza bombardero monoplace, impulsado por una planta motriz única General Electric J-79-J1F, que recoge aire de las tomas de aire ubicadas en ambos lados del fuselaje, con el fin de entregar un amplio rango de operación en velocidad, altitud, y ángulo de ataque; posee alas delta y dos aletas Canard que van unidas a la parte superior de las tomas de aire del motor y tienen por función mejorar la performance del avión en pronunciados ángulos de ataque.



Figura 1.1. Avión Kfir-CE

a) Fuselaje del Avión

El fuselaje es de diseño semi-monocasco, compuesto por 36 cuadernas y un revestimiento que cumple funciones estructurales. En la parte delantera de la nariz están ubicados el radar y las unidades del Sistema Integrado de Navegación, así como también los equipos de comunicación.

La cabina de pilotaje se encuentra entre las cuadernas 2 y 10, las mismas que son herméticas, con el fin de mantener la presurización de la cabina de pilotaje.

b) Alas

Están construidas estructuralmente por tres largueros principales, y las cavidades interiores formadas entrelazados entre si; las alas son aprovechadas como depósitos de combustible, alojamientos del tren de aterrizaje principal y de los frenos aerodinámicos.

El borde de salida de cada ala está constituido por tres superficies de comando: dos elevones, que trabajan en forma combinada tanto como timón de profundidad y como alerones, y actúan solidarios como una superficie única, y el compensador, que actúa en profundidad como amortiguador de cabeceo.

c) Cola

Se encuentra instalada sobre la parte posterior del fuselaje y envuelve el tubo de chorro del motor. En la parte superior de la cola está ubicado el conjunto del paracaídas de frenado.

d) Dimensiones y Pesos

Tabla 1.1. Dimensiones del avión Kfir-CE

Longitud	15.65 mts
Envergadura del ala	8.22 mts
Envergadura de la aleta Canard	3.73 mts
Altura con combustible interno	4.55 mts

Tabla 1.2. Pesos del avión Kfir-CE

Avión vacío sin combustible	7,750 Kg
Avión con combustible	10,450 Kg
Peso máximo de despegue	14,700 Kg

e) Motor

La planta motriz es un motor turborreactor General Electric, modelo J79-J1E, con compresor axial y postquemador.

Tabla 1.3. Características del avión Kfir-CE

Empuje estático a régimen de Pleno Gas	5,400 Kg.
Empuje estático con Post-combustión máxima	8,100Kg
Régimen de relantí a 65% (IDLE)	5,000 Kg
Régimen de Pleno Gas 102%	7,685 Rpm
Relación de compresión	1:13.4
Temperatura máxima	693 ° C

f) Ubicación de los Componentes del Avión (Figura 1.2.)

Los diferentes componentes del avión están agrupados según los distintos sistemas, pero sujetos a las imposiciones originadas por su estructura, temperatura, centraje, etc.

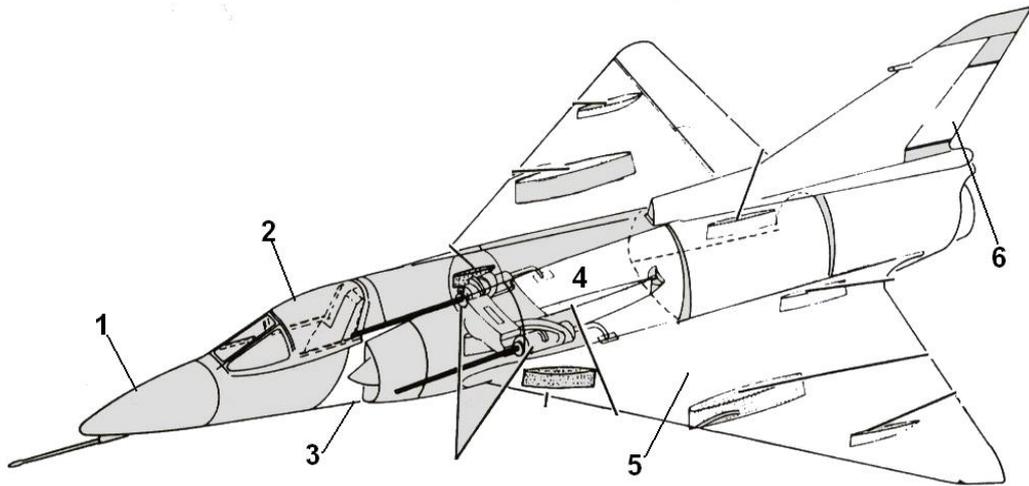


Figura 1.2. Componentes del avión Kfir-CE

1) En la Nariz

Sistema anemométrico, sistema integrado de navegación, equipos de comunicaciones.

2) En la Cabina de Pilotaje

Cajas de comando y control de los sistemas del avión.

3) En el Alojamiento del Tren de Aterrizaje de Nariz

Sistema de control ambiental y comandos de vuelo.

4) Centro del Fuselaje

Tanques de combustible, depósitos de fluido hidráulico, y cajas de electricidad.

5) En las Alas

Tanques de combustible, sistemas de comando de vuelo, portabombas y pilones de armamento y tanques exteriores.

6) En la Deriva

Sistema del timón de dirección y paracaídas de frenado.

1.1.2 Cabina de Pilotaje (Figura 1.3.)

A) Generalidades

Describe el conjunto de instrumentos y partes que integran su parte interior de la siguiente manera:



Figura 1.3. Cabina de pilotaje

- Parabrisas.
- Cúpula de la cabina.
- Disposición interior de la cabina.

B) Parabrisas

1) Generalidades

El parabrisas cumple la función de proteger al piloto contra el impacto exterior del aire, y permitirle al mismo tener un máximo de campo visual. El parabrisas se encuentra conformado por las siguientes partes:

- Cúpula de nariz.
- Bastidor.
- Carenados.

2) Cúpula de Nariz

Tanto la ventanilla delantera y las ventanillas laterales fueron reemplazadas por una sola cúpula de nariz de perfil aerodinámica, la misma que se encuentra montada dentro de un bastidor metálico y carenados, con el fin de entregar al piloto una mayor resistencia contra cualquier impacto externo.

3) Bastidor

El bastidor es metálico; constituido por dos marcos, tanto delantero y posterior, los mismos que ayudan a la fijación de la cúpula de nariz a través de remaches y masilla respectivamente.

4) Carenado

El carenado es metálico; constituido por dos marcos laterales, tanto derecho e izquierdo, los mismos que ayudan a la fijación de la cúpula de nariz a través de remaches y masilla respectivamente.

C) Cúpula de la Cabina de Pilotaje

1) Generalidades

Se encuentra entre el parabrisas y la cuaderna Nro. 10, complementando la parte superior de la cabina de pilotaje; su función es:

- Aislar al piloto contra las condiciones exteriores al avión durante el vuelo.
- Brinda un mayor campo de visión al piloto.
- Produce una continuidad al perfil aerodinámico entre la nariz del avión y el fuselaje.

2) Casquete de la Cúpula

El casquete de la cúpula está fabricado de Oroglass 55 pulido, el mismo que se encuentra adosada o unido entre sus partes laterales con planchuelas (planchas) espaciadoras de orlón que permiten hermetizar y reforzar el casquete.

3) Bastidor de la Cúpula

El bastidor de la cúpula cumple la función de enmarcar el casquete y de constituir la base para la conexión de los distintos componentes como arco delantero y trasero; larguero izquierdo y derecho; a través de tornillos y masilla que permiten sellar herméticamente.

4) Cuchilla para Ruptura de la Cúpula

La función de esta cuchilla es permitir que el piloto en caso de emergencia pueda romper la cúpula cuando éste presente problemas.

D) Disposición de la Cabina de Pilotaje (Figura 1.4.)

1) Generalidades

En la cabina de pilotaje se encuentran ubicados los distintos controles con los cuales el piloto comanda los sistemas del avión y le permiten tener conocimiento de la situación o condición de vuelo del avión; ubicados de acuerdo a su importancia y su modo de operación.

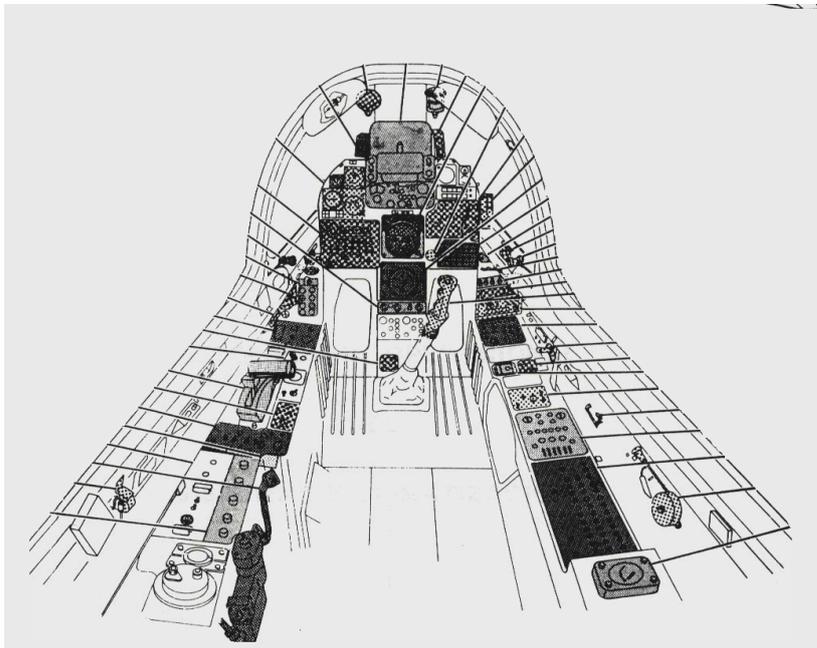


Figura 1.4. Disposición de la cabina

2) Tablero de Instrumentos

El tablero de instrumentos comprende los indicadores de los sistemas de combustible, hidráulicos, de vuelo y de navegación; además éste tablero se encuentra constituido por tablero de avisos de alarma que anuncia al piloto mediante luces de advertencia rojas alguna anomalía o desperfecto que ocurra; debido a su gran sensibilidad amortiguadora antivibratoria instrumental a los movimientos o sacudidas que se producen en vuelo.

1.2 CONCEPTOS BÁSICOS DE LA ATMÓSFERA Y SUS IMPLICANCIAS FISIOLÓGICAS EN LA AVIACIÓN

1.2.1 Generalidades

Desde tiempos remotos el **organismo humano** ha sido comparado como una máquina casi perfecta, no obstante es necesario destacar que este organismo se encuentra diseñado para desenvolverse bajo ciertas condiciones ambientales, las cuales debido al avance tecnológico, especialmente en aviación han colocado a este organismo en un ambiente hostil, desconocido y muchas veces letal.

En la medida de que se ha ido complementando la ciencia médica con la ciencia de aviación se ha ido descubriendo y comprendiendo las **limitaciones fisiológicas** que tiene este organismo frente a este nuevo medio ambiente hostil, como consecuencia de este nuevo conocimiento es que se ha podido plantear muchas medidas fisiológicas preventivas permitiendo aumentar la capacidad de adaptación del ser humano en el espacio.

Para comprender los fundamentos de la **medicina de aviación** resulta evidente la necesidad de analizar las **características de este medio ambiente hostil**, de ésta forma se podrá proyectar éstas características a la **fisiología normal** del individuo, deduciendo las limitaciones fisiológicas y posibles complicaciones que tendría al ser sometido a este **nuevo ambiente**.

1.2.2 Atmósfera

A) Definición de Atmósfera

Desde el punto de vista fisiológico la atmósfera es una mezcla adecuada de moléculas gaseosas que rodean a la tierra sin la cual la vida en el planeta no sería posible debido a que podrá aportar el porcentaje necesario de gases respirables para la vida aeróbica, así como también impide la llegada de las radiaciones solares altamente perjudiciales para los organismos biológicos.

B) Estratificación (Figura 1.5.)

Este envoltorio gaseoso puede estratificarse de acuerdo a ciertas características especiales. En primera instancia, se puede dividir a este envoltorio en una capa interior denominada **Atmósfera** y una capa exterior denominada **Exosfera**, separadas ambas de una zona en la cual las moléculas gaseosas están en expansión natural, es decir, vencen el efecto o fuerza de gravedad comenzando su migración hacia el espacio exterior, por esta razón esta última

zona se ha denominado **Zona de Escape** ubicada en forma imprecisa a una altura de 430 a 600 millas (692 a 966 Km.) de distancia de la superficie terrestre.

Los límites de la Exosfera van desde la Zona de Escape hasta una altura de entre 1,200 a 35,000 millas de distancia (1,932 a 57,000 kilómetros).

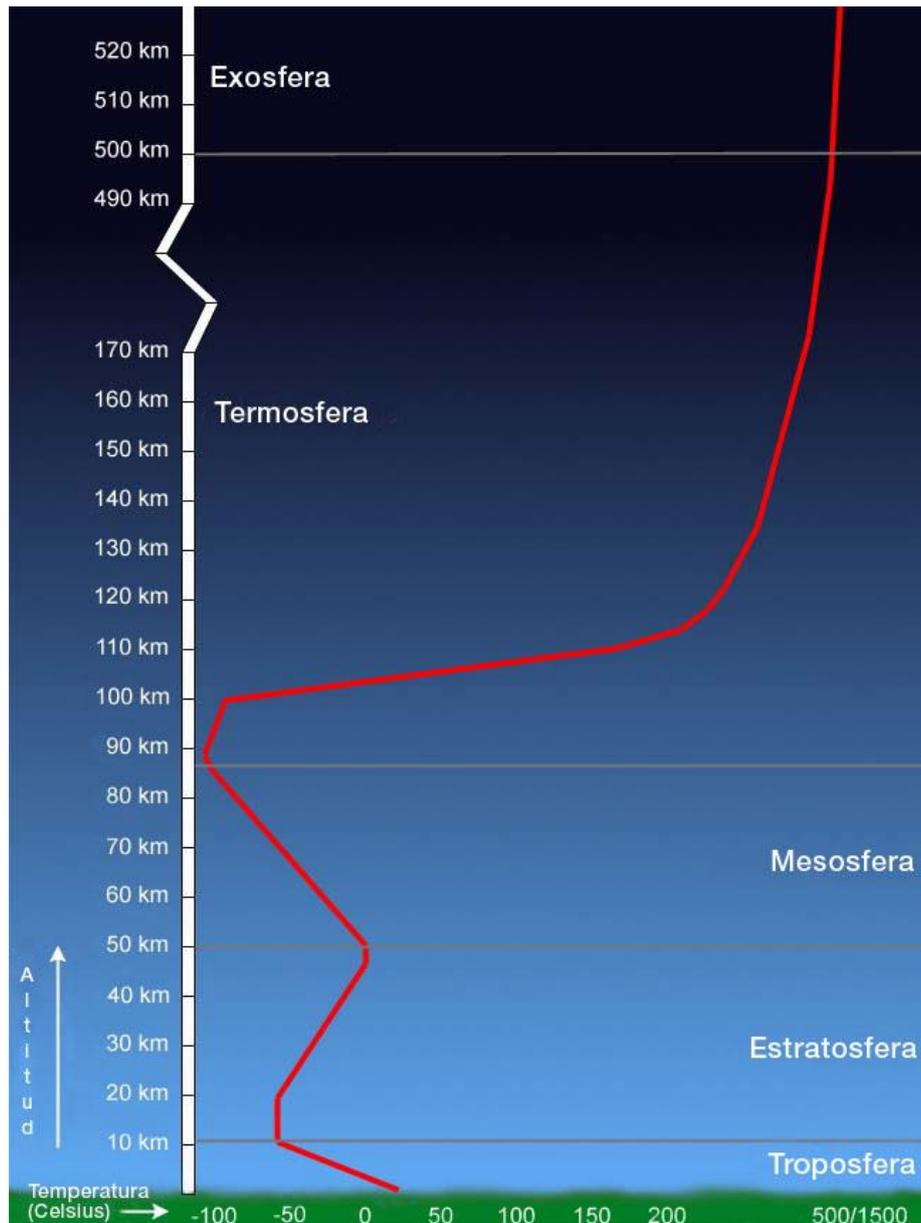


Figura 1.5. Estratificación de la atmósfera

Por otra parte la Atmósfera interior puede estratificarse en cuatro capas:

- **La Troposfera.**
- **La Estratosfera.**
- **La Mesosfera.**
- **La Ionosfera o Termosfera** se encuentra a 500 kilómetros de distancia con respecto a la Tierra.

C) Características

1) Troposfera

La **Troposfera** tiene 12 kilómetros de altura; limita con la **Estratosfera** en una zona llamada **Tropopausa** la cual se ubica aproximadamente a una altura de 30,000 pies (9,000 metros.) en la zona de los polos y de 60,000 pies (18,000 metros.) en la zona Ecuador.

El aspecto más relevante, desde el punto de vista de aviación tiene relación con el compartimiento de la **temperatura** en esta zona, dado que se produce un descenso constante y lineal de ésta de 2 ° C (35.2 ° F), por cada mil pies de ascenso, fenómeno conocido como **Gradiente Térmica Vertical**.

2) Estratosfera

La estratosfera va del kilómetro 12 al 45; limita con la mesosfera en una zona

llamada estratopausa y se ubica a una altura aproximada de 68 kilómetros de la superficie terrestre.

La principal importancia de esta región es que en ella se encuentra la capa superior de ozono a 20 kilómetros de altura de la superficie terrestre; funcionando como filtro para evitar que lleguen hasta nosotros los rayos ultravioleta provenientes del Sol, y que estos nos dañen. La capa de ozono tiene un grosor de 20 kilómetros.

3) Mesosfera

La Mesosfera va del kilómetro 45 al 80; limita con la Ionosfera en una zona llamada **mesopausa** y se ubica a una distancia de 80 kilómetros de la superficie terrestre. Corresponde a la capa más alejada de la atmósfera interior, la misma que se encuentra entre la **Mesopausa** y la **Zona de Escape**.

En ella se produce la ionización de las moléculas gaseosas actuando como reflector de radiaciones electromecánicas de onda larga, por efecto de las radiaciones ultravioleta UV. Esta ionización produce un aumento de la temperatura llegando desde 1,000 ° C hasta 2,000 ° C, pero sin efecto térmico debido a la densidad casi nula.

Por último, la Zona de Escape se caracteriza porque la expansión gaseosa finalmente vence la fuerza de gravedad iniciando su migración hacia el espacio o **Exosfera**.

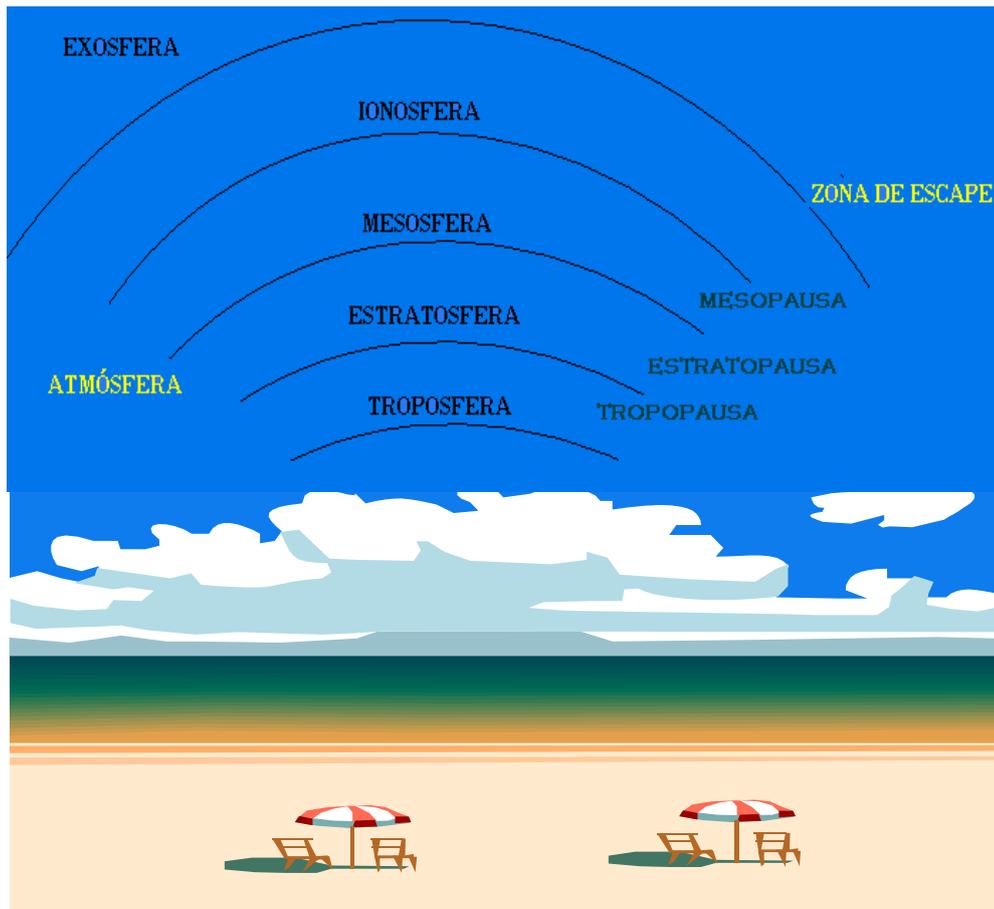


Figura 1.6. Limitación entre capas atmosféricas

D) Composición Gaseosa de la Atmósfera

Los gases que componen la atmósfera se elevan desde la superficie del planeta hasta alcanzar unos 1,000 Km. de altura. Para fisiología de aviación se utiliza la siguiente tabla, teniendo en cuenta que esta distribución porcentual se mantiene constantemente aproximada de 50 a 60 millas (80.5 a 96.6 kilómetros).

Tabla 1.4. Composición gaseosa de la atmósfera

**COMPOSICIÓN GASEOSA DE LA ATMÓSFERA
CONSTANTE HASTA 60 MILLAS - CIFRAS APROXIMADAS**

	Nitrógeno	78,08%
	Oxígeno	20,94%
Otros	Argón	0,93%
	Dióxido de Carbono	0,032%
	Neón	0,0018%
	Helio	0,0005%
	Metano	0,0001%
	Criptón	0,0001%
	Hidrógeno	0,00005%
	Dióxido de Nitrógeno	0,000027%
	Monóxido de Carbono	0,000019%
	Xenón	0,0000087%
Ozono	0,0000041%	

E) Comportamiento de la temperatura en relación a la altura

Desde el punto de vista práctico no debe olvidarse que las aeronaves van a estar sometidas a estas variaciones de temperatura, por lo mismo, se necesita climatizar estas aeronaves, para que las tripulaciones y/o pasajeros no estén sometidos a estas alturas no tolerables. Así mismo debe tenerse presente la posibilidad de eyecciones en la altura, o despresurizaciones de cabina, con lo cual se pierde el efecto protector de las cabinas calefaccionadas.

Tabla 1.5. Comportamiento de la temperatura con relación a la altura

RELACIÓN DE ALTITUD VS TEMPERATURA

ALTITUD Atm./pies/metros			PRESIÓN mmHg	TEMPERATURA °C
1 atm	0ft	0 mts	760	+15
	5,000		632,4	+5,1
	10,000		552,8	-4,8
	15,000		429,1	-14,7
1/2atm	18,000	5486	379,8	-20,6
	20,000		349,5	-24,6
	25,000		282,4	-34,5
1/3atm	27,000	8,230	258,7	-38,4
	30,000		226,1	-44,4
1/2atm	34,000	10,363	187,9	-52,3
	40,000		141,2	-
1/6atm	42,000	12,802	128,3	-
	45,000		111,1	-
	50,000		87,5	-
	60,000		54,2	-
	70,000		33,7	-
	80,000		21,0	-
	90,000		13,2	-
	100,000		8,4	-

F) Medición de Presión Atmosférica

La **presión atmosférica o barométrica**, es la presión que ejerce la atmósfera sobre los cuerpos sumergidos en ella, en un nivel determinado, siendo la presión atmosférica igual al peso de la columna de aire existente encima de dicho nivel.

Este peso o presión se mide utilizando un Barómetro con unidades de medición que pueden ser diferentes pero equivalentes entre si.

En aviación se utiliza aquella medida que relacionan peso-superficie como se detalla en la siguiente tabla:

Tabla 1.6. Equivalencias de presión

TABLA DE EQUIVALENCIAS DE PRESIÓN									
UNIDAD	Lbs- pulg²	Lbs/ pie²	Atmósferas	Kg/ cm²	Pulg. de agua	Pies de agua	Pulg. de Hg	mm de Hg	BARS.
Lbs/pulg²	1	144.0	0.068046	0.070307	27.7276	2.3106	2.0360	51.7150	0.06895
Lbs/pie²	0.006945	1	0.000473	0.000488	0.1926	0.01605	0.0141139	0.35913	0.000479
Atmósferas	14.696	2,116.22	1	1.0332	407.484	33.9570	29.921	760.0	1.01325
Kg-cm²	14.2233	2,048.16	0.96784	1	394.27	32.864	28.959	735.558	0.9807
Pulg. de agua	0.03607	5.184	0.002454	0.00254	1	0.08333	0.0734	1.865	0.00249
Pies de agua	0.43278	62.3205	0.029449	0.03043	12.0	1	0.8811	22.381	0.02964
Pulg. de Hg.	0.49115	70.726	0.033421	0.03453	13.617	1.1349	1	25.40	0.03386
mm de Hg.	0.019337	2.7845	0.0013158	0.0013595	0.5361	0.04468	0.03937	1	0.001333
BARS.	14.5036	2,068.55	0.98692	1.0197	402.1	33.51	29.53	750.0	1

La presión atmosférica varía con la temperatura y con la humedad y, en general, con el estado del tiempo, por lo que constituye una magnitud decisiva en el análisis y en la predicción meteorológica.

Entonces para trazar una **ruta de Aeronavegación** se utiliza la **altitud barométrica** bajo **condiciones estandarizadas (altitud estándar)**, pero al salirse fuera de la ruta y/o, en las aproximaciones a pistas aéreas, es necesario utilizar **altitudes verdaderas**, esta última se basa en las **condiciones climáticas reinantes** en ese preciso momento.

Tanto la altitud verdadera con la altitud estándar nos indica la altura sobre el nivel del mar medido mediante el uso del Barómetro, en cambio la altitud absoluta nos indica la distancia exacta que hay entre la aeronave y el terreno inmediatamente por debajo requiriendo para esto un radio altímetro que no todas las aeronaves lo poseen.

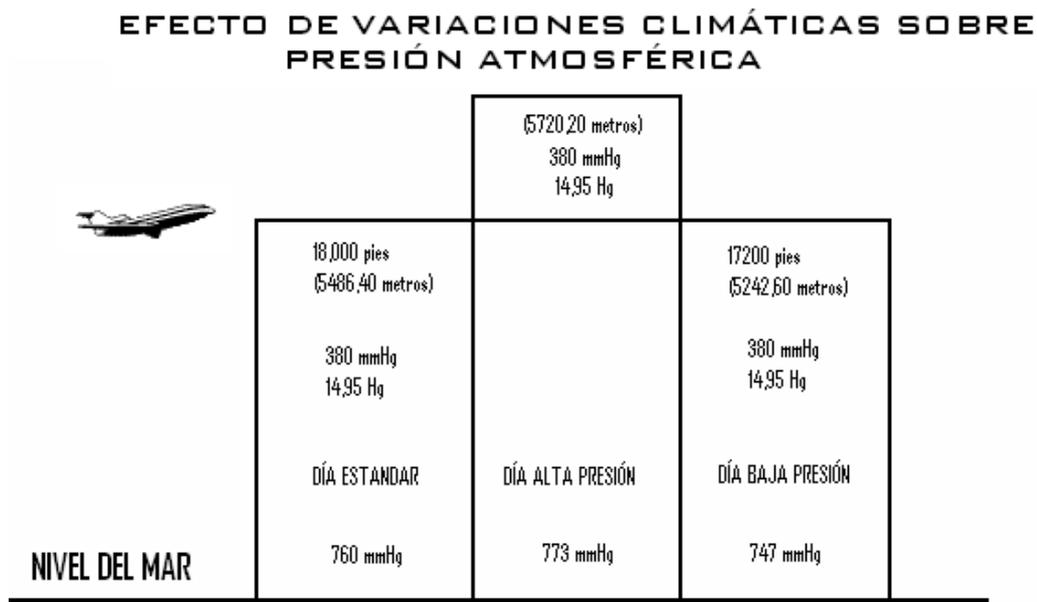


Figura 1.7. Variaciones climáticas sobre presión atmosférica

G) Estratificación Fisiológica de la Atmósfera

Son los aspectos fisiológicos del individuo que practica actividades aéreas necesariamente debe correlacionar su tolerancia y adaptabilidad fisiológica a las diferentes altitudes.

En la figura 1.8., se muestra la adaptabilidad de un individuo sano que se mantiene en los 60 mmHg de presión **Alveolar (PAO₂)**, la cual permite que el sujeto pueda vivir en estas alturas:

- De **0 a 10,000** pies de altitud de por vida con discretas adaptaciones.
- De entre **10,000 y 15,000** pies el individuo solo podría soportar solo algunos días a pesar de recurrir a todos sus mecanismos de adaptación se excluyen de este último caso a aquellas personas que han desarrollado mecanismos especiales de compensación a través del tiempo (poblaciones nativas).
- Con alturas entre **15,000 y 20,000** pies la tolerancia se reduce a unas pocas horas con condiciones de disturbio evidente, sobre los 20,000 pies la tolerancia solamente varia dentro unos pocos minutos a unos pocos segundos.

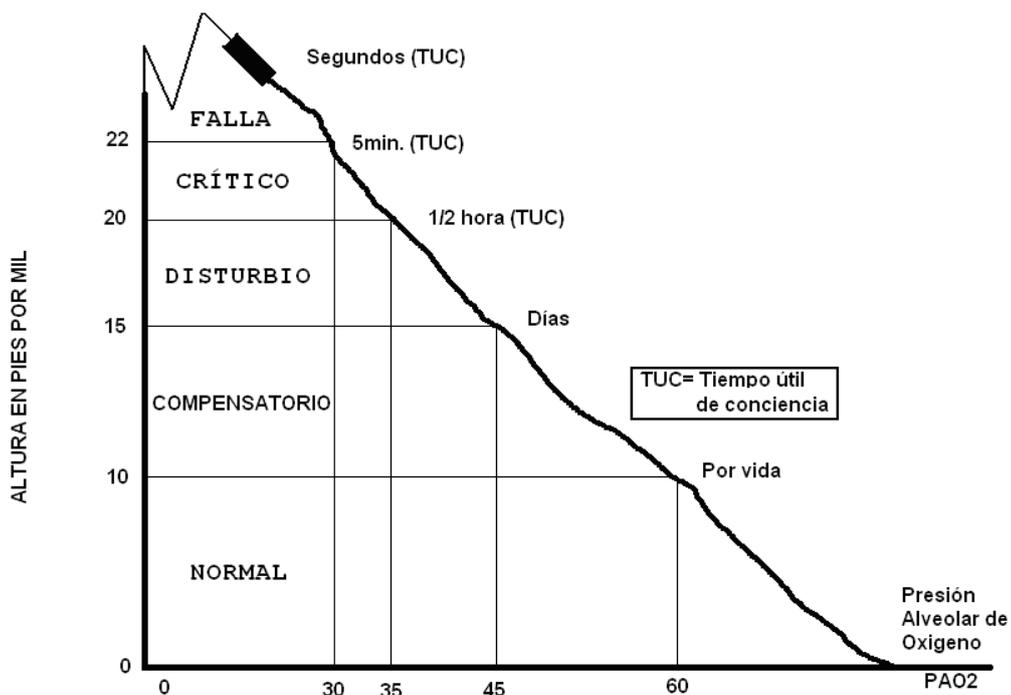


Figura 1.8. Estratificación fisiológica de la atmósfera

H) Presurización de Cabina y Descompresión Rápida

Para que el ambiente en vuelo a partir de los 10,000 pies de altura sea apto para los seres humanos, es necesario mantener una presión adecuada, es así que la cabina de un avión se encuentra presurizada; es decir que se mantiene constante la presión independientemente del valor externo.

Por ende las graves deficiencias fisiológicas que se producen en el ser humano ante la exposición de la altitud obligaron al desarrollo de técnicas y complejos equipos para la producción de aeronaves, con cabinas presurizadas a presiones equivalentes a altitudes tolerables para el normal desempeño de tripulaciones y bienestar de los pasajeros, se distinguen cuatro factores que afectan la tolerancia de una tripulación a la descompresión de cabina:

- Razón de descompresión.
- Presión diferencial (Ambiente vs Presión de Cabina).
- Volumen de la cabina.
- Tamaño de la abertura que provoca la descompresión.

El desarrollo de la cabina presurizada y sellada ha determinado la mayoría de problemas en la altitud, problemas que se relacionan con los efectos fisiológicos derivados en los cambios de la presión barométrica pero al mismo tiempo se ha creado un nuevo factor de riesgo que es la descompresión causada por una pérdida de presurización en la cabina o por fallas estructurales. La descompresión es de dos tipos:

- **Rápida.-** Es aquella en la cual sus efectos físicos son rápidamente identificables.
- **Lenta.-** Es insidiosa y muchas veces difícil de detectar las causas que le han producido.

1) Cabinas Selladas

Este sistema se utilizan en cápsulas o naves especiales, las mismas que poseen su propia provisión de oxígeno líquido y otros gases inertes, los cuales son regulados en las proporciones adecuadas para proporcionar ambiente gaseoso adecuado y con la presión necesaria para el bienestar de la tripulación.

Tienen las siguientes características:

- Existe una provisión limitada de gases, lo cual limita la extensión de las misiones que cumple la aeronave.
- Los gases deben ser continuamente purificados y recirculados.
- Debe removerse del ambiente el dióxido de carbono y otros contaminantes.
- Las pérdidas de gas son mínimas y el sistema es un conjunto sellado y de utilización principal en los anillos superiores de la atmósfera y en el espacio exterior.

2) Cabinas Presurizadas

El sistema convencional utilizado para aumentar la presión en el interior de las aeronaves, es la utilización del aire ambiental como fuente gaseosa, el cual es comprimido, acondicionado e impulsado al interior del avión, controlando su presión por medio de sistemas que varían la cantidad de aire que es ingresado a la cabina y la cantidad de aire que escapa a través de válvulas de expulsión regulables.

I) Sistemas de Control de Presurización

1) Control Isobárico

La presurización de la cabina es controlada de tal manera que la presión interior permanece estable sin importar el ascenso del avión, de esta manera se entiende por **Control Isobárico** a aquella situación en la cual la altitud de cabina se mantiene constante mientras que la altitud de vuelo varía.

En la figura 1.9., se puede visualizar el control isobárico de la presurización de cabina de un avión tipo comercial.

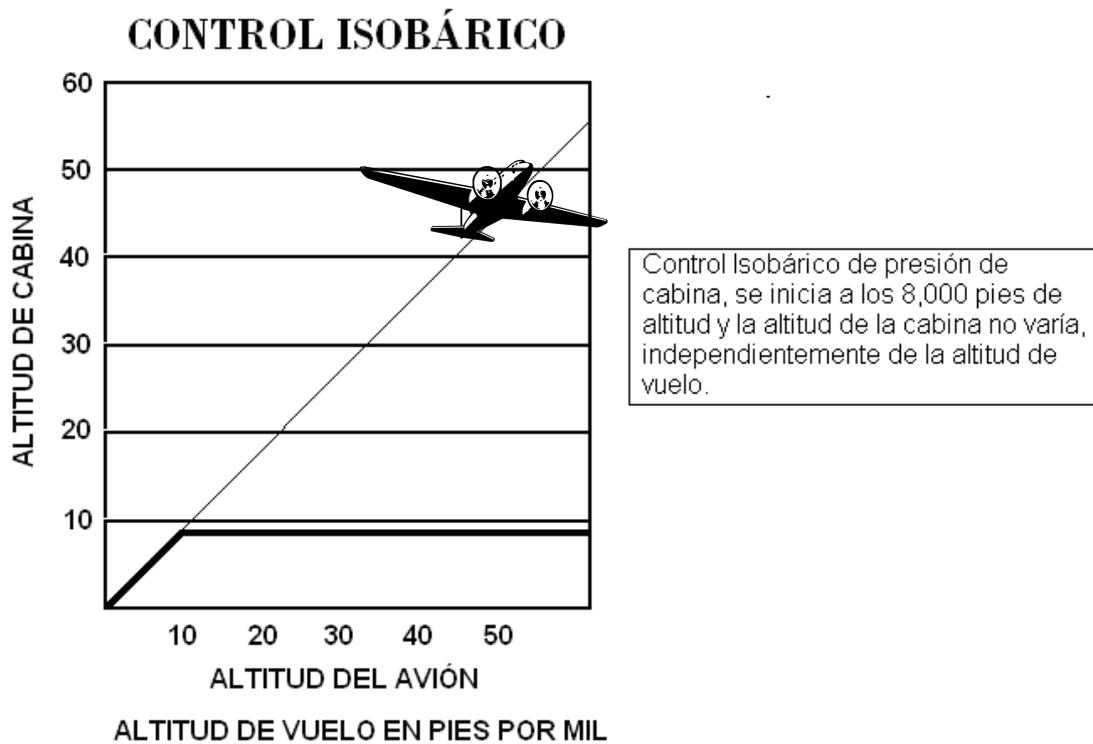


Figura 1.9. Control isobárico

2) Control Diferencial

Este sistema provee controles para mantener constante la diferencia de presión entre el interior y el exterior de la aeronave. A medida que aumenta la altitud de vuelo y de cabina, esta última varía proporcionalmente siendo siempre menor la razón de cambio de presión en el interior de la cabina, en la figura siguiente se representa el control diferencial de 5 PSI; en el cual la cabina no recibe presión hasta una altura de 8,000 pies, iniciándose luego un control isobárico desde 8,000 pies hasta 23,000 pies y sobre esa altitud, el control es diferencial manteniendo en forma constante una presión diferencial de 5 PSI, hasta el techo operativo del avión.

Los aviones de combate, con cabina pequeña, usan en general menores presiones diferenciales para disminuir los efectos de la descompresión, por el peligro que en ella ocurra durante las maniobras de combate (Combat Override), como se muestra en la figura 1.10.

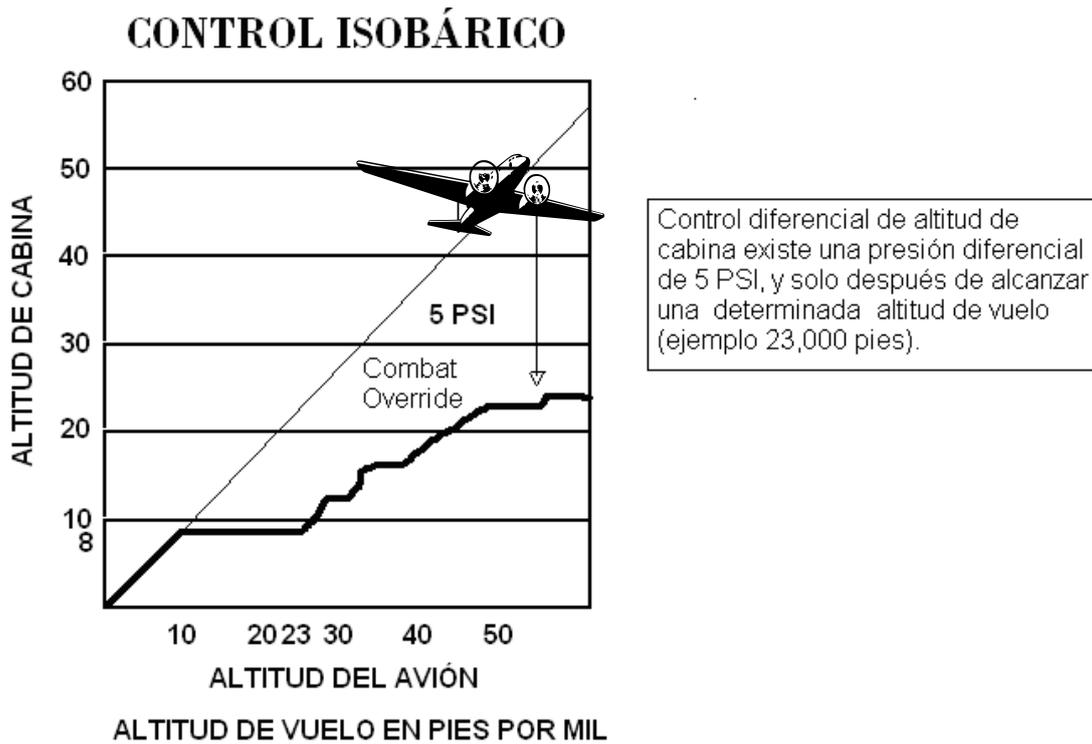


Figura 1.10. Control isobárico diferencial para aviones pequeños

En la figura 1.11., se ha considerado una aeronave de mayor tamaño, se obtiene una presurización equivalente al nivel del mar hasta 21,000 pies de altitud y sobre esta altitud, se mantiene una presión diferencial controlada automáticamente de 8,2 PSI.

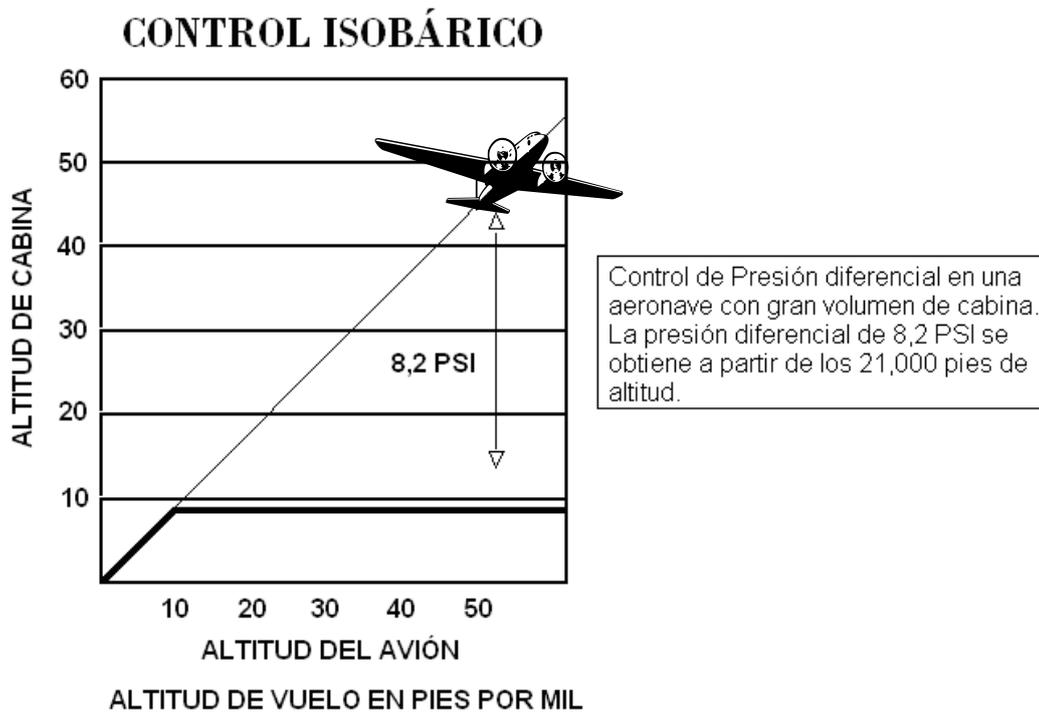


Figura 1.11. Control isobárico diferencial para aviones grandes

J) Descompresión

1) Factores que Afectan la Velocidad de Descompresión

- Volumen de la cabina presurizada (A mayor volumen la descompresión es más lenta).
- Tamaño de la abertura (A mayor abertura la descompresión es más rápida).

2) Factores que Afectan la Severidad de Descompresión

- Altitud de vuelo (A mayor altura el tiempo de aparición de la hipoxia es de tan solo segundos en altitudes sobre los 30,000 pies).

- Presión diferencial (Las grandes diferencias de presión entre el interior y el exterior aumentan la severidad de descompresión).

3) Causas de Pérdida de Presión de Cabina

- Falla del Sistema de Presurización.
- Impacto de proyectiles o misiles.
- Alabe de turbina desprendido que penetra al fuselaje.
- Explosión a bordo.

4) Fenómenos Físicos que Acompañan a la Descompresión

a) Ruido Explosivo

Cuando el aire fluye con gran rapidez a través de una abertura se produce un ruido de magnitud variable y que dependerá de los volúmenes y presiones involucradas; este ruido en la descompresión suele ser de carácter explosivo.

b) Efecto de Succión

La violenta salida de aire hacia el exterior produce una fuerza muy intensa que arrastra objetos sueltos en el interior del avión inclusive personas.

c) Reducción de Temperatura

La temperatura se reducirá rápidamente durante la descompresión y los sistemas de climatización no serán capaces de compensar la baja temperatura exterior y sin una adecuada protección, pueden producirse lesiones por congelamiento en las tripulaciones.

5) Efectos Fisiológicos de Descompresión

a) Hipoxia

Una vez producida la descompresión, la presión de oxígeno en el alvéolo pulmonar es menor que la presión de oxígeno en la sangre, por lo que el oxígeno inicia un circuito a la inversa dejando la sangre y saliendo al exterior; el tiempo útil de conciencia en estos casos puede verse disminuido en un 50 % en descompresiones no protegidas sobre 30,000 pies.

b) Enfermedad por Descompresión

El gas inerte disuelto en la sangre y en los tejidos puede formar burbujas y producir enfermedad por descompresión, los gases del intestino se expandirán con efectos que pueden ser graves, al desaparecer el diafragma, disminuyendo la amplitud de los movimientos respiratorios y provocando reflejos que producen la hipotensión y depresión cardiovascular.

1.3 SISTEMA DE CONTROL AMBIENTAL (ECS) (Figura 1.12.)

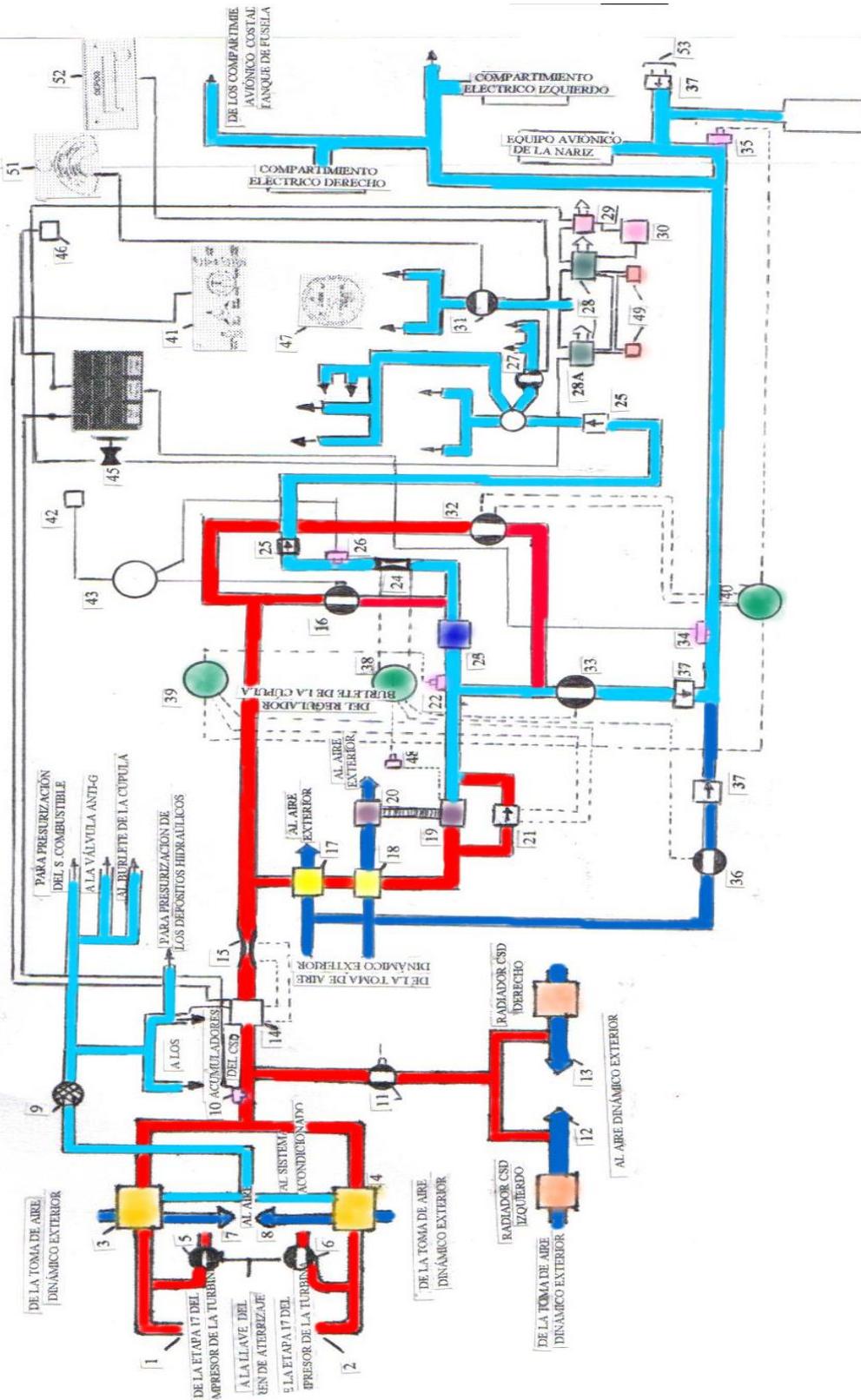


Figura 1.12. Sistema de Control Ambiental

LEYENDA

1. LIMITADOR IZQUIERDO DE FLUJO
2. LIMITADOR DERECHO DE FLUJO
3. RADIADOR PRIMARIO IZQUIERDO
4. RADIADOR PRIMARIO DERECHO
5. VALVULA DE DESCONEXION DEL INYECTOR IZQUIERDO
6. VALVULA DE DESCONEXION DEL INYECTOR DERECHO
7. INYECTOR IZQUIERDO
8. INYECTOR DERECHO
9. FILTRO DEL SISTEMA AUXILIAR
10. INTERRUPTOR DE RECALENTAMIENTO
11. VALVULA DE DESCONEXION DE INYECTORES
12. INYECTOR DEL CSD IZQUIERDO
13. INYECTOR DEL CSD DERECHO
14. REGULADOR DE CAUDAL
15. VENTURI
16. VALVULA DE CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CABINA DE PILOTAJE
17. RADIADOR INTERMEDIO INFERIOR
18. RADIADOR INTERMEDIO SUPERIOR
19. TURBINA
20. SOPLANTE
21. VALVULA ANTIHIELO
22. SENSOR DE TEMPERATURA DE AIRE FRIO
23. SEPARADOR DE AGUA
24. VENTURI
25. VALVULA DE RETENCION
26. SENSOR DE TEMPERATURA DE AIRE CLIMATIZADO
27. VALVULA DE DESEMPAÑAMIENTO
28. REGULADOR DE PRESURIZACION DE LA CABINA DE PILOTAJE
- 28A. VALVULA SECUNDARIA DE DESCARGA
29. VALVULA DE SEGURIDAD DE LA CABINA DE PILOTAJE
30. INTERRUPTOR DE ALTITUD DEL AVION
31. VALVULA DE VENTILACION DE LA CABINA DE PILOTAJE DE LOS COMPARTIMIENTO DE EQUIPOS
32. VALVULA DE CONTROL DE TEMPERATURA
33. VALVULA DE REGULACION DEL FLUJO DE LOS COMPARTIMIENTOS DE EQUIPOS
34. INTERRUPTOR DE RECALENTAMIENTO
35. SENSOR DE TEMPERATURA A LA ENTRADA A LOS COMPARTIMIENTOS DE EQUIPOS
36. VALVULA DE VENTILACION DE LOS COMPARTIMIENTOS DE EQUIPOS
37. VALVULA DE RETENCION
38. UNIDAD DE CONTROL DE FLUJO DE LA CABINA DE PILOTAJE
39. UNIDAD DE CONTROL ANTIHIELO
40. UNIDAD DE CONTROL DE TEMPERATURA DE LOS COMPARTIMIENTO DE EQUIPOS
41. TABLERO DE CONTROL DEL SISTEMA DE CLIMATIZACION EN LA CABINA DE PILOTAJE
42. SENSOR DE TEMPERATURA DE LA CABINA DE PILOTAJE
43. UNIDAD DE CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CABINA DE PILOTAJE
44. TABLERO DE AVISOS DE ALARMA
45. BOCINA DE ALARMA
46. INTERRUPTOR DE ALTITUD DE LA CABINA DE PILOTAJE
47. ALTIMETRO DE LA CABINA DE PILOTAJE
48. VALVULA DE DOS VIAS
49. VALVULAS DE DESCARGA
50. VALVULA DE ALIVIO DE PRESION DEL SERVO
51. MANIJA DE VENTILACION DE LA CABINA DE PILOTAJE
52. MANIJA DE DESEMPAÑAMIENTO
53. ACOPLAMIENTO DE LA UNIDAD DE ENFRIAMIENTO EXTERIOR

1.3.1 Generalidades

Las misiones y la performance del avión Kfir-CE exigen disponer de un sistema de control ambiental interno, que permita proveer seguridad al piloto, asegurar un perfecto funcionamiento instrumental, así como un óptimo enfriamiento de los accesorios y las zonas sensibles al calor; o las sometidas a radiación caliente del motor; las mismas que requieren de un enfriamiento constante a fin de evitar su deterioro e incendio.

Así mismo la humedad relativa influirá en el funcionamiento del sistema de control ambiental; por lo que va a requerir de su enfriamiento previo, del aire caliente aprovechado del motor antes de su ingreso a cabina

A) Provisión de Aire desde el Motor (Figura 1.13.)

La corriente de aire proveniente de la etapa 17 del compresor, que se encuentra a una temperatura de entre 340° C y 507° C (645° F y 945° F), va a ser reducida a su paso por dos limitadores de flujo (1) y (2), ver figura 1.12., para luego ir hacia dos radiadores aire-aire primarios (3) y (4); en este momento el aire es ya de 274° C (525° F).

En tierra estando el motor funcionando, se carece de aire dinámico exterior para el enfriamiento de los radiadores; por lo que el enfriamiento se lo realiza a través de dos inyectores (7) y (8), los mismos que se encuentran provistos de una parte del aire del motor que pasa por dos válvulas de desconexión de los

inyectores (5) y (6) hacia los inyectores (7) y (8), que lo envían a alta velocidad hacia los radiadores; ésta alta velocidad produce la succión de aire exterior a través de los radiadores y provoca el enfriamiento del aire en su interior.

Después de los radiadores, ambas corrientes se empalman nuevamente y pasan a través de un filtro de aire, hacia el sistema de climatización de la cabina de pilotaje y los compartimientos de equipos, así como el sistema de presurización de cabina.

ETAPA 17 DEL COMPRESOR

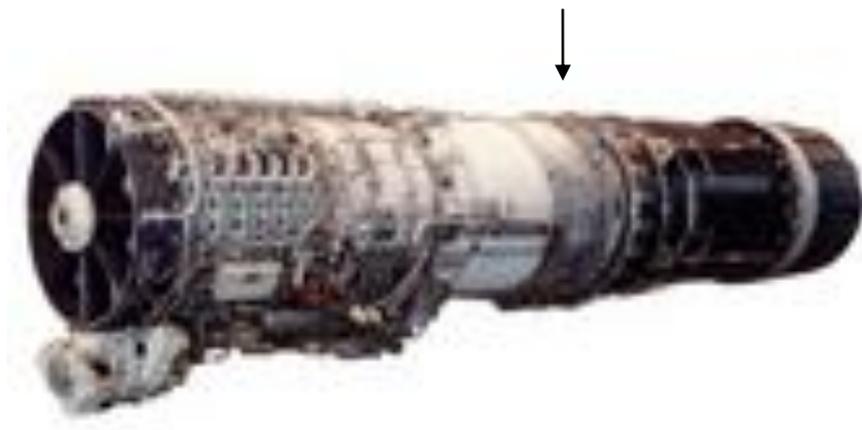


Figura 1.13. Provisión de aire desde el motor

B) Funciones

La corriente de aire luego de su respectivo enfriamiento se bifurca o se divide en dos líneas cumpliendo las siguientes funciones:

- Presurización de los sistemas del avión.
- Climatización de la cabina de pilotaje.

C) Presurización de los Sistemas del Avión

La línea de presurización de los sistemas del motor provee presurización a los siguientes sistemas:

- Sistema de tanques de combustible.
- Depósitos hidráulicos.
- Acumuladores del sistema de transmisión de velocidad constante (CSD).
- Enfriamiento de los intercambiadores de calor del sistema de transmisión de velocidad constante (CSD).
- Inflado del burlete de la cúpula.
- Sistema de la válvula anti-g.

D) Climatización de la Cabina de Pilotaje

La línea de climatización y presurización de la cabina de pilotaje se bifurca o se divide a su vez en dos líneas secundarias:

- 1) Línea que provee aire climatizado a los sistemas que se enumeran a continuación:

- Climatización de la cabina de pilotaje.
- Climatización de los compartimientos de los equipos electrónicos.
- Sistema de la válvula antihielo.

2) Sistema de presurización de la cabina de pilotaje.

1.3.2 Sistema de Climatización de la Cabina de Pilotaje (Figura 1.12. y/o 1.14.)

A) Generalidades

El aire del sistema de climatización proveniente del motor, es sometido a un proceso de enfriamiento hasta su entrada a la cabina de pilotaje y a los compartimientos de equipos.

El sistema funciona en forma automática, mediante un sistema servo neumático y un sistema eléctrico. El piloto tiene la posibilidad de influir sobre ésta operación automática variando la temperatura manualmente de la cabina de acuerdo a su necesidad o requerimiento; por otra parte la temperatura de los compartimientos de equipos no puede ser variada, debido a que el sistema la permanece constante.

B) Climatización de la Cabina de Pilotaje

El aire destinado para este fin proviene de la etapa 17 del compresor del motor, y pasa a través de un sistema de enfriamiento que reduce su temperatura en varias etapas. La última de estas etapas se encuentra a la salida de la turbina y soplante (19), a 4.4° C (39.92 ° F).

Este aire entra al separador de agua (23), y se mezcla con el aire caliente del sistema a través de la válvula de control de temperatura en la cabina de pilotaje (16). La combinación de ambas corrientes de aire da lugar, en la “proporción establecida” por el piloto, el aire climatizado de la cabina.

El control de la temperatura climatizada, se efectúa en forma automática desde la cabina de pilotaje, existiendo así mismo la posibilidad de ser regulada manualmente desde el tablero de control (41). La regulación de la temperatura resultante se realiza abriendo o cerrando la válvula de control de temperatura en la cabina de pilotaje (16). La temperatura de la cabina puede regular entre 4.4° C (39.92 ° F) y 37.8° C (100.04 ° F).

Cuando la corriente o caudal de aire se encuentra o se halla reducida, la unidad de control (43), reduce consecuentemente la climatización de los equipos de acuerdo a la altitud, y entrega o deriva el aire disponible para la climatización de la cabina de pilotaje.

C) Suministro de Aire a la Cabina de Pilotaje

El aire climatizado entra a la cabina a través de una válvula de retención (25) ubicada en la cuaderna 2, para cuando el aire ya este en cabina se divide en tres corrientes destinadas a cumplir las siguientes funciones:

- Desempeñamiento del parabrisas.
- Salida de aire a las piernas del piloto. En esta línea permite al piloto regular manualmente la intensidad de flujo del aire permitiendo desempañar la cúpula de la cabina de pilotaje a través de la válvula de desempañamiento (27).
- Ventilación de la cabina de pilotaje.

D) Climatización de los Compartimientos de Equipos

El enfriamiento de los equipos se realizará en forma paralela con la climatización de la cabina de pilotaje, pero priorizando mucho más al enfriamiento de la cabina. La temperatura que se suministra para el enfriamiento de los equipos es fija, es decir permanece constante, y en este caso no puede ser regulada desde la cabina de pilotaje. Esta temperatura se mantendrá automáticamente en 29.4° C (84.92 ° F), hasta una altitud de 25,000 pies, y por encima de 30,000 pies se reduce a 4.4° C (39.92 ° F); a través de una unidad de control (40), que gobierna la válvula de control de temperatura de los compartimientos de equipos (32).

E) Funcionamiento del Sistema de Climatización de la Cabina de Pilotaje.

El aire que sale de los radiadores primarios, a una temperatura mínima de 274° C (525.2 ° F), y una temperatura máxima de 285° C (545 ° F), llegan al sistema de climatización, el mismo que se encuentra comprendido por los siguientes elementos detallados a continuación:

Tabla 1.7. Elementos del sistema de climatización de la cabina de pilotaje (Figura 1.12.).

COMPONENTE	IDENTIFICACIÓN ELÉCTRICA	DESIGNACIÓN EN EL DIAGRAMA
- Interruptor de recalentamiento	16H	10
- Regulador de Caudal	14H	14
- Válvula de Control de Temperatura de la Cabina de Pilotaje	31H	16
- Radiador Intermedio Inferior		17
- Radiador Intermedio Superior		18
- Turbina y Soplante		19 y 20
- Válvula Antihielo		21
- Sensor de Temperatura de Aire Frío		22
- Unidad de Control Antihielo		39
- Venturi (Caudal de la Cabina de Pilotaje)		24
		25

- Válvula de Retención		26
- Sensor de Temperatura de Aire Climatizado	8H	42
- Sensor de Temperatura de Cabina de Pilotaje	9H	43
- Unidad de Control de Temperatura de la Cabina de Pilotaje		40
- Unidad de Control de Compartimiento de los Equipos	5H	38
- Unidad de Control de Flujo de la Cabina de Pilotaje		23
- Separador de Agua		44
- Aviso ECS OT del Tablero de Avisos		41
- Tablero de Control del Sistema de Climatización	1Z	31
- Válvula de Ventilación de la Cabina de Pilotaje	7Z	45
- Bocina de Alarma		

1) Interruptor de Recalentamiento (10)

Este interruptor esta instalado sobre el tubo de salida de aire de los radiadores primarios en el compartimiento del motor, cuando la temperatura sobrepasa los 293° C (575° F ± 15° F), se enciende el aviso ECS OT en el tablero de avisos (44), y se manda una indicación adecuada al regulador de caudal (14); el mismo que cierra el paso de aire al sistema.

2) Regulador de Caudal (14)

Este regulador permite el suministro de caudal de aire controlado al sistema de presurización y climatización, de acuerdo con la presión de aire de los radiadores primarios (3) y (4). Cuando la presión es normal, el caudal es de 80 libras por minuto aproximadamente.

3) Venturi (Caudal Total) (15)

Es una sección estrechada de tubo ubicada después del regulador de caudal (14); el cual a través de su presión transfiere caudal de aire al regulador a fin de establecer su caudal relativo, en muchas ocasiones el venturi también funciona como un limitador de flujo.

4) Válvula de Control de Temperatura de la Cabina de Pilotaje (16)

Esta ubicada en la línea de aire caliente del sistema, después del regulador de caudal (14), y cuya función es determinar mediante su grado de apertura o cierre, la cantidad de aire caliente suministrado, para luego determinar la temperatura del aire climatizado.

Esta válvula es controlada automáticamente por la unidad de regulación de temperatura de cabina de pilotaje (43), y en forma manual desde el tablero de control (41) en la cabina.

5) Radiador Intermedio Inferior (17)

Este radiador sirve como etapa preliminar para el enfriamiento de aire, luego del regulador de caudal (14) y el venturi (15); en la línea del aire frío del sistema.

6) Radiador Intermedio Superior (18)

Consiste en una segunda fase o etapa de enfriamiento del aire, después del radiador intermedio inferior (17). El enfriamiento de esta unidad se realiza mediante la utilización de aire dinámico exterior de la toma de aire, el mismo que a su vez alimenta al radiador intermedio inferior (17); pero en cambio el radiador superior tiene la capacidad de aumentar su enfriamiento debido a la acción del soplante (20) y de la turbina (19).

7) Turbina (19) y Soplante (20)

La turbina y el soplante es un conjunto el cual se encuentra unido entre sí, mediante un eje común; el mismo que gira a una velocidad máxima de 70,000 Rpm.

La turbina es la última etapa de enfriamiento del sistema; accionada por el aire que fluye desde el radiador superior, como consecuencia de su rotación el aire se expande y la temperatura decrece hasta las condiciones deseadas que requiere el sistema; en cambio el soplante cumple una función particular muy importante en

condiciones estáticas del sistema, cuando el aire dinámico exterior aumenta al circular a través del radiador intermedio superior (18).

8) Válvula Antihielo (21)

Esta válvula es accionada neumáticamente por la unidad de control de antihielo (39), y a su vez se encuentra conectada en paralelo con la turbina (19); de esta manera la válvula permite la regulación de la temperatura, o la obtención de aire a una temperatura determinada después de la turbina, por lo que su accionamiento provoca la restricción o provisión de aire caliente que saltea la turbina, y se dirige hacia la línea de aire frío del sistema.

9) Sensor de Temperatura de Aire Frío (22)

Este sensor se encuentra ubicado en la línea de aire frío, a la entrada del separador de agua (23); conectado a la unidad de control antihielo (39), mediante una línea servo neumática. Este sensor cumple la función de emitir una señal indicando a la unidad de control antihielo los cambios de temperatura de acuerdo con la altitud de vuelo.

10) Unidad de Control Antihielo (39)

Esta unidad a más de gobernar el funcionamiento de la válvula antihielo (21) de acuerdo con la señal indicadora de la temperatura de aire frío (22); cumple la función de evitar el descenso de la temperatura en la línea de aire frío por debajo de un valor dado que pueda provocar el congelamiento de los vapores de agua en

el aire; dando lugar así a la formación de hielo sobre los componentes del sistema.

11) Venturi (Caudal de la Cabina de Pilotaje) (24)

Es un tubo de forma estrechada, instalado a la salida del separador de agua y antes de la entrada a la cabina; cuya función es medir y transmitir el valor sensado de la presión mediante dos líneas servo neumáticas, a la unidad de control de flujo a la cabina de pilotaje (38).

12) Válvula de Retención (25)

Esta válvula se encuentra instalada en el tubo de entrada de aire climatizado a la cabina de pilotaje; la misma que impide la descarga de la presurización de la cabina al producirse el corte del motor, u otro desperfecto que pueda provocar la pérdida de climatización.

13) Sensor de Temperatura de Aire Climatizado (26)

Este sensor está instalado en el tubo de aire climatizado, antes de la válvula de retención (25); cuya función es medir y transmitir antes de su entrada a la cabina de pilotaje, el valor sensado a la unidad de control de temperatura en la cabina (43).

14) Sensor de Temperatura de la Cabina de Pilotaje (42)

Este sensor está ubicado en la cabina, cuya función es medir la temperatura reinante y transmitir los valores hacia la unidad de control de temperatura de la cabina 5H (43).

15) Unidad de Control de Temperatura de la Cabina de Pilotaje 5H (43)

Esta unidad es alimentada por los valores de temperatura sensados tanto del aire climatizado, como de la cabina; por los sensores (26) y (42), para comparar y de acuerdo al requerimiento del piloto abrir o cerrar la válvula de control de temperatura de la cabina (16), en caso de que su operación se lo realice manualmente.

16) Unidad de Control de Flujo de la Cabina de Pilotaje (38)

Esta unidad recibe información del venturi (24), mediante el cual, dicha unidad cumple la función de destinar y asegurar un caudal mínimo de 15 libras por minuto a la cabina. La regulación de este caudal se efectúa mediante la válvula de regulación de flujo a los compartimientos de los equipos (33) por líneas servo neumáticas.

17) Separador de Agua (23)

El separador está instalado en la línea de aire frío, después de la turbina (19), y antes de la salida a los equipos, su función es retener las gotas de agua condensadas en el aire frío resultantes del frío, y drenarlas hacia el exterior del avión.

18) Aviso ECS OT (44)

Es una luz de advertencia accionada por el interruptor de recalentamiento (10), la misma que se encuentra ubicada en el tablero de avisos (44), que al ser encendida se acompaña por el sonido de la bocina de alarma. Su función es avisar cuando la temperatura supera los 293 ° C (275±15 ° F) a la salida de los radiadores primarios (3) y (4).

19) Tablero de Control (41)

Está ubicado en la consola derecha el mismo que permite la operación manual y/o automática del sistema de climatización, a través de los siguientes conmutadores:

- **Pressurize (12H).**- Para accionamiento del sistema.

- **Override (11H).**- Para reconexión del sistema, renova la conexión del sistema cuando esta haya sido interrumpida por consecuencia de un recalentamiento.

- **Auto/Man (7H).**- Selector de control de climatización:

OFF.- El sistema se mantiene a la temperatura seleccionada.

AUTO.- Permite seleccionar la temperatura entre 4.4° C y 37.8° C (39.92 ° F y 100.04 ° F), manteniendo el sistema en forma automática.

MAN WARM o MAN COLD. - Permite seleccionar mediante presión en una de las posiciones la temperatura requerida, y cuando se suelta vuelve a la posición **OFF**.

- **Emerg Cool (6H).**- Sirve para enfriamiento de emergencia en caso de que ingrese aire excesivamente caliente debido a algún desperfecto ocurrido, por lo que a través de su accionamiento a la posición **ON**; la válvula de control de temperatura de la cabina (16), se cierra e impide el paso de aire caliente.

20) Válvula de Ventilación de la Cabina de Pilotaje (31)

Esta válvula está instalada del lado derecho, en la parte inferior de la cabina de pilotaje, su apertura permite la entrada de aire dinámico exterior y ventilación de la cabina con el fin de disipar malos olores, humo o vapor. La válvula se opera mediante la manija de ventilación de la cabina de pilotaje (51), estando prohibido su accionamiento por encima de los 20,000 pies (6,096 metros) de altitud o a más de 450 nudos de velocidad.

21) Bocina de Alarma (45)

Es un sistema sonoro que acompaña la operación del Aviso ECS OT, produciendo un zumbido en los auriculares del piloto en caso de que ocurra algún desperfecto en el sistema de climatización.

F) Operación del Sistema de Climatización (Figura 1.14.)

1) Regulación de la Temperatura de la Cabina

Se lo realiza a través de la válvula de control de temperatura (16), cuya función es controlar la cantidad de aire caliente en la mezcla de aire, permitiendo la regulación de aire caliente en forma automática o manual según lo requerido por el piloto.

a) Modo Automático:

Cuando la operación de la válvula es automática; se controla mediante la unidad de control de temperatura de la cabina alimentada por la barra AC EMERG; que ayuda a mantener la temperatura de acuerdo a lo requerido por el piloto; con la información de un sensor de temperatura de cabina (42) y un sensor de temperatura del conducto de aire climatizado (26).

El margen de regulación de temperatura en el modo automático es entre 4.4 ° C a 37.8 ° C (39.92 ° F y 100.04 ° F).

b) Modo manual:

En ésta posición tanto el sensor de temperatura de cabina como del conducto y su reóstato se neutralizan con el fin de que el piloto pueda seleccionar y controlar la válvula de regulación; permitiendo seleccionar entre MAN COLD (manual frío) o MAN WARM (manual caliente); pero en impulsos cortos; ver figura 1.15.



Figura 1.15. Conmutador manual de operación

2) Enfriamiento de Emergencia

En caso de cualquier desperfecto o falla de la unidad de control de temperatura de la cabina, el piloto se ve expuesto en cabina a una excesiva temperatura incontrolable, por ende el piloto deberá conectar el conmutador

EMERG COOL de la figura 1.16., a la posición ON, esto permitirá sobrepasar o ignorar la unidad de control de temperatura y enviará una señal de cierre a la válvula de regulación de aire caliente de temperatura de la cabina.



Figura 1.16. Conmutador EMERG COOL

3) Operación del Conmutador OVERRIDE

La operación del conmutador en la posición ON que se muestra en la figura 1.17., permite renovar la actividad del sistema de climatización luego de haber sido interrumpida por consecuencia de recalentamiento; aun cuando la temperatura continua siendo excesivamente alta.



Figura 1.17. Conmutador OVERRIDE

4) Ventilación de Emergencia (Aire bajo presión dinámica)

Es un sistema independiente ubicado del lado derecho de la nariz del avión que incluye una toma de aire bajo presión dinámica limitada a su operación en alturas superiores a 20,000 pies, y a **IAS** (velocidad indicada), mayor a 450 nudos; este aire admitido en la cabina por la palanca CANOPY SEAL/FREE AIR de la figura 1.18., aumenta la temperatura directamente al aumentar la velocidad; éste tipo de ventilación es usado en dos casos determinantes:

- Evidencia de humo, gases, vapor en cabina.
- Necesidad de acelerar el desempañamiento del parabrisas cuando ECS se encuentra inoperativo.



Figura 1.18. Palanca CANOPY SEAL/FREE AIR

5) Desempeñamiento del Parabrisas

El desempañamiento de parabrisas es usado para eliminar niebla acumulada sobre el parabrisas o para evitar su acumulación durante el descenso de altas altitudes con potencia mínima, el desempañamiento es controlado a través de la palanca DEFOG (Desempeñamiento), Figura 1.19., cuando:

- La palanca **DEFOG** se encuentra en la posición cerrada, el aire es suministrado a la cabina.
- La palanca **DEFOG** es dispuesta en la posición abierta, el aire fluye a los pies del piloto y a las rampas del parabrisas proveyendo así desempañamiento mejorado del parabrisas.



Figura 1.19. Palanca DEFOG

6) Regulación de Temperatura del Equipo

La regulación de temperatura del equipo se realiza en forma automática al igual que la regulación de temperatura en cabina, son alimentados por la misma fuente de aire de sangrado o de purga de la etapa 17 del compresor, siendo así su temperatura dependiente de las RPM del motor y de las condiciones de vuelo; en caso de bajo RPM del motor, velocidad 0 nudo, la válvula de control de flujo del equipo es modulada a totalmente CLOSE, (cerrada) y el aire bajo de presión dinámica a totalmente OPEN, (abierto) por acción del conmutador.

7) Enfriamiento Terrestre

La cabina y/o el equipo pueden ser enfriados en tierra mediante las fuentes externas de climatización. Existen dos opciones para enfriamiento terrestre:

- Enfriamiento del equipo solamente, mediante una conexión en el lado izquierdo del compartimiento de nariz, con la cabina siendo aislada por una válvula de retención.
- Enfriamiento del equipo y la cabina a través de una conexión diferente ubicada en la pared derecha del compartimiento del tren de aterrizaje.

1.3.3 Sistema de Presurización de la Cabina de Pilotaje

A) Generalidades

Cuando el avión cobra altura, disminuye la presión atmosférica que actúa sobre el avión y el piloto, a fin de evitar este efecto de caída de presión sobre el piloto, existe un Sistema de Presurización que hermetiza la cabina de pilotaje y somete a la misma a una presión superior a la presión atmosférica circundante.

La presurización de la cabina se obtiene del Sistema de Control Ambiental, que suministra aire a presión a la cabina, y a las unidades de regulación instaladas en la cabina de pilotaje, manteniendo así constante la presión diferencial entre la cabina de pilotaje y el exterior circundante, a través de una

descarga de aire controlada de la presión interior de la cabina a medida que va ascendiendo la altitud; por lo que una presión diferencial excesivamente alta podría provocar el estallido de la cabina.

El control de la presurización se efectúa en forma automática a través del conmutador PRESSURIZE en la posición ON como se muestra en la figura 1.20.; debido a su accionamiento el burlete de la cúpula inflado y el aire bajo presión dinámica cerrado a través del conmutador EMERG COOL en la posición OFF, la cabina de pilotaje es presurizada por el aire provisto por los difusores del Sistema de Climatización o por el aire bajo presión dinámica durante emergencia.



Figura 1.20. Conmutador PRESSURIZE

La regulación de la presión es lograda por válvulas de descarga normal, secundaria y seguridad, de la figura 1.21.; ubicadas en la cuaderna Nro. 2.

Estas válvulas descargan una parte de aire controlada a la nariz para mantener la presión de la cabina de acuerdo a las variaciones de altitud.

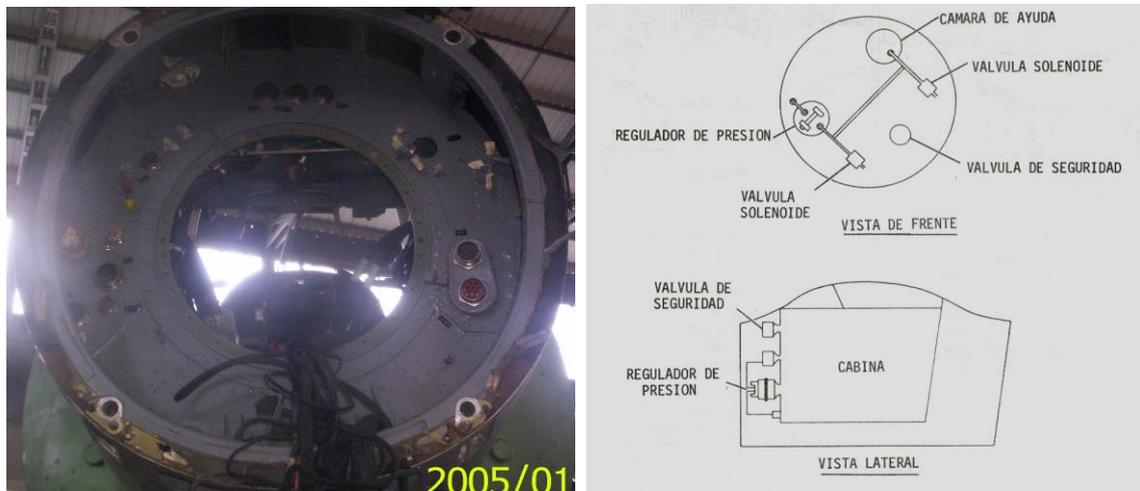


Figura 1.21. Válvulas ubicadas en la cuaderna Nro. 2

B) Operación del Sistema de Presurización

A partir del momento en que es introducido aire en la cabina por el sistema de climatización, el burlate de la cúpula inflado y la válvula de aire bajo presión dinámica cerrada, la presión en la cabina es regulada de acuerdo a los niveles de altitud y a un programa predeterminado:

- **De 0 a 7,500 pies.-** La altitud de la cabina es igual a la altitud de presión (válvulas de descarga (49) y válvula de seguridad se abren o se cierran dependiendo del diferencial de presión).

- **De 7,500 pies a 18,500 pies.-** La altitud de la cabina mantiene una altitud de cabina constante de 7,500 pies (válvulas de descarga y de seguridad se abren y se cierran). La presión diferencial aumenta a medida que aumenta la altitud.
- **De 18,500 pies y más.-** La presión diferencial de la cabina llega a un valor máximo de 300 milibares, mantenida de modo que dicha altitud de cabina indica continuamente aproximadamente la mitad de la presión de altitud menos 1,000 pies.

C) Funcionamiento del Sistema de Presurización de la Cabina de Pilotaje
(Figura 1.12 y/o 1.22.)

La presión de aire que entra a la cabina está gobernada por los componentes detallados a continuación:

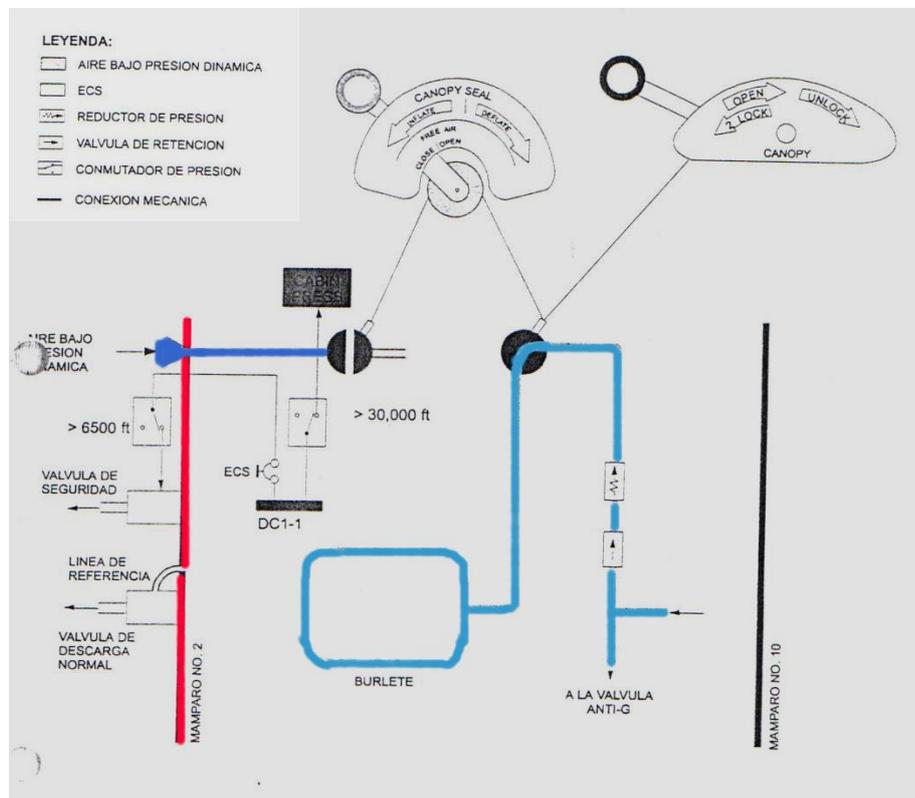


Figura 1.22. Esquema del Sistema de Presurización

Tabla 1.8. Elementos del sistema de presurización de cabina (Figura 1.12.).

COMPONENTE	IDENTIFICACIÓN ELÉCTRICA	DESIGNACIÓN EN EL DIAGRAMA
- Burlete de la Cúpula		
- Regulador de Presurización	25H	28
- Válvula Secundaria de Descarga	24H	28A
- Válvula de Seguridad		29
- Interruptor de Altitud del Avión		30
- Válvulas de Descarga	27H y 28H	49
- Aviso CABIN PRESS en el Tablero de Avisos	23H	44
- Interruptor de la Cabina		46
- Altímetro de la Cabina		47
- Detector CABIN PRESS		
- Manija CANOPY SEAL/FREE AIR		
- Manija DEFOG		

1) Burlete de la Cúpula

El burlete tiene por función hermetizar el cierre de la cúpula con la cabina. El inflado del burlete se obtiene del sistema de climatización, después de los radiadores primarios (3) y (4), y la descarga de su presión se logra mediante la manija de ventilación de la cabina de pilotaje (51), ubicada sobre el costado derecho de la cabina.

2) Regulador de Presurización (28)

Este regulador está instalado sobre la cuaderna Nro. 2, y va montado de tal forma que parte del mismo se encuentra en la cabina de pilotaje y parte fuera de la misma, el cual permite medir la presión en la cabina de pilotaje y, en caso necesario, descargar presión a la atmósfera exterior. Al encontrarse el avión a una altitud de hasta 7,500 pies, el regulador no tiene ningún efecto sobre la operación del sistema; pero a partir de los 7,500 pies hasta los 18,500 pies de altitud, el regulador mantiene una presión constante, correspondiente a 7,500 pies de altitud.

De allí en más, el regulador mantiene en la cabina de pilotaje una presión diferencial de 300 milibares.

3) Válvula Secundaria de Descarga (28A)

Esta válvula se encuentra instalada en la cuaderna Nro. 2, y es gobernada por el regulador de presurización (28). Su función es descargar presión de aire de la cabina de pilotaje, paralelamente a la descarga de aire del regulador de caudal (14), permitiendo así aumentar la cantidad de aire evacuada de la cabina hacia el exterior.

4) Válvula de Seguridad de la Cabina de Pilotaje (29)

Esta válvula se encuentra instalada en la cuaderna Nro. 2, la misma que es accionada eléctricamente desde el interruptor de altitud del avión (30), cuya función es medir la presión de aire de la cabina de pilotaje para luego descargar hacia el exterior del avión por encima de 325 milibares, o bien permite la entrada de presión exterior hacia la cabina cuando la presión exterior es superior a la interior en más de 11 milibares.

5) Interruptor de Altitud del Avión (30)

Este interruptor se encuentra instalado a un lado de la cuaderna Nro. 2 y tiene por función medir la altitud del avión y accionar la válvula de seguridad (29) y las válvulas de descarga (49). Hasta 7,500 pies de altitud, el interruptor suministra tensión a la válvula de seguridad (29) y a las válvulas de descarga (49), las que eliminan hacia el exterior la presión excesiva de la cabina de pilotaje.

Por encima de 7,500 pies el suministro de tensión a las válvulas se interrumpe, por ende se cierran e impiden así la descarga de presión. En esta etapa el control se cumple mediante el regulador de presurización (28).

6) Válvulas de Descarga (49)

Las dos válvulas están instaladas sobre la cuaderna Nro. 2, y se accionan mediante el interruptor de altitud (30), cuando les llega tensión se abren y permiten la salida de aire de la cabina hacia el exterior del avión; y cuando se interrumpe la tensión, se cierran e impiden así toda descarga posterior de aire hacia el exterior.

7) Aviso CABIN PRESS

Este aviso está ubicado en el tablero de avisos (44) y da la alarma en caso de pérdida de presurización en la cabina de pilotaje, cuando el sensor de sobre temperatura detecta una temperatura excesiva (Mayor a 285° C). Esta luz se enciende por dos medios:

- Mediante el interruptor de altitud de la cabina (46), cuando la presión en la cabina desciende por debajo de 270 milibares, correspondiente a una altitud de cabina de 30,000 pies (9,144 metros).

- Mediante un microinterruptor (40H) que se acciona mediante la manija de trabado de la cúpula. Al pasar la manija a la posición de destrabado, se enciende el aviso.

8) Interruptor de Altitud de la Cabina de Pilotaje (46)

Este interruptor está ubicado en la parte inferior del tablero de instrumentos, cuya función es indicar al piloto la altitud barométrica de la cabina, es decir, la presión de la cabina con respecto a la presión reinante a nivel del mar.

9) Detector CABIN PRESS

Activa una luz la advertencia CABIN PRESS cuando la presión de la cabina decrece a menos de 270 milibares, es decir cuando la altitud de la cabina excede los 30,000 pies.

10) Manija CANOPY SEAL/FREE AIR

Controla la operación e inflación del burlete de la cúpula, así como la operación de la válvula de aire bajo presión dinámica; esta manija tiene tres posiciones como se muestra en la figura 1.23.



Figura 1.23. Palanca CANOPY SEAL/FREE AIR

- **Totalmente adelante**

En esta posición el burlete es inflado y la válvula de aire bajo presión dinámica está en posición cerrada.

- **Intermedia**

En esta posición el burlete de la cúpula está inflado y la válvula de aire bajo presión dinámica está parcialmente abierta.

- **Totalmente atrás**

En esta posición el burlete de la cúpula es desinflado y la válvula de aire bajo presión dinámica está totalmente abierta.

11) Manija DEFOG

La manija está ubicada sobre la pared derecha de la cabina de pilotaje, y es utilizado para el desempañamiento del parabrisas.

1.3.4 Tablas de Control e Indicación del Sistema de Climatización y Presurización

Tabla 1.9. Control del Sistema de Climatización

SISTEMA	IDENTIFICACIÓN	DESCRIPCIÓN	NOTAS
Climatización de la cabina	Conmutador PRESSURIZE	Conmutador de palanca ON-OFF	Controla la válvula de cierre de ECS.
	Conmutador de Selector de Modo	4 posiciones: AUTO, MAN COLD, MAN WARM Y Neutral	
	Conmutador EMERG COOL	Conmutador de palanca ON-OFF	Sobrepasa el Amplificador de Control de Temperatura de la Cabina
	Reóstato de control de Temperatura	COLD / WARM	Efectivo cuando el selector de modo está en AUTO.
	Interruptor automático ECS		Controla los conmutadores PRESSURIZE y OVERRIDE y la Válvula de derrame de seguridad
	Manija DEFOG	2 posiciones: OPEN (adelante) CLOSE (atrás)	
Climatización de equipo	EQUIP TEMP	(AMBAR)	Se enciende cuando la temperatura en el conducto de climatización del equipo sobrepasa cierto valor.

Tabla 1.10. Control del Sistema de Presurización

SISTEMA	IDENTIFICACIÓN	DESCRIPCIÓN	NOTAS
Hermeticidad de la cúpula	Manija CANOPY		El burlete está desinflado cuando no está en la posición totalmente delantera
	Manija SEAL	Palanca de tres posiciones	<ul style="list-style-type: none"> - INFLATE – adelante - RAM AIR – 2/3 de la carrera atrás - DEFLATE - atrás
Presurización de la cabina	CABIN PRESS	(ROJA)	Se enciende cuando la altitud de cabina es mayor a 30,000pies (sirve también como advertencia de la cúpula)
	Altímetro CABIN	Indica la altitud de la presión de la cabina	Margen de indicación = 0 / 50,000 pies
	ECS OT	(AMBAR)	Se enciende cuando la válvula de cierre principal de ECS se cierra automáticamente debido a temperatura excesiva.

Esta operación de control de los dos sistemas se realiza a través de la siguiente figura:

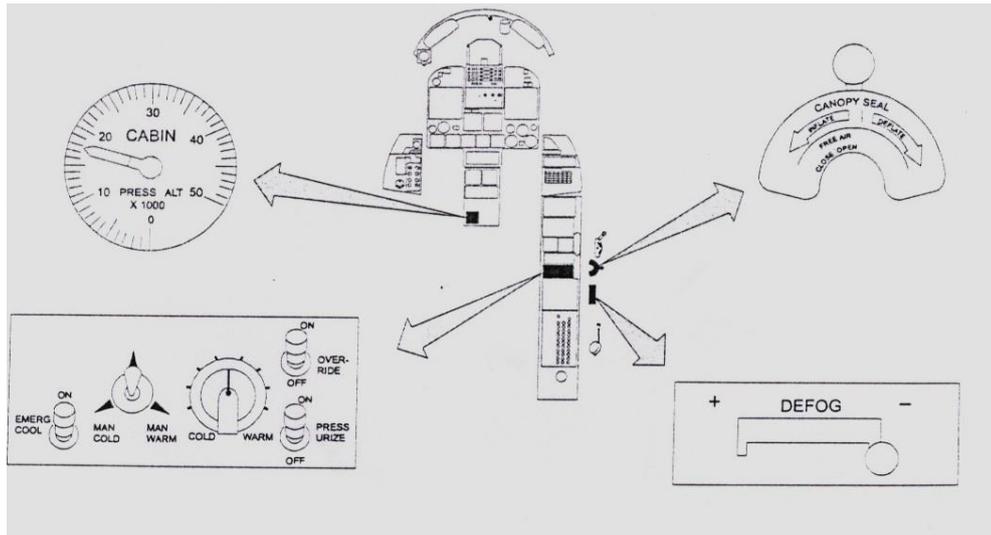


Figura 1.24. Control de los sistemas

CAPÍTULO II

ESTUDIO DE ALTERNATIVAS

2.1 IDENTIFICACIÓN DE ALTERNATIVAS

2.1.1 Primera Alternativa

Banco de Prueba de Presurización de Cabina con indicación digital y regulación de presión neumática, para el avión Kfir-CE.

Figura 2.1. Primera Alternativa

Ventajas

- Control preciso y seguro del manejo de presión neumática.
- Sirve para realizar trabajos de comprobación de presurización de cabina y sello del avión.
- Operación segura a distancia, libre de riesgos o daños profesionales.
- Facilidad de operación del equipo.
- Indicación digital de presiones con precisión.
- Facilidad en la verificación y comprobación de presiones.
- Facilidad de traslado del banco a diferentes lugares.

Desventajas

- El peso del banco es mucho mayor debido al recubrimiento estructural con respecto a la segunda alternativa.
- La realización de los trabajos deberán ser realizados por personal altamente calificado.
- Costo alto debido a la incursión de instrumentos digitales de indicación.

2.1.2 Segunda Alternativa

Conexión directa de manómetros neumáticos de glicerina a la salida de los puntos de comprobación de presión de cabina y sello, para el avión Kfir- CE.

Figura 2.2. Segunda Alternativa

Ventajas

- Sirve para realizar trabajos de comprobación de presurización de cabina y sello del avión.
- Operación directa en la indicación de presiones.
- Costo relativamente bajo en comparación con la primera alternativa.

Desventajas

- Requiere de un regulador de presión antes de conectar la fuente de alimentación hacia los puntos de entrada de presión neumática del avión.
- Operación insegura para los trabajos de comprobación de presiones debido a la conexión directa, exponiendo al trabajador a encontrarse bajo el avión.
- Indicación de presiones con posible margen de error.
- Dificultad en la visualización y comprobación de presiones.
- Dificultad en el traslado de un lugar a otro.

2.2 ESTUDIO DE FACTIBILIDAD

En función de las ventajas y desventajas que presenta cada una de las alternativas, se evaluará cada parámetro con el fin de determinar una opción a través de la obtención del valor más alto en la calificación de parámetros, para posteriormente de acuerdo a los aspectos técnico, económico y complementario

seleccionar la mejor alternativa de acuerdo a las necesidades y a los aspectos antes mencionados.

A continuación se establece cada uno de estos parámetros:

- **Factor de ponderación:** Comprendido entre los valores de 0 a 1.
- **Evaluación:** Se le asignará valores comprendidos entre 7 a 10.

La evaluación estará comprendida de acuerdo a la siguiente tabla:

Tabla 2.1. Evaluación cualitativa y cuantitativa

CUALITATIVA		CUANTITATIVA
SOBRESALIENTE	S	10
MUY BUENA	MB	9
BUENA	B	8
MALA	M	7

2.2.1 Aspecto Técnico:

- a) **Funcionabilidad.-** Trata sobre las características del equipo, tanto como: estructura, indicadores, componentes y demás elementos que conforman el sistema neumático; con el fin de que cumplan con los fines para los que fueron instalados. Por la importancia de este parámetro se da un valor de 0.9

- b) **Rendimiento.-** Se refiere al grado de eficiencia y seguridad en la operación del equipo y sus componentes, para que satisfagan con la finalidad por la cual fueron creados. Por el grado de importancia a este parámetro se le asigna un valor de 0.9.

- c) **Facilidad de Operación y Control.-** Se refiere a la percepción, la facilidad y sencillez para operar y controlar el banco y sus componentes, mientras se realiza la utilización de las mismas. A este parámetro se le asigna un valor de 0.9.

- d) **Materiales.-** Trata del tipo material recomendable y su facilidad de adquisición para que la construcción sea óptima sin dar lugar a retrasos. Este parámetro tiene un valor de 0.7.

- e) **Proceso de Construcción.-** Cada alternativa va a requerir de componentes, piezas, instrumentación, elementos con tolerancia de construcción adecuados de acuerdo a su aplicación, debido a esto se le da a este parámetro un valor de 0.8.

f) Fiabilidad.- Se refiere a la probabilidad de buen funcionamiento es decir que ofrece seguridad o buenos resultados de acuerdo a su funcionamiento. Es por ello que le ha dado un valor a este parámetro de 0.8.

2.2.2 Aspecto Económico:

a) Costo de Construcción.- Resulta de gran importancia una adecuada decisión para la selección de la mejor alternativa con el fin de que permita la comprobación eficiente de presión de cabina y sello del avión Kfir-CE y la opción más económica. Este parámetro tiene un valor de 0.7.

2.2.3 Aspecto Complementario:

a) Tamaño.- Se refiere al espacio físico que ocupará el equipo. Se le da un valor a este parámetro de 0.7.

b) Forma.- Trata de los aspectos estéticos de cada uno de los elementos, componentes y estructura del equipo. Se le asigna a este parámetro un valor de 0.7.

Tabla 2.2. Matriz de Evaluación.

PARÁMETROS DE EVALUACIÓN	FACTOR DE PONDERACIÓN (Ct)	ALTERNATIVAS			
		Primera		Segunda	
		CUANTI. (Px)	CUALIT.	CUANTI. (Px)	CUALIT.
Funcionalidad	0.9	10	S	8	B
Rendimiento	0.9	10	S	8	B
Factor de Operación y Control	0.9	10	S	8	B
Materiales	0.7	9	MB	8	B
Proceso de Construcción	0.8	9	MB	8	B
Fiabilidad	0.8	10	S	8	B
Costo de Construcción	0.7	8	B	10	S
Tamaño	0.7	9	MB	8	B
Forma	0.7	9	MB	7	M

Tabla 2.3. Matriz de decisión.

PARÁMETROS DE EVALUACIÓN	ALTERNATIVAS	
	Primera	Segunda
	PxCt.	PxCt.
Funcionalidad	9	7.2
Rendimiento	9	7.2
Factor de Operación y Control	9	7.2
Materiales	6.3	5.6
Proceso de Construcción	7.2	6.4
Fiabilidad	8	6.4
Costo de Construcción	5.6	7
Tamaño	6.3	5.6
Forma	6.3	4.9

TOTAL	66.7	57.5
--------------	-------------	-------------

2.3 SELECCIÓN DE LA MEJOR ALTERNATIVA

Una vez realizado el análisis y la evaluación de parámetros de cada alternativa se establece que la primera alternativa, Banco de Prueba de Presurización de Cabina con indicación digital y regulación de presión neumática para el avión Kfir-CE, presenta mejores condiciones de diseño, rendimiento y fiabilidad.

2.4 RECURSOS MATERIALES

Los requerimientos materiales de este equipo son:

2.4.1 Estructura del Banco de Prueba

- Soportar el peso de los componentes neumáticos en su interior, siempre que se realice las tareas de comprobación de presiones.
- Facilitar la transportación, en caso de ser necesaria su movilización o traslado para la ejecución de los trabajos de mantenimiento en otras dependencias.

2.4.2 Componentes Neumáticos

- Facilitar las tareas de comprobación y verificación de presión en cabina y sello.
- Cumplir con las exigencias que requieren las tareas de comprobación de presiones por parte del personal técnico de mantenimiento.
- Resistir la operación y esfuerzos de mantenimiento.
- Cumplir el funcionamiento exigido por las Ordenes Técnicas de operación.

2.4.3 Soporte y Ruedas de Apoyo

- Resistir las cargas de la estructura del banco y componentes.
- Facilitar traslados de una a otras secciones de mantenimiento.

CAPÍTULO III

CONSTRUCCIÓN DEL PROYECTO

3.1 PRINCIPIOS BÁSICOS DE CONSTRUCCIÓN

Uno de los pasos más importantes en la construcción estructural del banco de prueba es la “evaluación” del trabajo; es decir estimar, apreciar, calcular el valor exacto de lo que se va a realizar.

Esto conlleva a la determinación del diseño del banco; así como también a la apreciación de la clase de material, tamaño, espesor, resistencia y componentes que estarán inmiscuidos en la construcción del banco, para que su peso no sea mayor, ni menor al tipo de aplicación para el cual fue diseñado.

3.1.1 Examinación de la Resistencia

Cuando se realiza cualquier construcción, se debe tomar en cuenta ciertos aspectos fundamentales que van a intervenir de una u otra manera en el factor estructural del banco. Determinando si éste va a estar expuesto a cargas excesivas de compresión o flexión.

El material usado para este fin debe ser de una aleación que permita proporcionar una estabilidad o equilibrio suficientemente rígida; las aleaciones tratadas térmicamente y las aleaciones trabajadas en frío soportan muy poco doblamiento sin que se rajen, en cambio las aleaciones suaves son fáciles de formar, pero no son suficientemente fuertes para usarlas en estructuras principales; las aleaciones fuertes se pueden moldear en su condición de recocidas y ser tratadas térmicamente para que desarrollen su resistencia, antes de colocarlas.

En una construcción también se exige un número definido en la utilización de remaches, este número varía de acuerdo con el espesor del material que se está utilizando, otro aspecto es reducir la posibilidad de rajaduras o cortes al comienzo

de las esquinas del banco, por lo que es preferible hacerlos en forma circular u ovalada.

3.2 CONSTRUCCIÓN DE LA ESTRUCTURA DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE

Como se puede observar en la figura 3.1., se puede identificar las partes que constituyen estructuralmente el banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE.

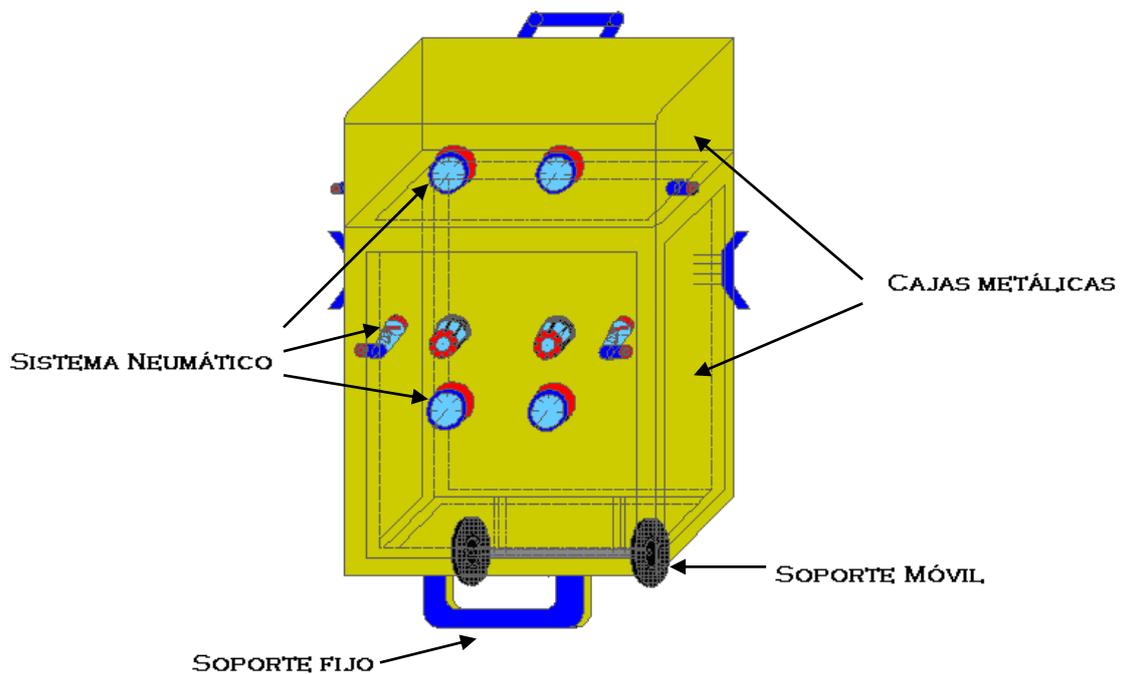


Figura 3.1. Diseño estructural del banco de prueba

a) Cuerpo principal del banco

- Estructura metálica.
- Sistema Neumático

b) Soportes

- Fijo
- Móvil (ruedas).

c) Pintura

3.2.1 Cuerpo Principal del Banco

El cuerpo principal del banco son dos cajas metálicas construidas de lámina de tol de 1/16" (1.6 mm.) de espesor, tiene una figura geométrica de 40x60x27 cm. de acuerdo con el plano general, (anexo "A").

Esta estructura posee de igual manera soportes tanto fijo y móvil permitiendo brindar mayor facilidad al querer trasladar de un lugar a otro.

El Sistema neumático del banco (figura 3.5.), se encuentra instalado tanto en la caja estructural superior e inferior del banco, alojando y asegurando los siguientes componentes neumáticos, (Anexo "G"):

- Manómetros.
- Válvulas Reguladoras.
- Válvulas esféricas de paso manual.
- Acoples, uniones, codos, manguera, etc.
- Filtro.

Los materiales tomados en cuenta para la construcción del cuerpo principal del banco son los siguientes:

a) Lámina estructural de Tol de 1/16 " de espesor

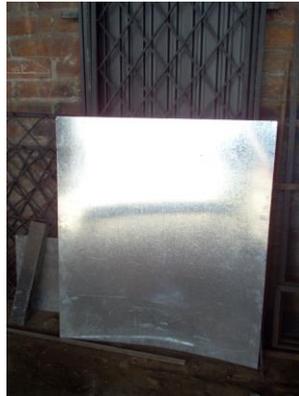


Figura 3.2. Tol Estructural

Las características que presenta este material son facilidad de corte, soldadura y dobladura.

Utilización

En la construcción este material fue seleccionado para dar forma a la estructura principal exterior del banco.

b) Tubo estructural de hierro cuadrado de $\frac{3}{4}$ " x 2mm de espesor.

Las características que presenta este material son facilidad de corte, soldadura y resistencia a altas cargas, ver figura 3.3.

Utilización

En la construcción, este material fue seleccionado para la base estructural del banco, y para dar forma al soporte fijo de la estructura del banco en su parte frontal.

c) Ángulo Estructural de Hierro de $1 \frac{1}{4}$ " x 3mm de espesor.

Las características de este material son resistencia a torsión, y fácil de soldar, ver figura 3.3.

Utilización

En la construcción de la estructura este material fue seleccionado para el soporte e instalación de los instrumentos neumáticos en el interior del banco y para la instalación de los soportes móviles (ruedas) del banco.

d) Ángulo Estructural de hierro de $\frac{3}{4}$ " x 2mm de espesor.

Las características que presenta este son resistencia a torsión, y fácil de soldar, ver figura 3.3.

Utilización

En la construcción de la estructura este material fue elegido como base para la unión entre la caja superior e inferior del banco a través de tres tornillos ubicados en su interior.

e) Varilla de Hierro circular de $\frac{5}{8}$ " de espesor.

Las características que presenta este material son su dureza y resistencia a grandes fuerzas hecha de hierro fundido. Presenta la facilidad de dar a las ruedas una fácil rotación, ver figura 3.3.

Utilización

En la construcción de la estructura la varilla fue utilizada como eje de los soportes móviles (ruedas).

f) Varilla de Hierro cuadrada de 3/8" de espesor.

Las características que presenta este material son su dureza, resistencia, rigidez y ductibilidad o moldeabilidad, ver figura 3.3.

Utilización

En la construcción, este material fue elegido para unir a la estructura los soportes para el enrollado de las mangueras neumáticas, cuando se necesite transportarlos.

g) Tubo estructural de Hierro circular de 7/8" de espesor.

Las características que presenta este material son facilidad de corte, soldadura y resistencia a altas cargas, ver figura 3.3.

Utilización

En la construcción, este material fue elegido para la implementación en el banco de un mango de sujeción dando una mayor facilidad para el traslado del banco.

h) Platina de Hierro de 1 ¼" x 6mm de espesor.

Las características de este material son resistencia a torsión, y fácil de soldar, ver figura 3.3.

Utilización

En la construcción de la estructura este material fue seleccionado para el soporte e instalación de los instrumentos neumáticos superiores, en el interior del banco.

i) Ruedas.

Características técnicas

Diámetro Exterior = 19/4" (120mm)

Ancho de Banda = 17/16" (27mm)

Diámetro del Eje = 5/8" (16mm)

Giro de rueda = 0°

El terreno en que se pueden deslizarse las ruedas son:

- Asfalto
- Cemento
- Tierra

La selección de ruedas se lo realiza de acuerdo a las tablas de selección, (Anexo "F").

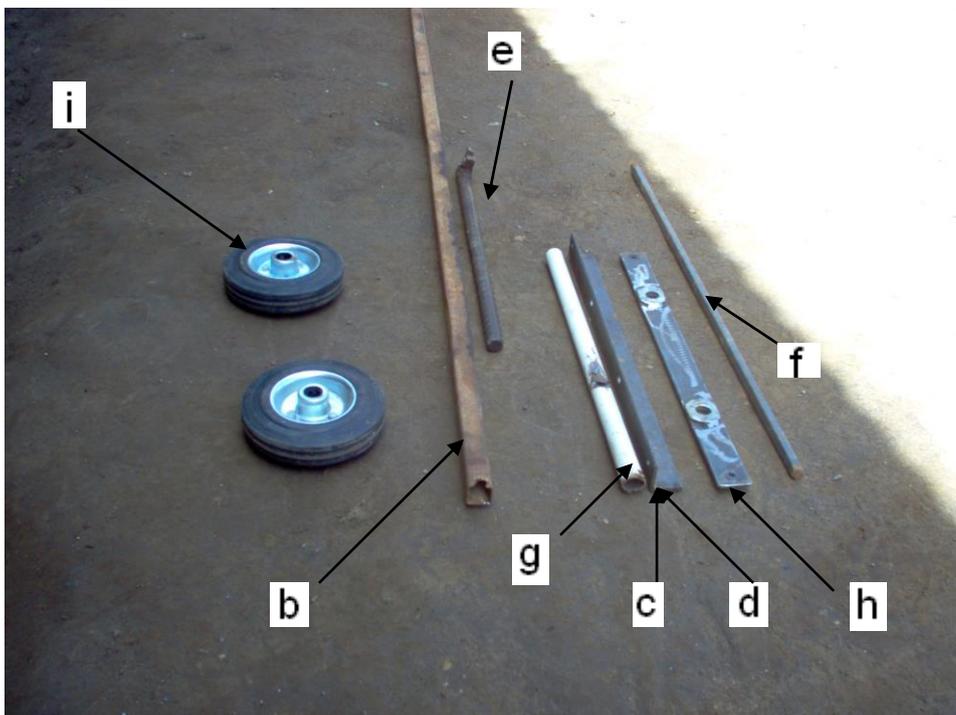


Figura 3.3. Materiales de Construcción

Para soldar la estructura externa e interna del banco de prueba de presurización se utilizaron electrodos tipo E6011, (Anexo “E”).

CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS

Color de Revestimiento: Blanco

Este electrodo es tipo celulósico, para soldaduras de penetración. El arco es muy estable, el material depositado es de solidificación rápida, fácil aplicación con corriente continua y alterna.



Figura 3.4. Electroodos

A continuación se presenta el banco de prueba de presurización de cabina (Anexo “A”), para comprobación de presiones tanto del sello como de la cabina, ensamblado y pintado.



VISTA FRONTAL



VISTA LATERAL



VISTA POSTERIOR

Figura 3.5. Banco Terminado

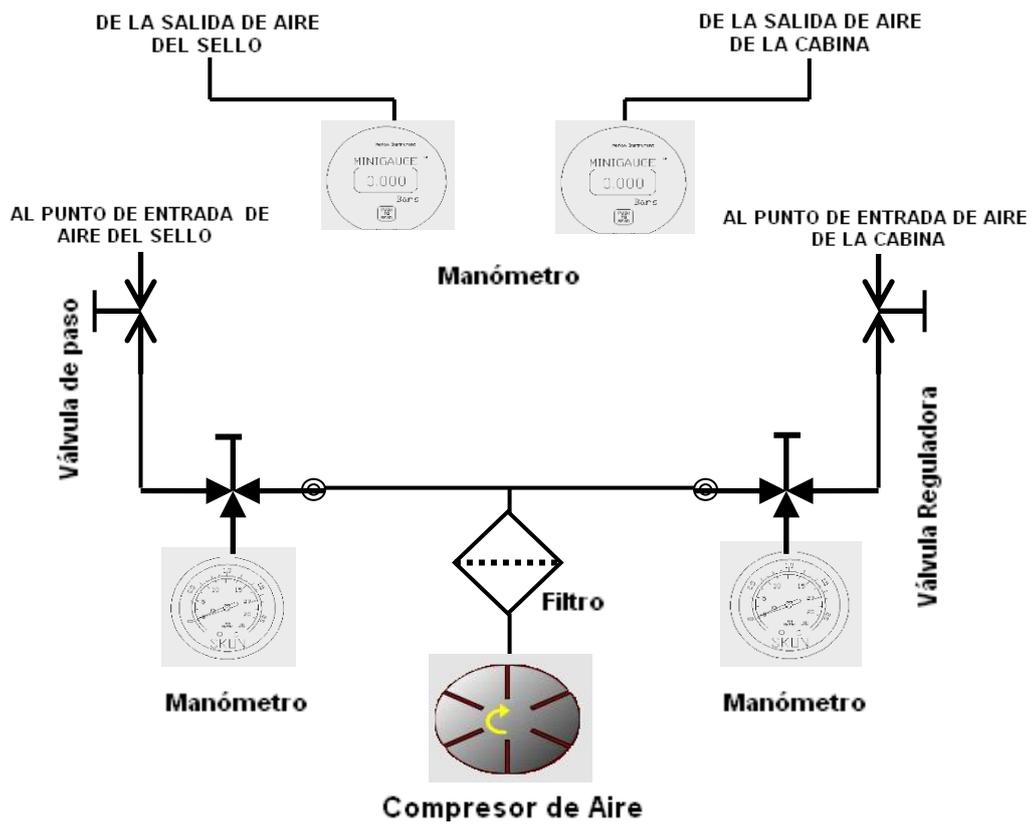


Figura 3.6. Diagrama del Sistema Neumático

3.2.2 Tipo de Máquinas y Herramientas utilizados en la construcción del Banco de Prueba para la comprobación y verificación de la presurización de cabina y sello del avión Kfir-CE.

Para la construcción de cada una de las cajas estructurales que conforman la estructura del banco y su sistema neumático, se emplean diferentes procesos cumpliendo con una secuencia maquinada con ayuda de: Taladro de banco, sierra eléctrica, esmeril, pulidora, entre otros; herramientas manuales (cortador, doblador, rayador, escuadra); equipos auxiliares (equipo de soldadura y pintura).

En las tablas siguientes, se detalla las máquinas y herramientas que se utilizaron en la construcción del banco de prueba.

Tabla 3.1. Máquinas utilizadas

MÁQUINA	CARACTERÍSTICAS	CÓDIGO
Taladro de Banco	115/220 V; 1,725 RPM; Capacidad 5/8"	M1
Pulidora	120V; 10,000 RPM	M2
Esmeril	110V; 1,700 RPM; 1/2 HP	M3
Sierra Eléctrica	220/440 V; 1145 RPM	M4

Tabla 3.2. Herramientas utilizadas

HERRAMIENTA	CÓDIGO
Cortadora Manual, Capacidad 1/8"	H1
Dobladora Manual; Capacidad 1/8"	H2
Lima plana y Circular	H3
Sierra Manual	H4
Martillo	H5

Tabla 3.3. Equipos Auxiliares utilizados

MÁQUINA	CARACTERÍSTICAS	CÓDIGO
Soldadora	Eléctrica; 110/220 V; 55 A	E1
Compresor para pintura	50 PSI, 1/2 HP	E2

La construcción de cada una de las cajas estructurales que conforman la estructura del banco y su sistema neumático, ha consumido el siguiente número de horas de máquinas, herramientas y equipos. Como se detalla en la siguiente tabla:

Tabla 3.4. Tiempo de operación de Máquinas – Herramientas - Equipos

Nro	MÁQUINA-HERRAMIENTA-EQUIPO	CODIGO	TIEMPO (HORAS)
1	Taladro de Banco	M1	5

2	Pulidora	M2	8
3	Esmeril	M3	6
4	Sierra Eléctrica	M4	1
5	Cortadora	H1	6
6	Dobladora	H2	3
7	Lima plana y Circular	H3	5
8	Sierra Manual	H4	4
9	Martillo	H5	2
10	Soldadora	E1	5
11	Compresor para pintura	E2	2
TOTAL DE OPERACIÓN			47

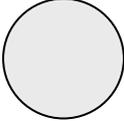
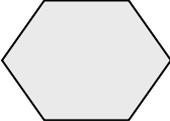
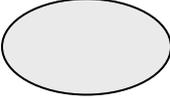
3.3 DIAGRAMAS DE PROCESOS

A continuación se presentan los diagramas de los diferentes procesos de construcción del banco de prueba para la comprobación y verificación de presurización tanto de cabina y sello del avión Kfir-CE.

Estos diagramas están compuestos por símbolos que indican la forma como se ha trabajado en la construcción del banco. A continuación se presenta una

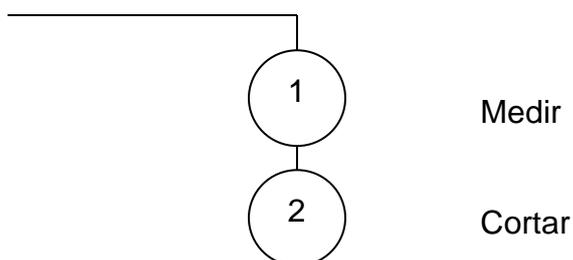
tabla con la simbología utilizada en cada uno de los procesos de construcción del banco.

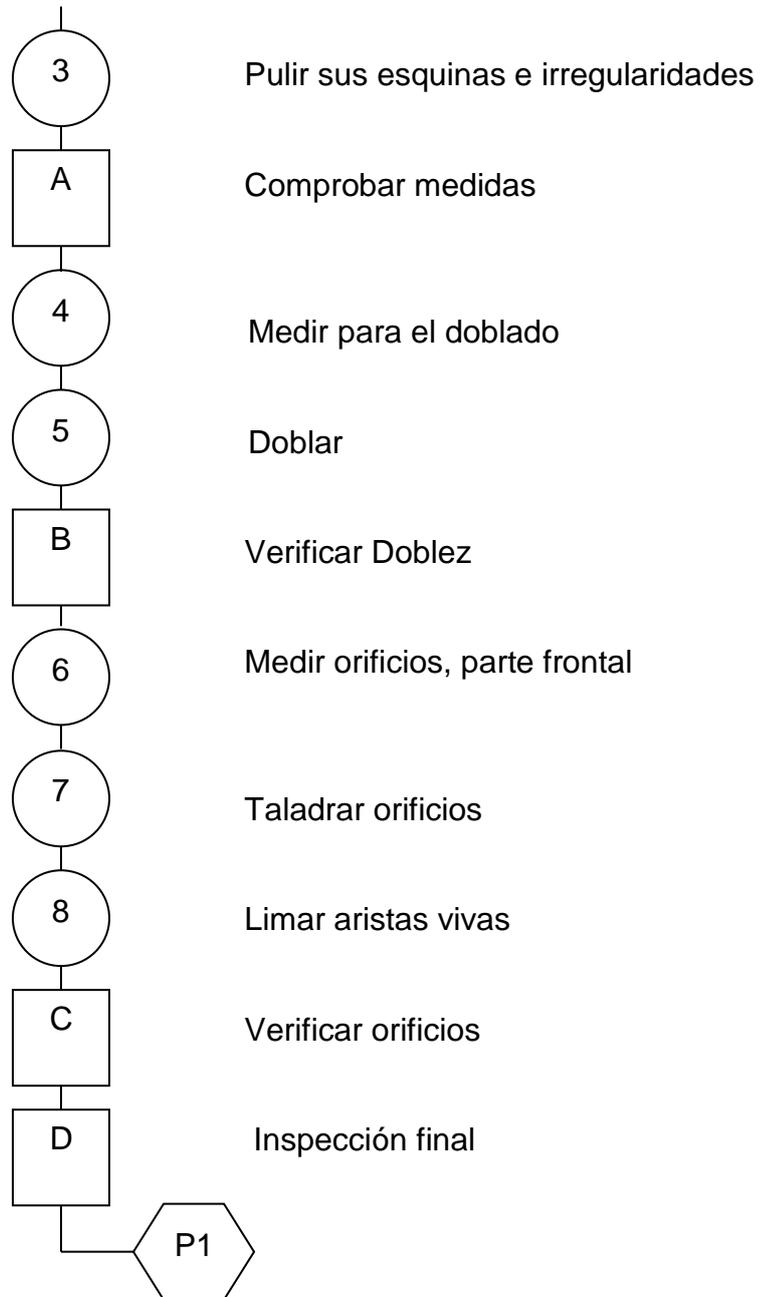
Tabla 3.5. Simbología de los procesos de construcción del banco

NUMERO	SÍMBOLO	SIGNIFICADO
1		PROCESO
2		INSPECCIÓN
3		PROCESOS TERMINADOS
4		ENSAMBLAJE

3.3.1 Diagrama de procesos de construcción de la parte frontal y lateral de la estructura de la caja inferior metálica del banco de prueba (según planos de despiece, anexo “B”).

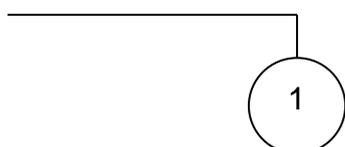
Material: Tol Estructural de 1/16” de espesor.

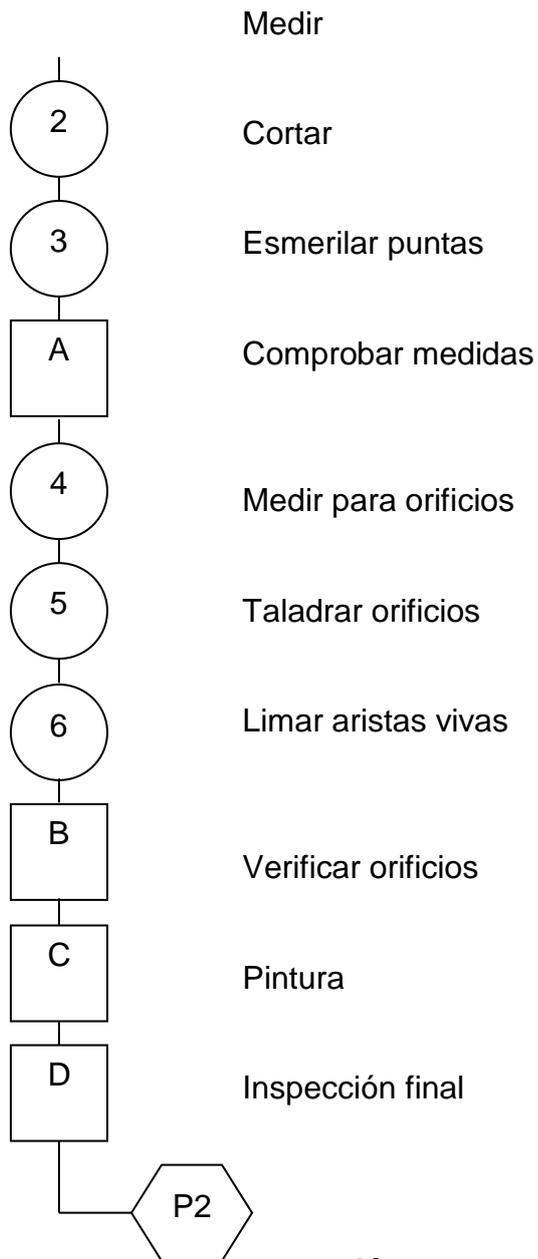




3.3.2 Diagrama de procesos de construcción del soporte móvil de los componentes neumáticos ubicados en la parte frontal interna de la estructura de la caja inferior metálica del banco de prueba (según planos de despiece, anexo “B”).

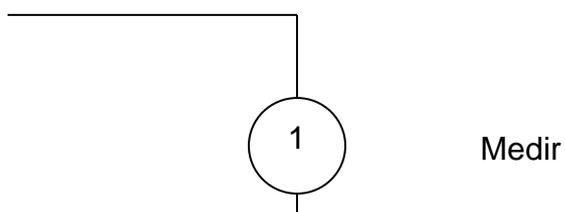
Material: Ángulo estructural de 1 ¼” x 3mm de espesor.

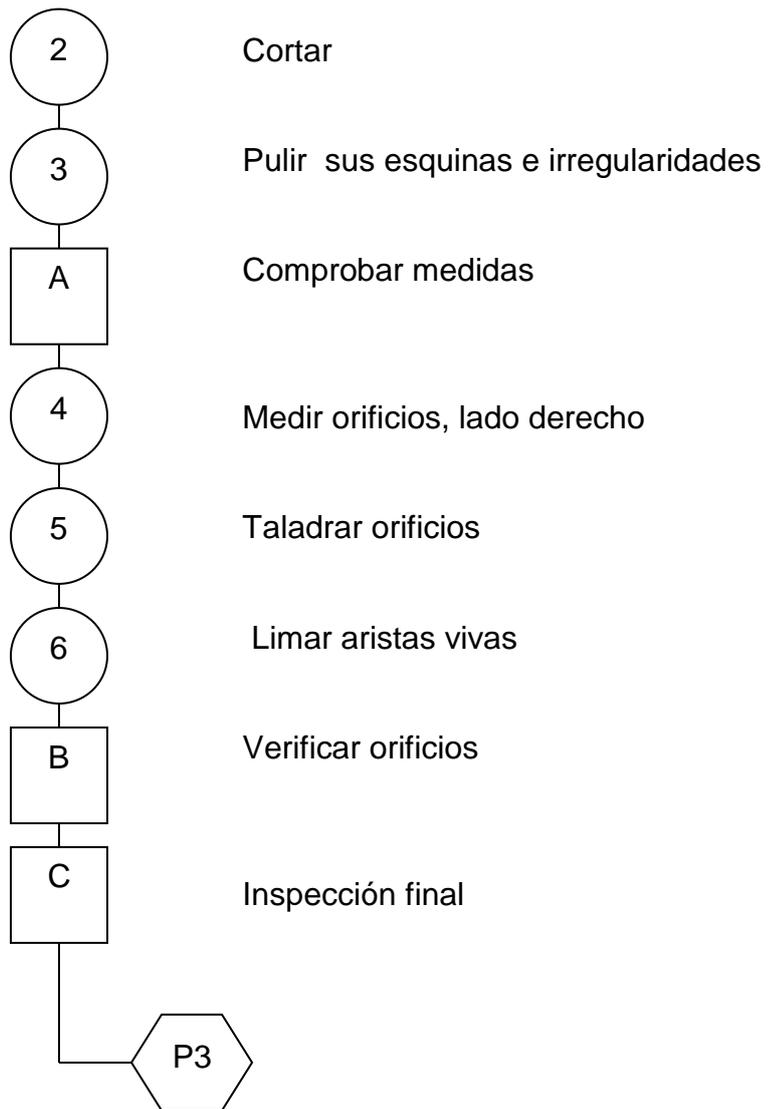




3.3.3 Diagrama de procesos de construcción de la parte posterior de la estructura de la caja inferior metálica del banco de prueba (según planos de despiece, anexo “B”).

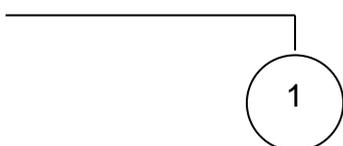
Material: Tol Estructural de 1/16” de espesor.

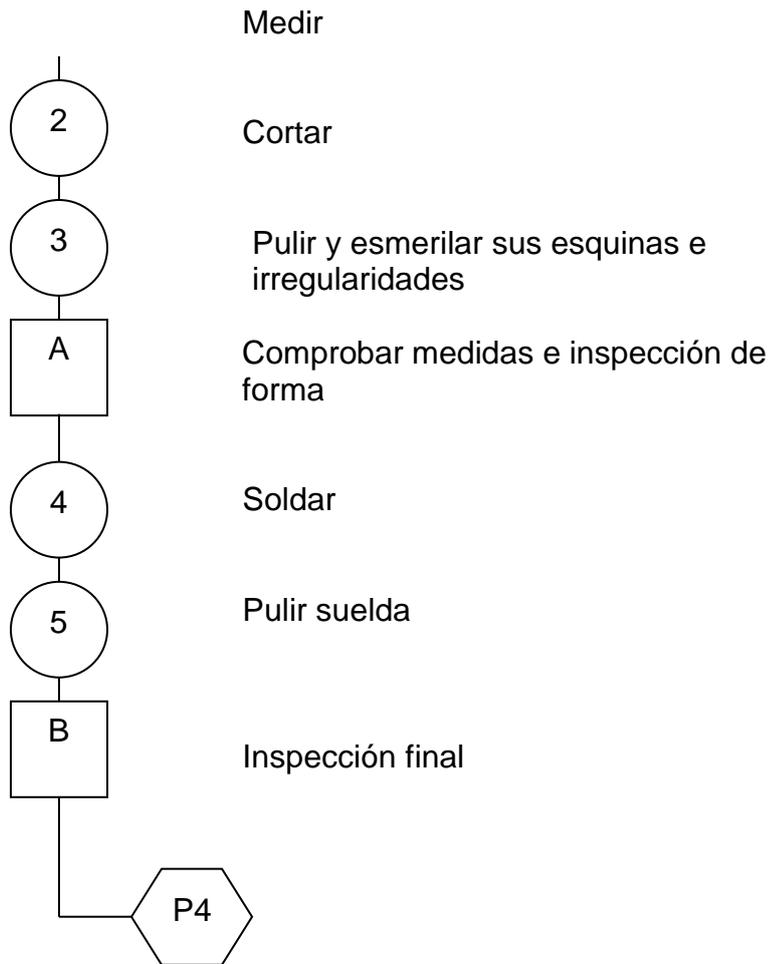




3.3.4 Diagrama de procesos de construcción de la base de la estructura de la caja inferior metálica del banco de prueba (según planos de despiece, anexo “B”).

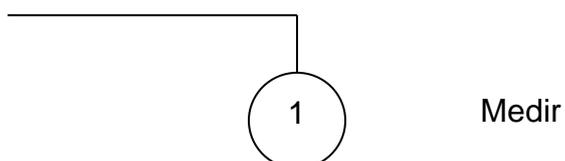
Material: Tubo estructural cuadrado de $\frac{3}{4}$ " x 2mm de espesor.

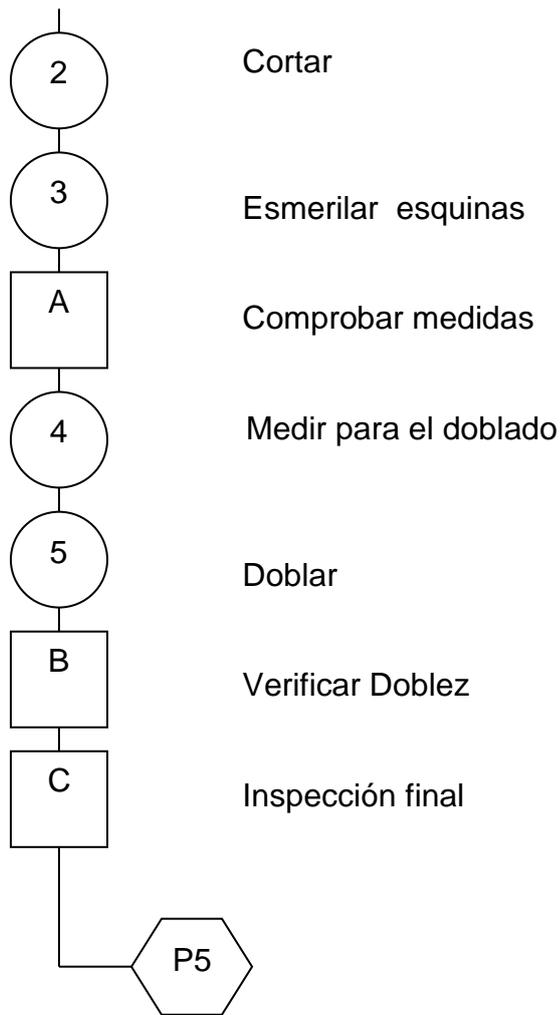




3.3.5 Diagrama de procesos de construcción del soporte fijo inferior del banco de prueba (según planos de despiece, anexo “B”).

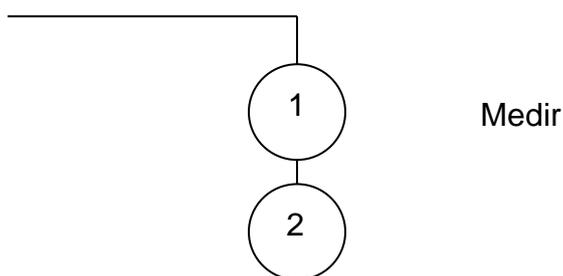
Material: Tubo estructural cuadrado de $\frac{3}{4}$ " x 2mm de espesor.

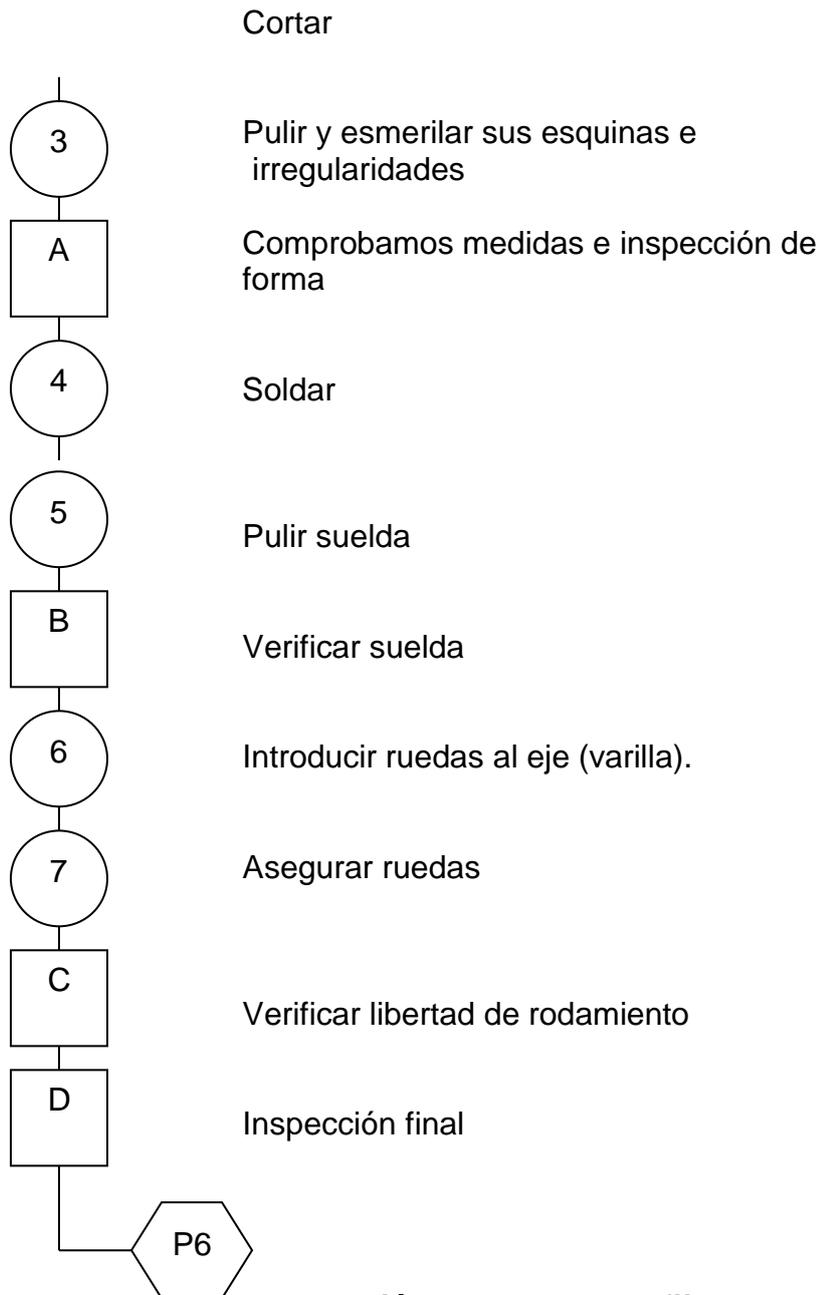




3.3.6 Diagrama de procesos de construcción del soporte móvil inferior del banco de prueba (según planos de despiece, anexo “B”).

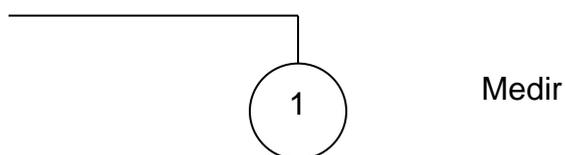
Material: Ángulo estructural de 1 ¼” x 3mm de espesor y Varilla estructural circular de 5/8” de espesor.

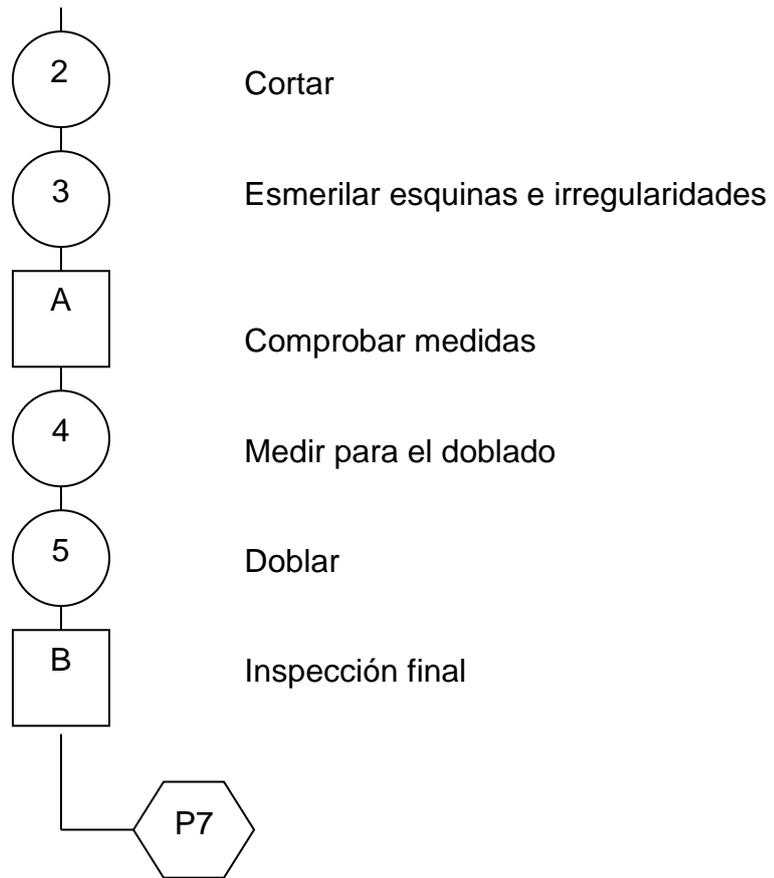




3.3.7 Diagrama de procesos de construcción del soporte fijo para el enrollamiento de las mangueras neumáticas de la caja inferior metálica del banco de prueba (según planos de despiece, anexo “B”).

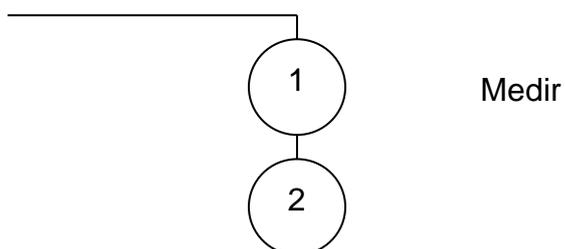
Material: Varilla estructural cuadrada de 3/8” de espesor.

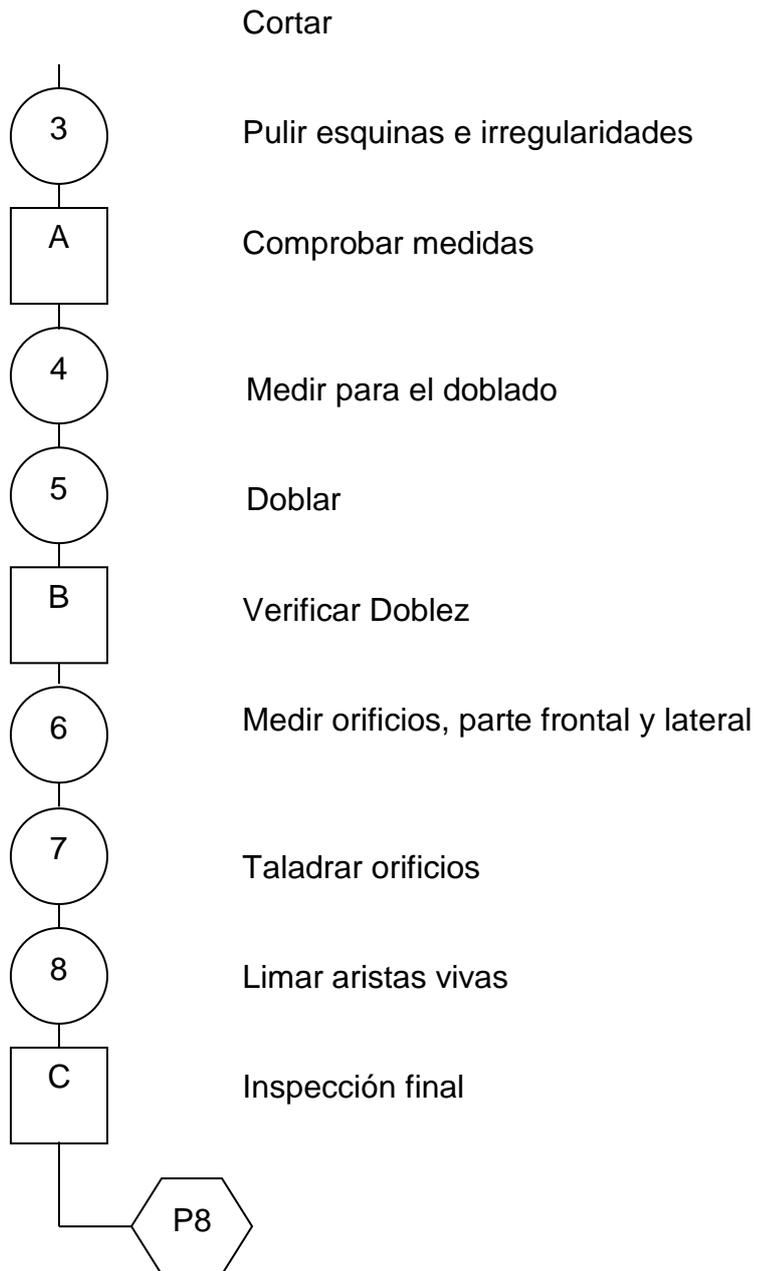




3.3.8 Diagrama de procesos de construcción de la parte frontal y lateral de la estructura de la caja superior metálica del banco de prueba (según planos de despiece, anexo “B”).

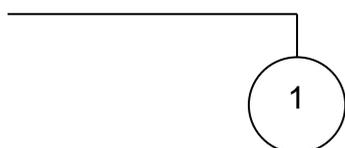
Material: Tol Estructural de 1/16” de espesor.

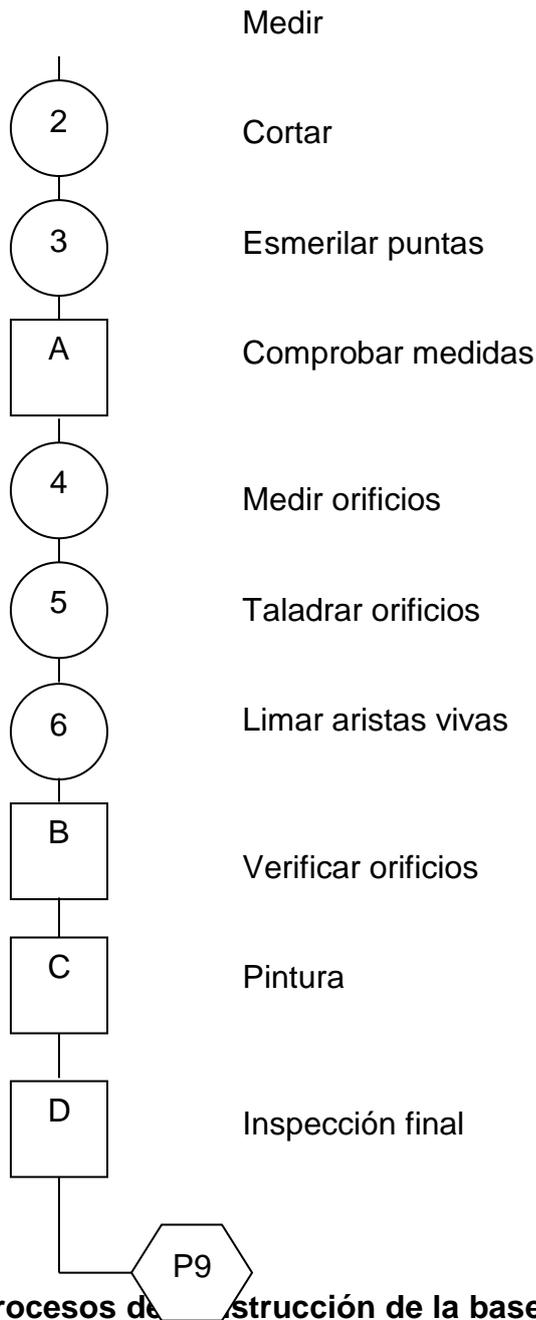




3.3.9 Diagrama de procesos de construcción del soporte móvil de los componentes neumáticos ubicados en la parte frontal interna de la estructura de la caja superior metálica del banco de prueba (según planos de despiece, anexo "B").

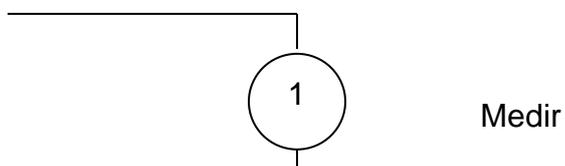
Material: Platina de Hierro de 1 ¼" x 6mm de espesor.

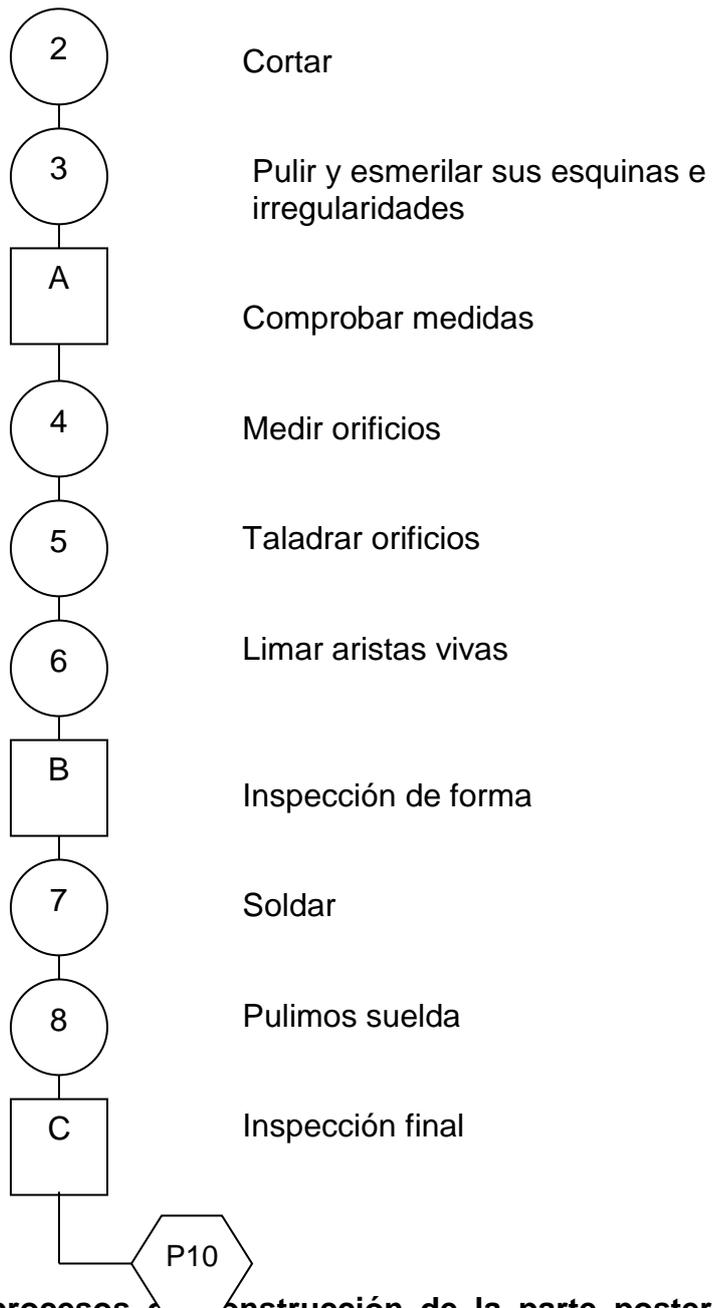




3.3.10 Diagrama de procesos de construcción de la base de la estructura de la caja superior metálica del banco de prueba (según planos de despiece, anexo "B").

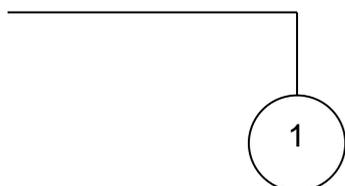
Material: Ángulo estructural de 3/4" x 2mm de espesor.

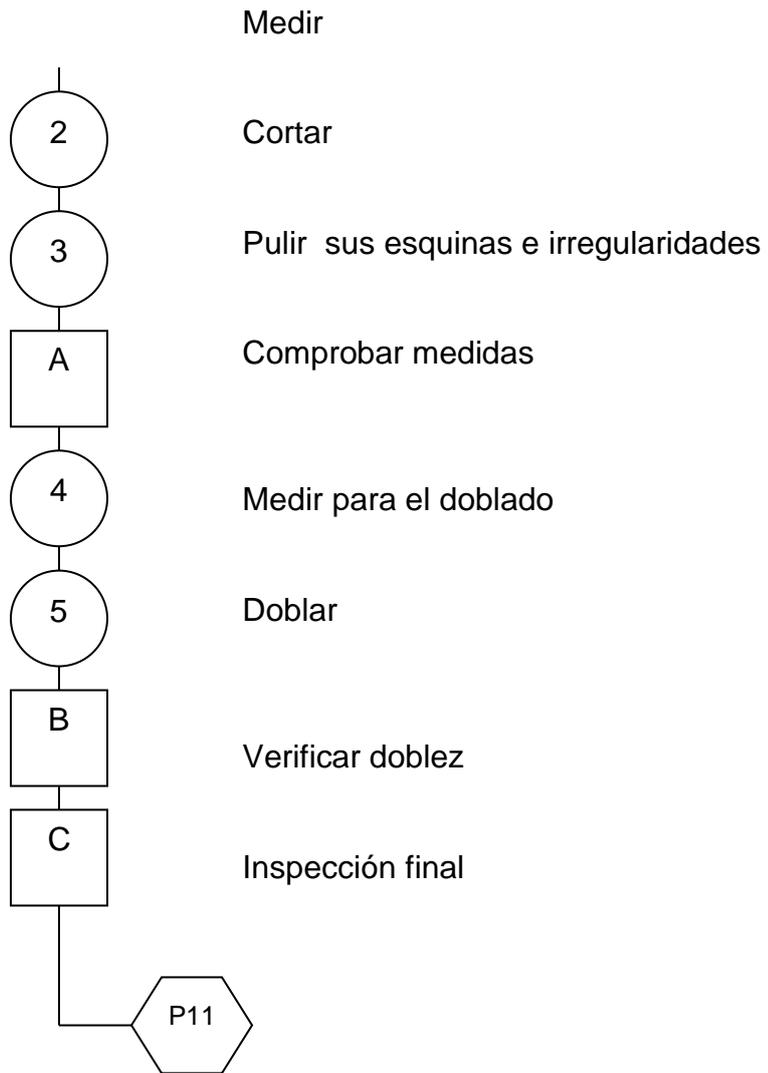




3.3.11 Diagrama de procesos de construcción de la parte posterior de la estructura de la caja superior metálica del banco de prueba (según planos de despiece, anexo “B”).

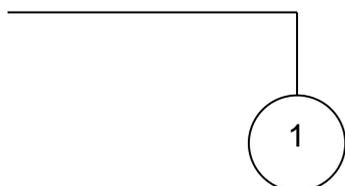
Material: Tol Estructural de 1/16” de espesor.

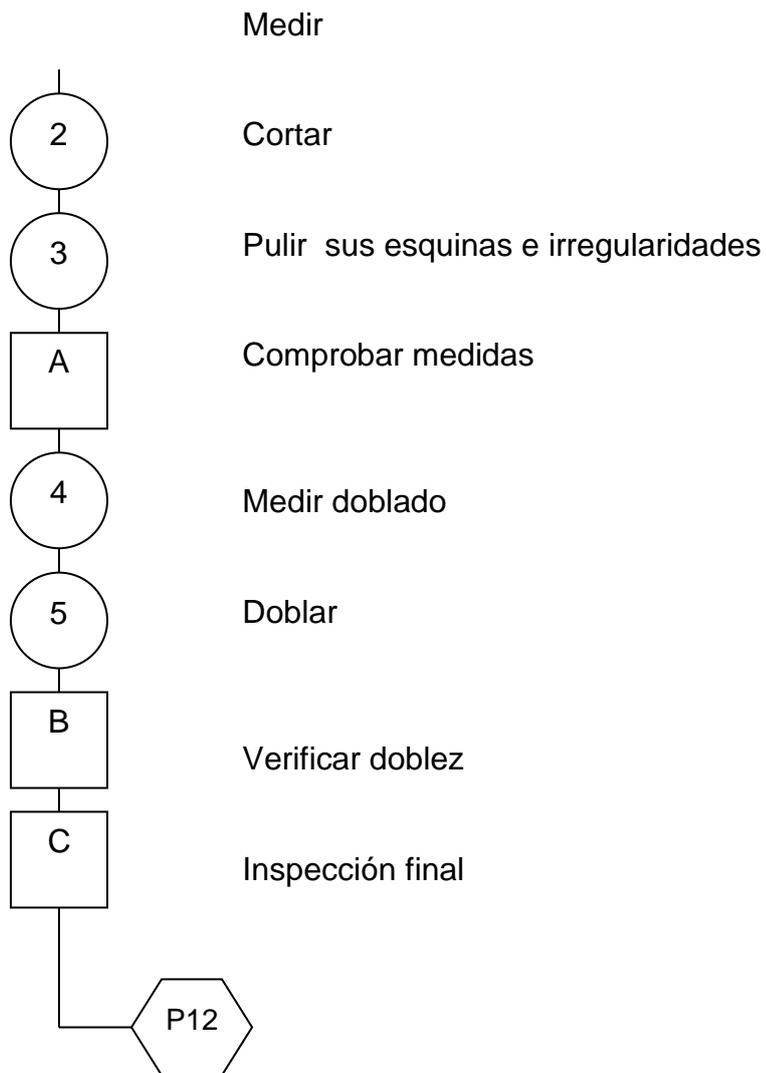




3.3.12 Diagrama de procesos de construcción de la parte superior de la estructura de la caja superior metálica del banco de prueba (según planos de despiece, anexo “B”).

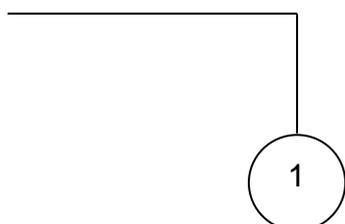
Material: Tol Estructural de 1/16” de espesor.

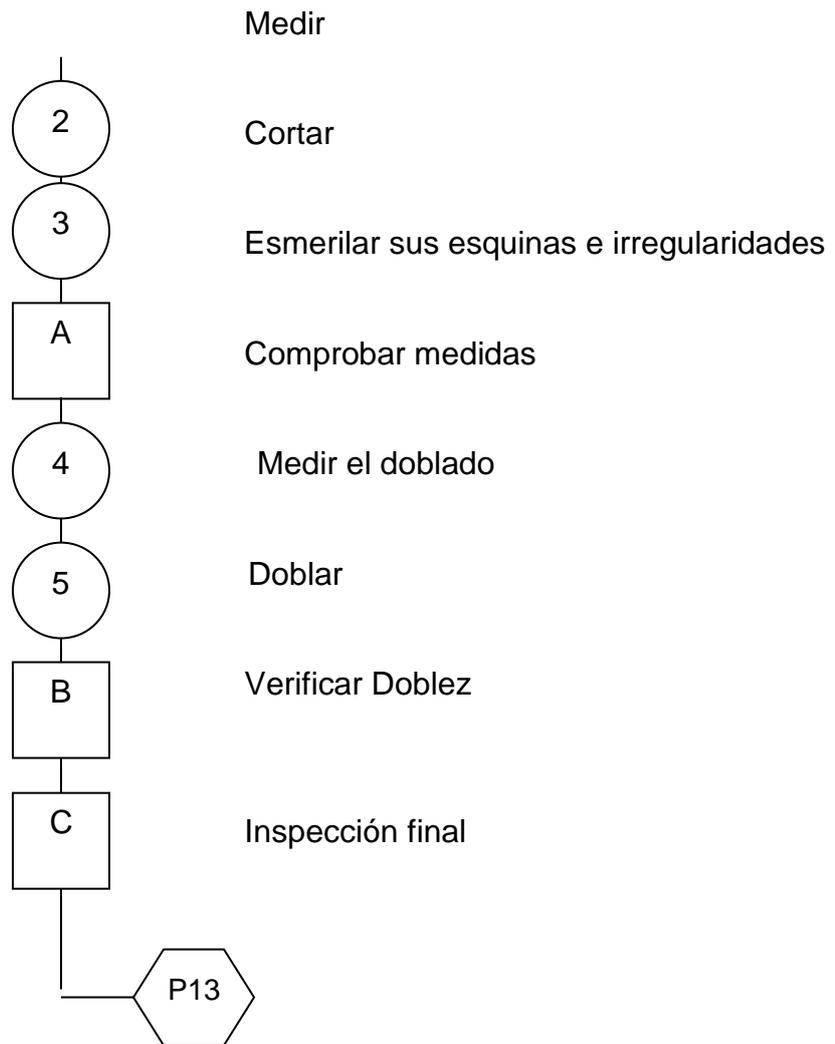




3.3.13 Diagrama de procesos de construcción del mango de sujeción para traslado, ubicada en la caja superior metálica del banco de prueba (según planos de despiece, anexo “B”).

Material: Tubo estructural redondo de 7/8” de espesor.





3.4 DIAGRAMAS DE ENSAMBLE

Para el ensamble del sistema neumático, debemos tomar en cuenta que se debe realizar con mucho cuidado puesto que se instalan en la parte frontal del banco con una determinada tolerancia, exactitud y un determinado número de torque, entre sus elementos que lo conforman.

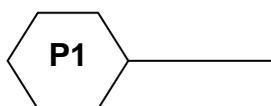
Con respecto al ensamble del sistema neumático, se requiere de herramientas básicas tales como:

- Juego de llaves mixta
- Cortador
- Destornillador
- Torquímetro
- Teflón

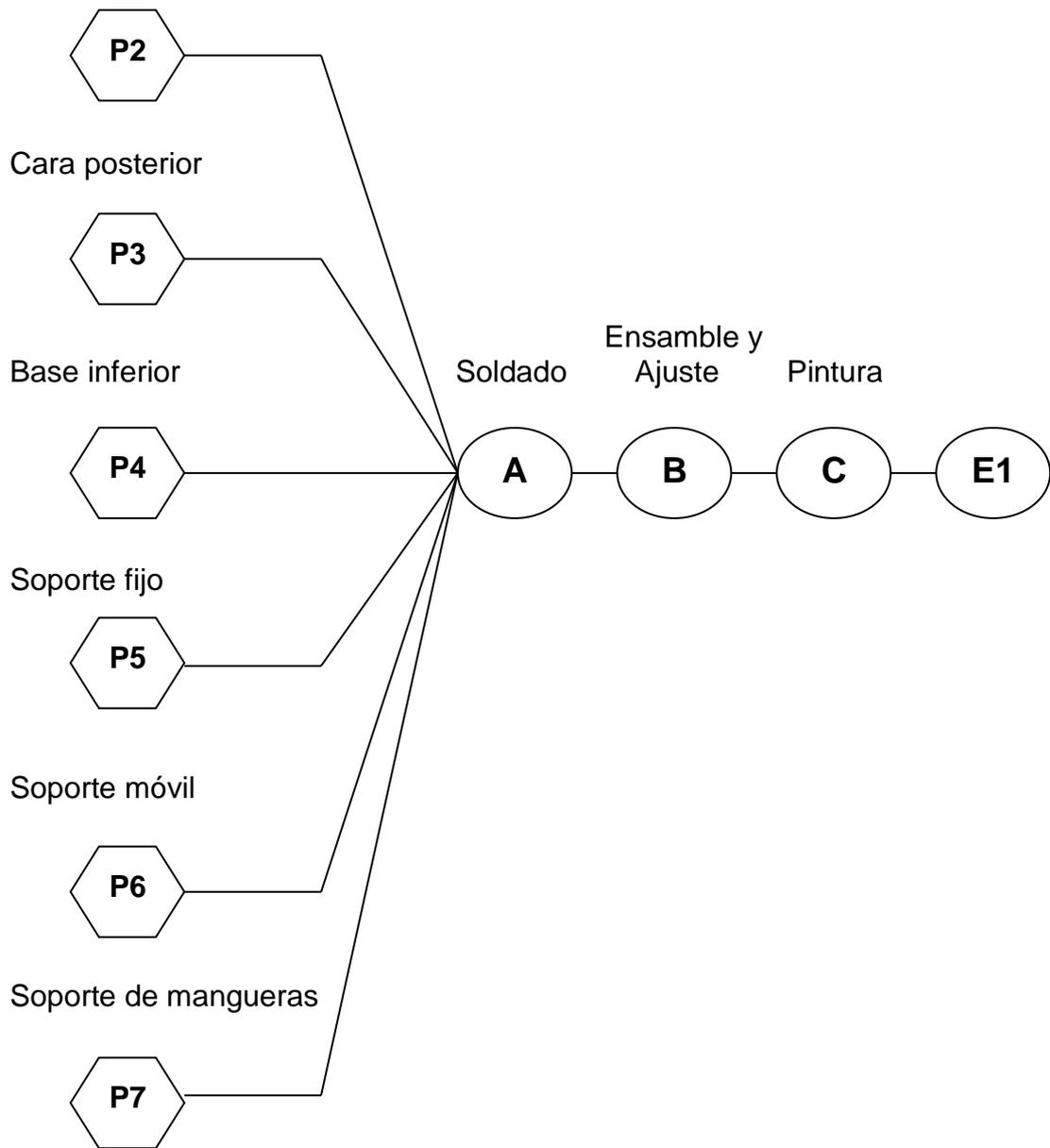
A continuación se presenta los diagramas de ensamble de los diferentes elementos del banco de prueba.

3.4.1 Diagrama de ensamble de caja inferior del banco de prueba.

Caras frontal y lateral



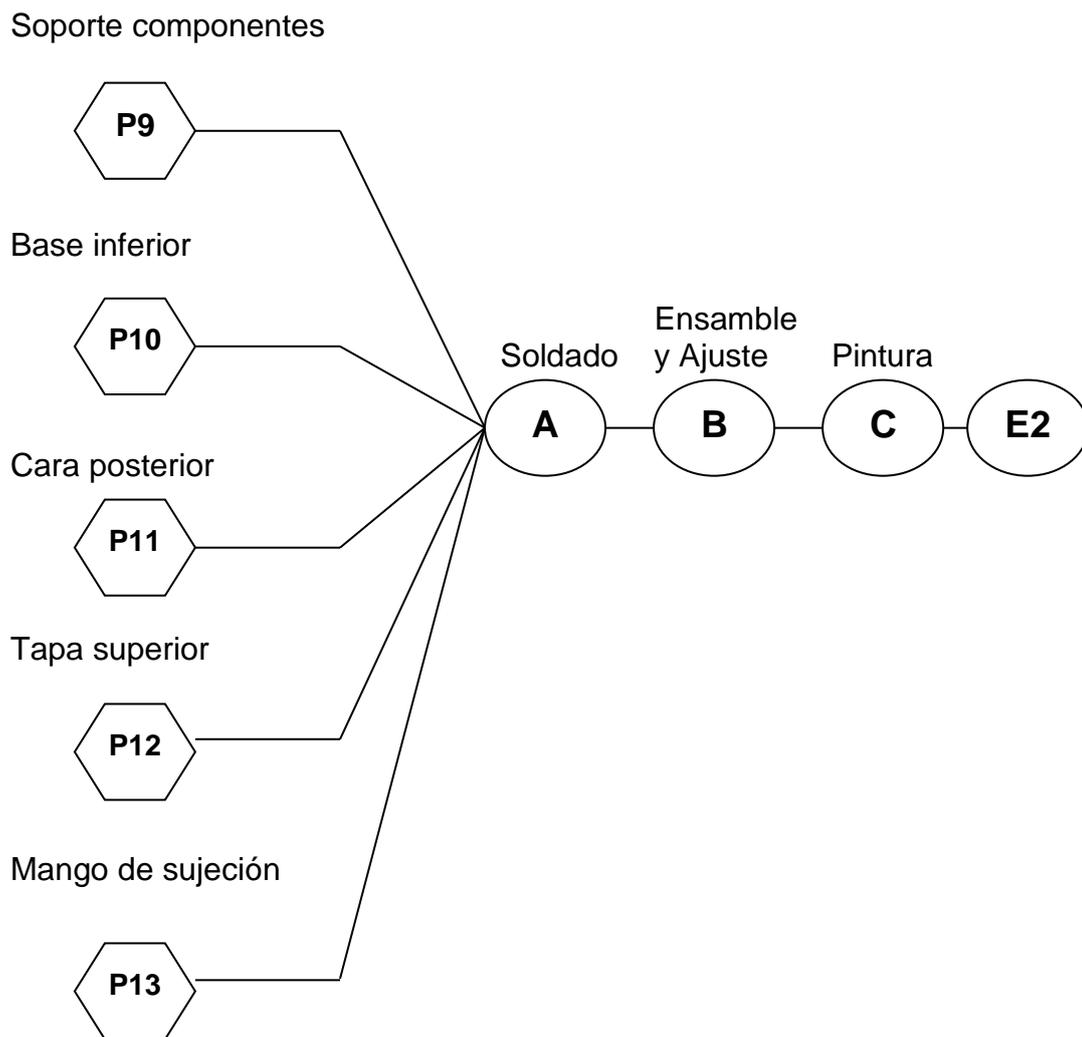
Soporte componentes



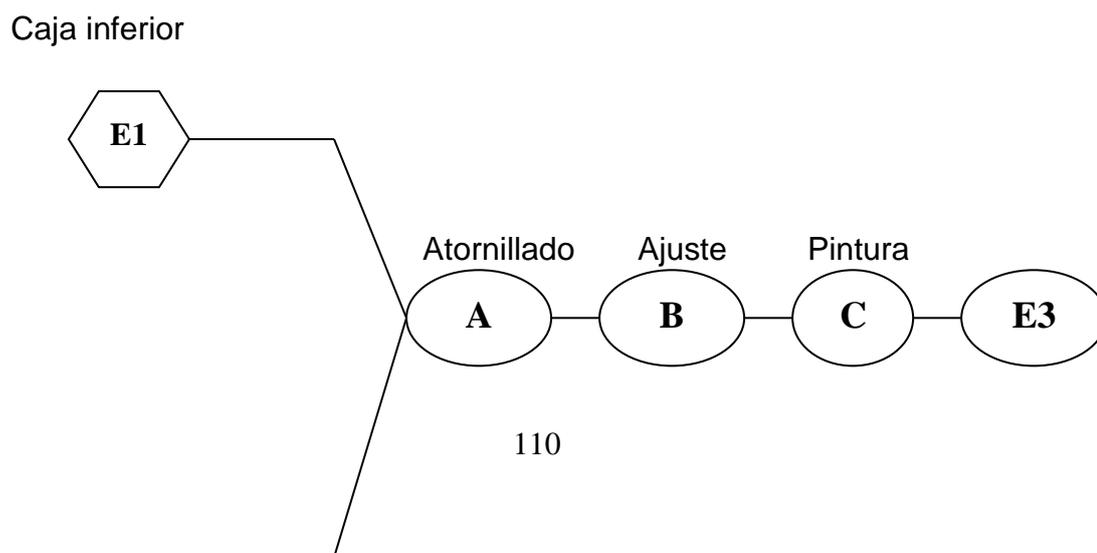
3.4.2 Diagrama de ensamble de caja superior del banco de prueba.

Caras frontal y lateral

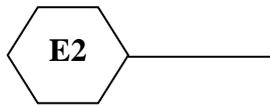




3.4.3 Diagrama de ensamble del banco



Caja superior



NOTA: En lo que se refiere al diseño se hace énfasis en la forma del banco más no a la selección de materiales, tampoco al cálculo de esfuerzos ya que el banco no está sometido a ningún tipo de esfuerzo, solamente su función es alojar y sostener los diferentes componentes neumáticos del banco.

3.5 PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO

Una vez terminada la construcción estructural y luego del acoplamiento de los diferentes accesorios del sistema neumático del banco de prueba, se procede a verificar el funcionamiento del banco de prueba de presurización de cabina y de cada uno de los componentes.

La verificación se lo realizó en el Ala Nro. 21 (Taura), durante cuatro días de pruebas de funcionamiento; tomando en cuenta los parámetros exigidos en el Manual Técnico de operación del equipo; obteniendo los siguientes resultados:

Tabla 3.6. Primer día de pruebas de funcionamiento.

DÍA 1	PRESIONES INDICADAS EN EL INSTRUMENTO INDICADOR (MANÓMETROS)			
Nro. Pruebas	Presión Sello	P. Referencial del Sello	Presión Cabina	P. Referencial de Cabina
1	1.150 (Bar)	1.160 a 1.230 (Bar)	0.300 (Bar)	0.315 a 0.335 (Bar)
2	1.155	1.160 a 1.230	0.290	0.315 a 0.335
3	1.149	1.160 a 1.230	0.295	0.315 a 0.335

Observaciones

Al termino de las pruebas realizadas, se determinó que la presión tanto de cabina y sello, no cumplían con el rango de presión referencial exigido por el manual técnico, debido a que el sello hermético se encontraba roto en varios puntos alrededor de la cabina.

Acción Correctiva

Se procedió a cambiar el sello hermético.

Tabla 3.7. Segundo día de pruebas de funcionamiento.

DÍA 2	PRESIONES INDICADAS EN EL INSTRUMENTO INDICADOR (MANÓMETROS)			
Nro. Pruebas	Presión Sello	P. Referencial del Sello	Presión Cabina	P. Referencial de Cabina
1	1.170 (Bar)	1.160 a 1.230 (Bar)	0.305 (Bar)	0.315 a 0.335 (Bar)
2	1.168	1.160 a 1.230	0.300	0.315 a 0.335
3	1.175	1.160 a 1.230	0.310	0.315 a 0.335

Observaciones

Al termino de las pruebas realizadas, se determinó que la presión tanto de cabina y sello, cumplían con el rango de presión referencial, pero al cerrar las válvulas del banco que permite el ingreso de aire tanto al sello y a la cabina, la presión del aire bajaba en un tiempo menor a tres minutos exigidos en el manual técnico.

Acción Correctiva

Se procedió a cambiar la válvula que permite el ingreso de aire tanto al sello y a la cabina.

Tabla 3.8. Tercer día de pruebas de funcionamiento.

DÍA 3	PRESIONES INDICADAS EN EL INSTRUMENTO INDICADOR (MANÓMETROS)			
Nro. Pruebas	Presión Sello	P. Referencial del Sello	Presión Cabina	P. Referencial de Cabina
1	1.190 (Bar)	1.160 a 1.230 (Bar)	0.315 (Bar)	0.315 a 0.335 (Bar)
2	1.195	1.160 a 1.230	0.322	0.315 a 0.335
3	1.200	1.160 a 1.230	0.327	0.315 a 0.335

Observaciones

Al termino de las pruebas realizadas, se determinó que la presión tanto de cabina y sello, cumplían con mayor exactitud el rango de presión referencial, pero al cerrar las válvulas del banco que permite el ingreso de aire tanto al sello y a la

cabina, la presión del aire bajaba en un tiempo menor a tres minutos exigidos en el manual técnico.

Acción Correctiva

Se procedió a cambiar el regulador de presurización del sistema.

Tabla 3.9. Cuarto día de pruebas de funcionamiento.

DÍA 4	PRESIONES INDICADAS EN EL INSTRUMENTO INDICADOR (MANÓMETROS)			
Nro. Pruebas	Presión Sello	P. Referencial del Sello	Presión Cabina	P. Referencial de Cabina
1	1.202 (Bar)	1.160 a 1.230 (Bar)	0.324 (Bar)	0.315 a 0.335 (Bar)
2	1.205	1.160 a 1.230	0.327	0.315 a 0.335
3	1.200	1.160 a 1.230	0.325	0.315 a 0.335

Observaciones

Al termino de las pruebas realizadas, se determinó que la presión tanto de cabina y sello, cumplían eficazmente el rango de presión referencial, y al cerrar las válvulas del banco que permite el ingreso de aire tanto al sello y a la cabina, la presión del aire se mantenía en un tiempo mayor a tres minutos exigidos en el manual técnico.

Luego de haber realizado las pruebas de funcionamiento se procedió a evaluar cada una de las partes del banco de prueba de presurización de cabina tanto; estructural, y sistema neumático.

La evaluación estará comprendida de acuerdo a la siguiente tabla:

Tabla 3.10. Parámetros de evaluación cualitativa y cuantitativa

CUALITATIVA		CUANTITATIVA
SOBRESALIENTE	S	10
MUY BUENA	MB	9
BUENA	B	8
MALA	M	7

3.5.1 Estructura del banco de prueba.

El estado de los diferentes elementos que conforman el diseño y en si la estructura del banco se presenta a continuación en la siguiente tabla:

Tabla 3.11. Evaluación de los elementos de la estructura del banco.

ELEMENTO	EVALUACIÓN ENSAMBLE ÓPTIMO	
	CUALITATIVA	CUANTITATIVA
Caja Superior	Muy Buena	9

Caja Inferior	Sobresaliente	10
Soportes Fijos	Sobresaliente	10
Soportes Móviles	Sobresaliente	10
Mango de Sujeción	Sobresaliente	10
Base	Sobresaliente	10
Ruedas	Sobresaliente	10

3.5.2 Sistema neumático del banco de prueba.

El estado de los diferentes elementos que conforman este sistema se presenta a continuación en la siguiente tabla:

Tabla 3.12. Evaluación de los elementos del sistema neumático del banco.

ELEMENTO	EVALUACIÓN FUNCIONAMIENTO		EVALUACIÓN ENSAMBLE ÓPTIMO	
	CUALIT.	CUANTIT.	CUALIT.	CUANTIT.
Manómetros digitales y glicerina	S	10	S	10

ELEMENTO	EVALUACIÓN FUNCIONAMIENTO		EVALUACIÓN ENSAMBLE ÓPTIMO	
	CUALIT.	CUANTIT.	CUALIT.	CUANTIT.
Válvulas esféricas o de paso 1/4"	S	10	MB	9

Manguera neumática	S	10	S	10
Fittings	MB	9	S	10
Válvulas Reguladoras	S	10	S	10
Filtro	S	10	S	10
Acoples 1/4"	S	10	MB	9
Neplos 1/4"	S	10	MB	9
Uniones 1/4"	S	10	MB	9
Codos 1/4"	S	10	MB	9

NOTA: Calibración de manómetros, ver Anexo "G".

Conclusión

Con respecto al funcionamiento global, tanto de la estructura y del sistema neumático del banco de prueba, para la comprobación de presiones tanto del sello como de la cabina del avión Kfir-CE, podemos decir que se encuentra en perfectas condiciones y óptimo funcionamiento; además para lo cual se adjunta Anexo "H", el certificado de de las pruebas de funcionamiento satisfactorias.

CAPÍTULO IV

ELABORACIÓN DE MANUALES DE PROCEDIMIENTOS

4.1 DESCRIPCIÓN GENERAL

En este capítulo, se establece los distintos procedimientos según los requerimientos que exige la Norma MIL P-25508E de Purga y Presurización (Anexo “H”), en el cual se especifican los aspectos del control ambiental y uso del oxígeno; manejado y usado de tal manera que la vida y la salud para los tripulantes y pasajeros en las aeronaves no se pongan en peligro, y que el riesgo de daños a la propiedad sea minimizado, esto será posible si se cumplen todas las especificaciones establecidas en este capítulo; se establece además los instructivos, formatos de registro con su respectiva implementación del banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

La codificación del elemento y los procedimientos de ensayo se indican en las tablas; los procedimientos y formatos que a continuación se detallarán, nos permitirán conseguir una verdadera estructuración de los mismos con el fin de obtener un trabajo de calidad.

Tabla 4.1. Codificación de los procedimientos de ensayo del banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE.

PROCEDIMIENTO	CÓDIGO
----------------------	---------------

Banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.	MTM-KFIR-01
Mantenimiento del banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.	MTM-KFIR-M1
Operación del banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.	MTM-KFIR-O1
Seguridad del banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.	MTM-KFIR-S1
Registro de vida de mantenimiento del banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.	MTM-KFIR-R1
Registro de vida de funcionamiento del banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.	MTM-KFIR-R2
Registro de vida de daños del banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.	MTM-KFIR-R3

	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 1 - 4
	MANTENIMIENTO DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-M1
		Revisión Nº: 01
	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005
Aprobado por: Lic. Jorge Morillo		
I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>1. OBJETIVO</p> <p>Documentar un manual de mantenimiento preventivo del Banco de Prueba de Presurización de Cabina, para el personal de la sección del Kfir-CE, basado en la elaboración de un plan de mantenimiento o inspección sistemática de todos sus componentes, con intervalos de control para detectar oportunamente cualquier desgaste o rotura, manteniendo los registros adecuados.</p> <p>2. ALCANCE</p> <p>Mantener permanentemente al banco y sus componentes, en su mejor estado y cumplir con las expectativas de trabajo en la comprobación de presión de cabina y sello del avión Kfir-CE.</p> <p>3. DOCUMENTOS DE REFERENCIA</p> <p>Norma SARPS, Capítulo IV; artículo 35, Anexo “H”</p> <p>4. DEFINICIONES</p> <p>Son muchos los factores que en forma directa e indirecta incitan el deterioro paulatino de las condiciones físicas internas y externas del banco tales como:</p>		

	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 2 - 4
	MANTENIMIENTO DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-M1
		Revisión Nº: 01
	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005
Aprobado por: Lic. Jorge Morillo		
I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.

- Condiciones de ambiente inadecuadas a su entorno.
- Esfuerzos inadecuados en su traslado.
- Operación inadecuada de los manómetros digitales.
- Los esfuerzos neumáticos en componentes e indicadores.
- Las variaciones de presión en el filtro desde la fuente de alimentación.
- La humedad en las diferentes partes neumáticas.
- La presencia de F.O.D a su entorno.
- Operación inadecuada del equipo, etc.

5. PROCEDIMIENTOS

En esta parte se plantea procedimientos adecuados de revisión y preservación del banco, en el cual el técnico deberá realizar los siguientes mantenimientos.

5.1 Mantenimiento Quincenal

- a) Determinar si existen fugas de presión neumática en sus componentes neumáticos.
- b) Verificar que se encuentren en buen estado y sin fisuras todos los

componentes del banco.

	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 3- 4
	MANTENIMIENTO DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-M1
		Revisión Nº: 01
	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005
	Aprobado por: Lic. Jorge Morillo	

I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>c) Comprobar que se encuentren bien ajustados todos los componentes del sistema.</p> <p>d) Comprobar que no exista un abastecimiento excesivo de presión neumática.</p>		
<p>5.2 Mantenimiento Semestral</p>		
<p>a) Realizar en forma integra la limpieza de manómetros, filtro, válvulas, mangueras, uniones, neplos, etc.</p> <p>b) Limpiar la estructura del banco de prueba.</p> <p>c) Verificar que se encuentra el sticker de calibración proporcionado por el departamento de metrología de los instrumentos indicadores de presión, con el fin de determinar que se encuentran en perfectas condiciones.</p> <p>d) Verificar el estado de las ruedas.</p>		
<p>5.3 Mantenimiento Anual</p>		
<p>a) Verificar cuidadosamente el estado de perfiles y superficies de la estructura del banco, tener en cuenta puntos de soldadura.</p> <p>b) Verificar que la caja superior e inferior de la estructura del banco se encuentren perfectamente unidas y acopladas.</p>		
	<p>MANUAL DE PROCEDIMIENTOS</p>	<p>Página: 4-4</p>
	<p>MANTENIMIENTO DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE</p>	<p>Código: MTM-KFIR-M1 Revisión Nº: 01</p>
	<p>Elaborado por: Castillo M. Diego S.</p>	<p>Fecha: 06/10/2005</p>
	<p>Aprobado por: Lic. Jorge Morillo</p>	
<p>I.T.S.A.</p>	<p>MECÁNICA AERONÁUTICA</p>	<p>F.A.E.</p>

- c) Verificar la pintura de perfiles y superficies del banco para evitar corrosión en el mismo.
- d) Comprobar que se encuentran en buen estado las placas de designación del banco.
- e) Realizar la calibración de los instrumentos indicadores de presión de acuerdo a las recomendaciones del fabricante. Anexo "G".

Firma del Técnico: _____

	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 1 - 7
	OPERACIÓN DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-O1
		Revisión N°: 01
	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005
Aprobado por: Lic. Jorge Morillo		

I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>1. OBJETIVO</p> <p>Documentar el procedimiento correcto de operación del banco de prueba de presurización de cabina del avión Kfir-CE, el mismo que será realizado después de sustituir la cúpula, parabrisas, sello de la cúpula, accesorios de la presurización, armadura delantera, enchufes eléctricos, sellos u otro trabajo realizado en la estructura de la cúpula que puede dañar el sello hermético de la cabina.</p> <p>2. DOCUMENTOS DE REFERENCIA</p> <p>Manual de mantenimiento del avión Kfir-CE N° EN/0530-9200-25-22.</p> <p>3. CÓDIGO DEL EQUIPO</p> <p>Ninguno.</p> <p>4. UBICACIÓN DEL EQUIPO</p> <p>Ala de Investigación y Desarrollo Nro. 12, sección de mantenimiento y modernización del avión Kfir-CE.</p>		
	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 2 - 7
	OPERACIÓN DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-O1
		Revisión N°: 01
	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005
Aprobado por: Lic. Jorge Morillo		

I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>5. CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS</p> <p>5.1 Voltaje: N/A</p> <p>5.2 Fases: N/A</p> <p>5.3 Peso: 43 Kilogramos aprox.</p> <p>5.4 Capacidad máxima de presión: 200 PSI.</p> <p>5.5 Combustibles: N/A</p> <p>5.6 Refrigerante: N/A</p> <p>5.7 Tipo de motor: N/A</p> <p>5.8 Potencia de motor: N/A</p> <p>4. NORMAS PARA SU FUNCIONAMIENTO</p> <p>6.1 Preparación</p> <p>a) Las palancas para prevenir el cierre de las puertas del tren de aterrizaje para su plegamiento deben estar tiradas hacia abajo.</p> <p>b) Tomar en cuenta que el circuit brake 27V se encuentra en posición hacia abajo.</p>		

	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 3 - 7
	OPERACIÓN DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-O1
		Revisión N°: 01
	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005

	Aprobado por: Lic. Jorge Morillo	
I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>c) Asegúrese que los instrumentos anemométricos de vuelo no falten en el tablero de instrumentos, para evitar la despresurización de cabina en el momento de realizar los chequeos.</p> <p>d) Asegúrese que el avión no esta recibiendo tensión eléctrica externa.</p> <p>e) Abra el acceso número 51 ubicado en la cuaderna Nro. 2 e instale o ponga una tapa en el enchufe de aire del regulador de la presión de la cabina.</p> <p>f) Quite el ensamblaje de la nariz según lo descrito en la hoja de trabajo del Manual de Mantenimiento.</p> <p>g) Cierre y bloqueé la cabina desde el exterior usando la llave de la cabina.</p> <p>h) Quite las tapas de las conexiones ubicadas en la pared frontal del pozo del tren de nariz y conecte cada una de las mangueras del banco de prueba según las instrucciones de funcionamiento del conjunto como sigue a continuación:</p> <ul style="list-style-type: none"> - PRESIÓN DE LA CABINA.- (Presión de la cabina) - GONFL. CABINA.- (Presurización de la cabina) - PRESIÓN DEL SELLO.- (Presión del sello) - GONFL. BOUDIN.- (Inflado del sello) 		
	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 4 - 7
	OPERACIÓN DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-O1
		Revisión N°: 01
	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005

	Aprobado por: Lic. Jorge Morillo	
I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>i) Conecte la fuente de alimentación de presión de aire neumático directamente al filtro del banco de prueba de presurización de cabina.</p> <p>6.2 Sistema de inflado del sello de la cúpula y chequeo del regulador de presión</p> <p>a) Infle el sello de la cabina, abriendo la válvula de paso de la línea II para el inflado del sello según los procedimientos del manual de mantenimiento.</p> <p>b) Controle que en el instrumento indicador de presión (manómetro), la presión se establezca en una lectura de $1.2 + 0.03 / - 0.04$ bar.</p> <p>c) Cierre la válvula de paso de la línea II del banco de presurización, la misma que infla el sello y controle que la presión en el sistema del sello se encuentre estable y no baje en menos de tres minutos.</p> <p>6.3 Chequeo de la válvula de seguridad y sellamiento de la cabina.</p> <p>a) Infle el sello de la cabina.</p>		

	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 5 - 7
	OPERACIÓN DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-O1
		Revisión N°: 01
	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005

	Aprobado por: Lic. Jorge Morillo	
I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>b) Presurice la cabina abriendo la válvula de paso de la línea I del banco de presurización.</p> <p>c) Evitar que la presión de la cabina se eleve sobre 0.34 bar.</p> <p>d) Levante lentamente la presión en la cabina y asegúrese que la válvula de seguridad se abra en una presión de 0.325 +/- 0.01 bar.</p> <p>e) Cierre la válvula de paso de la línea I del banco de prueba y asegúrese que la válvula de seguridad se cierre en una presión menor de 0.325 +/- 0.01 bar.</p> <p>f) Controle el sellado de la cabina como se detalla a continuación:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Proceda a tomar el tiempo con el cronómetro desde cuando la presión de aire de la cabina sea de 0.30 bar. - Pare el cronómetro cuando la presión de la cabina alcanza o llega a 0.15 bar. - Controle que la caída de presión de la cabina desde 0.30 bar. a 0.15 bar. no baje en menos de tres minutos. 		

	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 6- 7
	OPERACIÓN DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-O1
		Revisión N°: 01
	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005

	Aprobado por: Lic. Jorge Morillo	
I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>7. PRECAUCIONES</p> <p>7.1 Sistema de inflado del sello de la cúpula y chequeo del regulador de presión</p> <p>a) Si en caso la presión del sello baja de $1.2 + 0.03 / - 0.04$ bar. en menos de tres minutos se procede a realizar lo siguiente:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Use una solución jabonosa de agua y localice si existe fuga o escape de aire alrededor del sello de la cabina. - Apriete los accesorios o componentes del sistema de presurización del avión o sustituya el sello del pabellón según lo descrito en la hoja de trabajo del Manual de Mantenimiento. <p>b) Repita las operaciones descritas anteriormente luego de verificar el daño.</p> <p>7.2 Chequeo de la válvula de seguridad y sellamiento de la cabina.</p> <p>a) Si la presión de cabina cae en menos de tres minutos proceda a realizar los trabajos como se detalla a continuación:</p>		

	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 7- 7
	OPERACIÓN DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-O1
		Revisión N°: 01
	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005

	Aprobado por: Lic. Jorge Morillo	
I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>- Chequee la presión de aire de aumento en los empalmes del parabrisas de la cabina y la periferia de las ventanas de la cabina por ausencia y escapes, para esto utilice un cepillo y una solución jabonosa de agua.</p> <p>- Repare los escapes, refiérase a la hoja de trabajo.</p> <p>Repita los chequeos detallados según las instrucciones de funcionamiento del banco.</p> <p>Firma del Técnico: _____</p>		

	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 1-3
	SEGURIDAD DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-S1
		Revisión N°: 01
	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005

	Aprobado por: Lic. Jorge Morillo	
I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>1. OBJETIVO</p> <p>Documentar normas, reglas, o procedimientos correctos para realizar las actividades del programa de seguridad de la sección de mantenimiento, cumpliendo los tres elementos indispensables; seguridad, productividad y calidad de los trabajos.</p> <p>2. ALCANCE</p> <p>Evitar eventos no deseados tales como, accidentes, y demás daños profesionales; y eliminar automáticamente la ausencia laboral, la pérdida de materiales y por ende las interacciones en el proceso productivo.</p> <p>3. VERIFICACIONES</p> <p>Al realizar los trabajos de comprobación de presiones tanto de cabina y sello se debe hacer con mucho cuidado y tomando en cuenta los siguientes factores de seguridad:</p>		

	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 2-3
	SEGURIDAD DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-S1
		Revisión N°: 01

	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005
	Aprobado por: Lic. Jorge Morillo	
I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>3.1 Factor Acción Insegura</p> <p>a) No violar los procedimientos aceptados como seguros de operación del equipo.</p> <p>b) Operar el banco sin autorización o conocimiento.</p> <p>c) Operar el banco a presiones neumáticas elevadas que dan lugar al daño inmediato de los componentes del sistema neumático.</p> <p>d) Hacer uso del banco, y sus componentes encontrándose defectuosos.</p> <p>e) No limpiar el equipo mientras se encuentre operando.</p> <p>f) No manipular el sistema neumático del banco ubicado en su parte interna; cuando éste se encuentre con flujo de presión neumática desde la fuente de alimentación externa.</p> <p>g) No realizar los trabajos de comprobación de presiones, sin antes verificar que se encuentren cerradas todas las válvulas.</p> <p>h) Realizar la operación del banco sin la ayuda extra de una persona por lo menos.</p> <p>3.2 Factor de Condición Insegura</p>		

	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS	Página: 3-3
	SEGURIDAD DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Código: MTM-KFIR-S1
		Revisión N°: 01

	Elaborado por: Castillo M. Diego S.	Fecha: 06/10/2005
	Aprobado por: Lic. Jorge Morillo	
I.T.S.A.	MECÁNICA AERONÁUTICA	F.A.E.
<p>a) Piso o superficie de trabajo resbaloso, y desigual.</p> <p>b) Falta de orden y limpieza en el área de trabajo.</p> <p>c) Falta de señalización del banco.</p> <p>d) Acceso de visitantes al área laboral sin el uso de los implementos y conocimientos de seguridad.</p> <p>3.3 Factor de Personal Inseguro</p> <p>a) Falta de conocimiento y destreza, incluye: ignorancia de los métodos correctos de operación del banco, hábitos impropios de trabajo, experiencia insuficiente.</p> <p>b) Actitudes indebidas relacionadas con: falta de atención, indolencia, arrogancia, imprudencia, hostilidad, egoísmo, etc.</p> <p>Firma del Técnico: _____</p>		

	<h1>REGISTRO</h1>	Código: MTM-KFIR-R1	
	LIBRO DE VIDA DE MANTENIMIENTO DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Registro No:	

Hoja: de.....

Nro	FECHA		TRABAJO REALIZADO	MATERIAL Y/O REPUESTO UTILIZADO	ENCARGADO	OBSERVACIONES
	ENTRADA	SALIDA				

Firma del Técnico:.....

	<h1>REGISTRO</h1>	Código: MTM-KFIR-R2	
	LIBRO DE VIDA DE FUNCIONAMIENTO DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN Kfir-CE	Registro No:	

Hoja: de.....

Fecha	Motivo	Pruebas Ejecutadas	Horas de Funcionamiento	Observaciones

Firma del Técnico:.....

	<h1>REGISTRO</h1>	Código: MTM-KFIR-R3	
	LIBRO DE VIDA DE DAÑOS DEL BANCO DE PRUEBA DE PRESURIZACIÓN DE CABINA DEL AVIÓN KFIR CE	Registro No:	

Hoja: de.....

Nro	Fecha	Daño Ocasionado	Causa del daño	Acción Correctiva	Repuesto Utilizado	Observaciones

Firma del Técnico:.....

CAPÍTULO V

ESTUDIO ECONÓMICO

5.1 PRESUPUESTO

Después de haber realizado un estudio económico y antes de concretar este proyecto de grado se llegó a la conclusión de que el banco de prueba para el chequeo y comprobación de presurización tanto de cabina y sello del avión Kfir-CE costaba aproximadamente, 605 USD.

5.2 ANÁLISIS ECONÓMICO

Existen principalmente cuatro rubros en la construcción y modificación del banco de prueba de presurización, que son:

1. Materiales
2. Máquinas, Herramientas y Equipos Auxiliares
3. Mano de Obra
4. Otros

5.2.1 Materiales

Tabla 5.1. Lista de costo de materiales del banco de prueba

DETALLE	COSTOS USD
Manómetros digitales y de glicerina	600
Válvulas Reguladoras	60
Filtro	45
Acoples 1/4"	5
Neplos 1/4"	3
Uniones 1/4"	5
Codos 1/4"	8
Válvulas esféricas o de paso 1/4"	5
Manguera neumática	20
Fittings	20
Lámina estructural de Tol de 1/16"	18
Tubo estructural de hierro cuadrado de 3/4" x 2mm	8
Ángulo Estructural de hierro de 1 1/4" x 3mm	4
Ángulo Estructural de Hierro de 3/4" x 2mm	3
Varilla de hierro circular de 5/8" (eje)	2
Varilla de hierro cuadrada de 3/8"	2
Ruedas	10
Tornillo, Abrazaderas, Mariposas	5

DETALLE	COSTOS USD
Electrodos tipo E 6011	5
Teflón	2
Pintura amarillo Caterpillar	13
Masilla	3
Fondo laca	4
TOTAL	850

5.2.2 Máquinas, Herramientas y Equipos Auxiliares

Para la construcción del banco de prueba, se utilizaron maquinas y herramientas existentes en un taller particular ubicado en la ciudad de Ibarra, es por ello que se toma en consideración la siguiente tabla de costo de utilización de las mismas.

Tabla 5.2. Costo de utilización de máquinas, herramientas y equipo.

Nro	MÁQUINA-HERRAMIENTA-EQUIPO	CÓDIGO	VALOR/HORA	Nro. HORAS	COSTOS USD
1	Taladro de Banco	M1	0.50	5	2.50
2	Pulidora	M2	0.50	8	4
3	Esmeril	M3	0.50	6	3

Nro	MÁQUINA- HERRAMIENTA -EQUIPO	CÓDIGO	VALOR /HORA	Nro. HORAS	COSTOS USD
4	Sierra Eléctrica	M4	0.50	1	0.50
5	Cortadora	H1	0.50	6	3
6	Dobladora	H2	0.50	3	1.50
7	Lima plana y Circular	H3	0.50	5	2.50
8	Sierra Manual	H4	0.50	8	4
9	Martillo	H5	0.50	2	1
10	Soldadora	E1	1	5	5
11	Compresor para pintura	E2	2	4	8
TOTAL					35

5.2.3 Mano de Obra

Los costos de mano de obra están comprendidos principalmente por pintura, doblamiento, montaje, masillado, etc.

Tabla 5.3. Tabla de costos de mano de obra

DETALLE	HRS/HOMBRE	VALOR/HORA	Nro. HORAS	COSTOS USD
Masillado	2	5	2	10
Pintura	4	5	4	20
Fondo	2	5	2	10
Doblado	3	5	3	15
TOTAL				55

5.2.4 Otros

Este rubro comprende los materiales utilizados para las pruebas de funcionamiento, costo de impresión de textos, transporte, alimentación, etc.

Tabla 5.4. Tabla de costos de otros gastos

DETALLE	COSTOS USD
Internet y Computadora	20
Impresión de textos	50
Anillados	15
Transporte	50
Alimentación	60
Empastados	20

DETALLE	COSTOS USD
Hojas	5
TOTAL	220

Por lo tanto el costo total de nuestro banco de prueba es:

Tabla 5.5. Tabla de costos generales del banco

DETALLE	COSTOS USD
Materiales	850
Máquinas, Herramientas y Equipos Auxiliares	35
Mano de Obra	55
Otros	220
TOTAL	1,160

Efectuando el análisis del presupuesto anterior y el presupuesto actual, se determina que existe una diferencia de 555 USD, los mismos que representan el valor actual de la digitalización del banco.

NOTA: Cabe indicar que los manómetros digitales y de glicerina fueron importados del exterior, por lo que el costo subió.

5.3 COSTO DE ADQUISICIÓN EN OTRO LUGAR

De acuerdo al análisis corporativo de costos en otro país, la adquisición del banco tiene un costo total de 4,500 USD, sin transporte, entonces efectuando el análisis de costos indicados tanto de construcción en el país o adquisición fuera de él, se observa que existe un ahorro económico de 3,340 USD.

CAPÍTULO VI

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

6.1 CONCLUSIONES

- Se construyó el banco de prueba de presurización de cabina, permitiendo la comprobación de la presión existente en cabina y sello, obteniendo resultados más exactos, facilidad de visualizar y apreciación de valores.
- Luego de analizar la documentación técnica de respaldo, el diseño de construcción del banco está realizado tomando en cuenta el factor ergonómico, rendimiento, facilidad de operación y chequeo confiable.
- Después de analizar los parámetros de referencia e investigar el tipo y modelo del banco existente en el Ala Nro. 21 (Taura), se logró diseñar y construir el banco de prueba de presurización de cabina mejorado en su totalidad.
- En base a los parámetros de evaluación, técnica, económica, y complementaria se escogió la mejor alternativa de construcción de acuerdo a los requerimientos que demanda los manuales técnicos de mantenimiento.

- Los materiales e instrumentos utilizados en la construcción cumplen con el objetivo de operación y funcionamiento propuesto, que es la comprobación de presurización de cabina y sellos del avión Kfir-CE.
- Se elaboró manuales de operación, mantenimiento, seguridad y hojas de registro, con el fin de obtener un óptimo rendimiento durante su utilización en labores de mantenimiento.
- Se logró implementar el banco dentro del programa de mantenimiento y modernización del avión Kfir-CE, obteniendo gran aceptación del personal que labora en el área.

6.2 RECOMENDACIONES

- Hacer referencia siempre a las normas y precauciones indicadas en los manuales de operación, mantenimiento, y seguridad.
- Se recomienda la modernización del banco de prueba del Ala Nro. 21 (Taura), tomando como base el diseño y construcción del banco construido para el Ala Nro. 12 (Latacunga).
- Se preste las facilidades para que los alumnos del I.T.S.A, puedan seguir construyendo diferentes equipos que ayudarían a la modernización de cada uno de los escuadrones de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

BIBLIOGRAFÍA

- **I.A.I.** (Israel Aircraft Industries LTD). Tester Cockpit Pressurization, GSE No. 123-42.
- **I.A.I.** (Israel Aircraft Industries LTD). Curso de Accesorios Neumáticos del avión KFIR (Sistema de Climatización y Presurización).
- **I.A.I.** (Israel Aircraft Industries LTD). Sistema de Control Ambiental (ECS).
- **I.A.I.** (Israel Aircraft Industries LTD). Descripción General de Operación del Banco de Prueba de Presurización de Cabina.
- **OÑATE, Antonio Esteban (1996)**, Conocimientos del Avión, México, Editorial Paraninfo.
- **Novacero (2000)**, Características Técnicas de Tubería Estructural.
- **AGA. (2003)**, Características Técnicas de la Suelda

HOJA DE VIDA

DATOS PERSONALES

APELLIDOS: CASTILLO MEJIA

NOMBRES: DIEGO SEBASTIÁN

NACIONALIDAD: ECUATORIANA

LUGAR DE NACIMIENTO: QUITO - ECUADOR

EDAD: 21 años

ESTADO CIVIL: SOLTERO

CÉDULA DE IDENTIDAD: 171032436 - 7

PROFESIÓN: ESTUDIANTE

ESTUDIOS REALIZADOS

PRIMARIA: INSTITUTO ROSALES “ LA SALLE” - IBARRA

SECUNDARIA: COLEGIO FISCO MISIONAL “SAN FRANCISCO” -

IBARRA

**SUPERIOR: INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR
AERONAÚTICO – LATACUNGA**

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

ELABORADO POR:

A/C Castillo Mejía Diego Sebastián

DIRECTOR DE CARRERAS DEL INSTITUTO TECNOLÓGICO
SUPERIOR AERONAÚTICO

Ing. Guillermo Trujillo Jaramillo

Latacunga, Octubre del 2005