



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO**

---

**FACULTAD DE INGENIERÍA**

**SIMULACION EN TECNICAS DE  
SOFTWARE IN THE LOOP DEL  
SISTEMA DE MONITOREO DE  
PRESION EN CABINA DE UN AVION**

**TESIS**

Que para obtener el título de  
**Ingeniero en Mecatrónica**

**P R E S E N T A**

Abisai Israel de la Rosa Gudiño

**DIRECTOR DE TESIS**

Dr. Carlos Romo Fuentes



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2016

## **AGRADECIMIENTOS.**

*A mis padres, por su enorme ayuda, gran comprensión e incondicional apoyo; porque gracias a ellos he logrado todos mis propósitos.*

*A mis hermanas Eder, Agar y Jocabet; gracias por el apoyo, los regaños y los consejos. A mi hermana Jocabet, gracias por siempre apoyarme en todo lo que se pudiera.*

*A mi cuñado Arturo, gracias por los consejos y los aplausos, por siempre estar presente.*

*A mi sobrino Rodrigo, que es una de mis inspiraciones para seguir adelante.*

*A mi prima Martha, por siempre preocuparse por mí y estar presente.*

*A mis amigos, Mariana, Claudia, Rafael, Arely, Jorge, Isabel, Bryan, Lalo, Lalo güero, Marcos, Karlita, Emmanuel; por siempre hacerme reír y escuchar mis locuras.*

*A Mariana y a Claudia, que siempre estuvieron allí para escucharme, llevan un lugar especial.*

*A ti amigo Daniel, que te nos adelantaste. Gracias por ser el primer amigo que tuve en la facultad, que siempre nos reíamos de todo y de todos, y que sé que te sigues riendo conmigo desde donde estés.*

*Gracias al Dr. Carlos Romo Fuentes, por su gran ayuda como director de tesis, porque es uno de los profes más buena onda que he conocido.*

*Gracias al Dr. José Antonio por su enorme ayuda en la realización de la presente tesis.*

*A la Unidad de Alta Tecnología de la UNAM y a todo el equipo que allí colabora.*

*Al Laboratorio Nacional de Ingeniería Espacial y Automotriz 232660 y Al proyecto PAPIT TA100516; que aportaron los recursos para las salidas a Querétaro y la aportación de la máquina OPAL RT 5600.*

## ÍNDICE GENERAL

INTRODUCCIÓN.....	[7]
OBJETIVO.....	[8]
IDENTIFICACIÓN Y DEFINICIÓN DEL PROBLEMA.....	[8]
ANTECEDENTES.....	[12]
<b>I. MARCO TEÓRICO Y DEFINICIONES BÁSICAS.....</b>	<b>[16]</b>
<b>1.2. Presurización, Despresurización y Techos: definiciones convencionales en aeronáutica.....</b>	<b>[19]</b>
<b>1.3. Principios de presurización en la cabina de un avión.....</b>	<b>[20]</b>
<b>1.4. Instrumentación básica para monitorear la presión.....</b>	<b>[22]</b>
<b>1.5. Instrumentación básica en un avión para monitorear la presión y altitud fuera y dentro de cabina.....</b>	<b>[23]</b>
<b>1.6. Control de presurización en cabina.....</b>	<b>[28]</b>
<b>1.7. Tipos de control de presurización.....</b>	<b>[30]</b>
<b>1.8. Regulación de la presurización en cabina analógicamente.....</b>	<b>[31]</b>
<b>1.9. Presurización de cabina (Regulador Digital).....</b>	<b>[32]</b>
<b>II. DESCRIPCIÓN Y DESARROLLO DE LOS FENÓMENOS QUE OCURREN EN LA PRESURIZACIÓN DE LA CABINA DE UN AVIÓN.....</b>	<b>[34]</b>
<b>2.1. Parámetros generales de presión, densidad y temperatura para el recorrido de un avión.....</b>	<b>[35]</b>
<b>2.2. Ecuaciones fundamentales utilizadas en la presurización de cabina de un avión.....</b>	<b>[37]</b>
<b>2.3. Situaciones de los fenómenos presentes en la cabina de un avión durante su recorrido.....</b>	<b>[39]</b>
<b>2.4. Características de los fenómenos en las etapas de vuelo.....</b>	<b>[41]</b>
<b>2.5. Tierra hasta Despegue y Crucero.....</b>	<b>[44]</b>
<b>2.6. Ascenso de un avión: Valores de los fenómenos en cabina.....</b>	<b>[45]</b>
<b>2.7. Descenso de un avión: Valores de los fenómenos en cabina.....</b>	<b>[48]</b>
<b>III. DISEÑO CONCEPTUAL DEL SISTEMA DE MONITOREO DE PRESURIZACIÓN EN CABINA DE UNA AVIÓN.....</b>	<b>[51]</b>
<b>3.1. Monitoreo de presurización en el sistema.....</b>	<b>[52]</b>
<b>3.2. Generación de mapa conceptual: Sistema de presurización en la cabina de un avión.....</b>	<b>[53]</b>
<b>3.3. Cierre de puertas.....</b>	<b>[55]</b>
<b>3.4. Ascenso.....</b>	<b>[56]</b>
<b>3.5. Crucero cuando el avión termina la etapa de ascenso.....</b>	<b>[57]</b>
<b>3.6. Aterrizaje.....</b>	<b>[59]</b>
<b>IV. Desarrollo del sistema de monitoreo de la presurización en la cabina de un avión y pruebas en la máquina OPAL RT 5600.....</b>	<b>[61]</b>
<b>4.1. Simulink como herramienta de diseño.....</b>	<b>[62]</b>
<b>4.2. OPAL RT 5600 como herramienta de simulación.....</b>	<b>[62]</b>
<b>4.3. Dispositivos y software utilizados en la resolución del problema.....</b>	<b>[65]</b>

<b>4.4.-Construcción de un modelo en RT-LAB</b> .....	[66]
4.4.1. Bloques de comunicación OpComm.....	[66]
4.4.2. Características de la computadora para poder usar la máquina OPAL RT 5600.....	[67]
<b>4.5. Adecuación del software construido para usarlo en OPAL RT 5600</b> .....	[67]
<b>4.6. Preparación de pruebas del software construido para usarlo en OPAL RT 5600</b> .....	[71]
4.6.1. Cierre de Puertas.....	[72]
4.6.2. Ascenso del Avión.....	[74]
4.6.3. Crucero del Avión.....	[76]
4.6.4. Aterrizaje del Avión.....	[78]
<b>4.7. Pruebas en la máquina OPAL RT 5600</b> .....	[80]
<b>V.RESULTADOS OBTENIDOS DE LAS PRUEBAS DEL SISTEMA DE MONITOREO EN OPAL RT 5600, COMPARACIÓN Y VALIDACIÓN</b> .....	[83]
5.1. Introducción a los resultados.....	[84]
5.2. Resultados a partir de la descripción de los gráficos obtenidos en la simulación OPAL RT 5600 utilizando todas las etapas del avión .....	[85]
5.3. Perfil de vuelo automático propuesto y simulado en OPAL RT 5600 en conjunto de todo el sistema.....	[90]
5.4. Perfil de vuelo automático propuesto en OPAL RT 5600, utilizando las etapas d el avión independientemente.....	[91]
5.5. Validación del sistema propuesto en OPAL RT 5600, comparándolo con los resultados en computadora.....	[94]
5.6. Validación del sistema propuesto en OPAL RT 5600, comparándolo con el bloque de simulink llamado "Pressure Altitude".....	[95]
<b>CONCLUSIONES</b> .....	[99]
<b>TRABAJO A FUTURO</b> .....	[100]
<b>BIBLIOGRAFÍA</b> .....	[101]
<b>ANEXOS</b> .....	[102]

## LISTA DE TABLAS

1.- Valores Atmosféricos.....	[18]
2.- Parámetros generales a nivel del mar de algunas propiedades físicas de la atmósfera.....	[34]
3.- Situaciones de los fenómenos de altitud y presión presentes durante el recorrido de un avión.....	[38]
4.- Conversión de presión y altitud.....	[38]
5.- Situaciones de los fenómenos de altitud y presión que se presentan en el recorrido de un avión en unidades del sistema internacional (SI).....	[38]
6.- Características de los fenómenos en las etapas de vuelo.....	[41]
7.- Etapa de Tierra hasta despegue.....	[44]
8.- Etapa de Crucero.....	[44]
9.- Velocidades de ascenso y descenso de un avión comercial en general.....	[45]
11.- Uso de Simulink como herramienta de diseño.....	[63]
12.- Características necesarias para el uso de la máquina OPAL RT 5600.....	[67]
13.- Sistemas utilizados para la realización de las pruebas.....	[67]
14.- Configuración de las señales de excitación en la etapa “Cierre de puertas”.....	[73]
15.- Configuración de las señales de excitación en la etapa de ascenso del avión.....	[75]
16.- Configuración de las señales de excitación de crucero del avión.....	[77]
17.- Configuración de las señales de excitación en el aterrizaje de un avión.....	[79]
18.- Descripción de las pruebas realizadas en la máquina OPAL RT 5600.....	[80]
19.- Resultados obtenidos de los displays.....	[97]

## LISTA DE MAPAS CONCEPTUALES.

1.- Propuesta de diseño de monitoreo para la presurización de cabina en un avión.....	[53]
2.- Generación de conceptos de los fenómenos durante la trayectoria de un avión.....	[54]
3.- Cierre de puertas en cabina.....	[56]
4.- Ascenso del avión.....	[57]
5.- Etapa de crucero del avión.....	[59]
6.- Etapa de descenso.....	[60]
7.- Integración del Software para la resolución del problema.....	[65]

## LISTA DE FIGURAS.

1.- Cambio de la Presión respecto a la altura.....	[9]
2.- Importancia de la presurización de la cabina de un avión.....	[9]
3.- Implementación de Software In The Loop.....	[11]
4.- Ramas de la Ingeniería que conforma a la Ingeniería Mecatrónica.....	[12]
5.- Sistema Mecánico de un Avión.....	[13]
6.- Sistemas de Aviónica.....	[14]
7.- La Industria Aeronáutica en México.....	[15]
8.- Presión atmosférica en una caja cerrada.....	[17]
9.- Cambio de la temperatura respecto a la altura.....	[18]
10.- Despresurización lenta por el fallo del sistema de presurización.....	[20]
11.- Despresurización rápida o explosiva por agrietamiento en el fuselaje.....	[20]
12.- Altitud de cabina respecto a la altitud real de vuelo.....	[20]
13.- Partes exteriores de un avión.....	[21]
14.- Diagrama conceptual de los sistemas de presurización de cabina.....	[21]
15.- Barómetro Aneroide.....	[22]
16.- Representación esquemática del tubo de Pitot.....	[22]
17.- Instrumentos para medir la presión estática.....	[23]
18.- Representación del Altimetro.....	[24]
19.- Esquema representativo del altímetro.....	[24]
20.- Lectura de un Altimetro.....	[25]
21.- Ajuste de la presión de referencia.....	[26]
22.- Variómetro.....	[26]
23.- Instrumentación del variómetro.....	[27]
24.- Lectura del variómetro.....	[27]
25.- Perfil de vuelo automático.....	[28]
26.- Control de Presurización.....	[30]
27.- Arquitectura del sistema de presurización con regulador analógico.....	[32]
28.- Regulador de presurización digital en cabina.....	[33]
29.- Vista lateral y transversal del interior de un avión.....	[52]
30.- Esquema de Simulink.....	[62]
31.- Máquina OPAL RT 5600.....	[65]
32.- Bloques de RT-LAB.....	[67]
33.- Configuraciones de solución en Simulink.....	[68]
34.- Características del bloque OpComm SC_ y SM_.....	[69]
35.- Creación de la carpeta del proyecto en RT-LAB.....	[69]
36.- Construcción y ejecución del modelo en RT-LAB.....	[70]
37.- Configuración de RT-LAB para la ejecución de la simulación.....	[70]
38.- Fin del sistema.....	[71]
39.- Sistema General del Monitoreo de presurización en la cabina de avión.....	[71]
40.- Etapa de Cierre de Puertas.....	[72]
41.- Etapa de Ascenso del avión.....	[74]
42.- Etapa de crucero del avión.....	[76]
43.- Etapa de aterrizaje del avión.....	[78]
44.- Perfil de Vuelo Automático generada en la tesis.....	[84]
45.- Perfil de vuelo Automático en el sistema generado por Simulink y RT-LAB, y la máquina OPAL RT 5600.....	[90]

46.- Perfil Automático de Vuelo generado en OPAL RT 5600 utilizando las etapas del avión independientemente.....	[91]
47.- Resultados obtenidos independientes de las etapas de cierre de puertas, ascenso, crucero y aterrizaje de un avión respectivamente.....	[93]
48.- Perfil de vuelo Automático generado en RT-LAB y OPAL RT 5600.....	[94]
49.- Perfil de vuelo Automático generado en una computadora.....	[94]
50.- Bloque Pressure Altitude y parámetros del mismo.....	[95]
51.- Perfil de vuelo Automático utilizando el bloque de Simulink “Pressure Altitude” .....	[96]
52.- Perfil de vuelo automático comparado con el perfil de vuelo obtenido.....	[97]

## **GRÁFICAS.**

1.- Presión vs. Altitud.....	[37]
2.- Densidad vs. Altitud.....	[38]
3.- Temperatura vs. Altitud.....	[38]
4.- Presión vs. Tiempo de ascenso.....	[46]
5.- Presión vs. Altitud de ascenso.....	[47]
6.- Temperatura vs. Altitud de ascenso.....	[47]
7.- Densidad vs. Altitud de ascenso.....	[48]
8.- Presión vs. Tiempo de descenso.....	[48]
9.- Presión vs. Altitud de descenso.....	[49]
10.- Temperatura vs. Altitud de descenso.....	[49]
11.- Densidad vs. Altitud de descenso.....	[50]

# INTRODUCCIÓN.

En el presente, una de las necesidades de la sociedad es el poder realizar desplazamientos de su lugar de origen a otras partes del mundo, recorrer los océanos para poder llegar a una cita de negocios, recorrer grandes extensiones de tierra para visitar a algún familiar, etc. Siempre buscando que estos recorridos sean en un tiempo corto, pero sobre todo buscando la máxima seguridad y confort que se necesita.

El avión, sin duda, ha podido satisfacer las demandas de la población mundial, convirtiéndose hoy en día en uno de los medios de transporte más eficientes y seguros para poder realizar grandes viajes a todas las partes del mundo. Esto se debe a que el avión, al desplazarse por aire puede realizar grandes recorridos en un menor tiempo; por otra parte, la tecnología moderna aplicada en la aeronáutica, hace de estos recorridos, una de las mejores opciones de seguridad y confort para resguardar la vida de las personas. Uno de los ejemplos de seguridad sin duda más significativo que podemos tener en un avión, es el que las personas puedan respirar con seguridad y tranquilidad en alturas en las que nuestro organismo no lo permite por la falta de oxígeno, gracias a que el avión se presuriza permitiendo el paso de aire hacia la cabina del mismo y así seguimos teniendo una atmósfera adecuada para que nuestro organismo no resienta los cambios de altitud exterior.

En la presente tesis, se habla del sistema que monitorea la presión dentro de la cabina de un avión, describiendo los sistemas que hacen posible el monitoreo de dicha presión y puntualizando en fenómenos atmosféricos como son presión, temperatura y densidad; cómo estos fenómenos se ven alterados por un parámetro físico denominado altitud, el cual es uno de los parámetros presentes durante todo el recorrido del avión. Se hace presente, que en este trabajo se habla de los sistemas utilizados solamente en aviones comerciales, pero no se habla de un avión comercial en particular, simplemente son de los sistemas básicos utilizados en general para realizar el monitoreo de presión en cabina.

En el primer capítulo de esta tesis que abarca esta introducción se describe primeramente cuál es el motivo de la elección de este tema; se da un panorama general de las aportaciones de la ingeniería mecatrónica hacia la aeronáutica y cómo México se está desarrollando en este sector de la industria del transporte. En segundo lugar se realiza toda una descripción de definiciones convenientes para entender el contexto del trabajo realizado; así como también se describen los fenómenos físicos que siempre están presentes en el desarrollo de la presente investigación, mencionando los sistemas que permiten la lectura de los mismos. Y para finalizar este primer capítulo se habla del fenómeno de presurización y de los sistemas que están presentes en el monitoreo del mismo.

En el segundo capítulo llamado “Descripción y desarrollo de los fenómenos que ocurren en la presurización de la cabina de un avión”, se provee la información necesaria con base en investigación previa de las situaciones atmosféricas que se presentan dentro y fuera del avión durante todo su recorrido, se presentan gráficos del cambio de dichos fenómenos así como sus respectivas ecuaciones que serán utilizadas para desarrollar posteriormente los siguientes capítulos.

En el tercer capítulo llamado “Diseño Conceptual del sistema de monitoreo de presurización en cabina”, se realiza una serie de mapas conceptuales y diagramas de flujo que posteriormente servirán para el desarrollo e implementación de un programa que nos ayudará a visualizar los fenómenos anteriormente descritos.

Para el cuarto capítulo llamado “Desarrollo del sistema de monitoreo de la presurización en la cabina de un avión y pruebas en la máquina OPL RT 5600”, con base en los diagramas realizados en el tercer capítulo, se utiliza un simulador en tiempo real denominado OPAL RT-5600, el cual utiliza como herramienta al simulador de Matlab “simulink”; para desarrollar el sistema de monitoreo, que permitirá visualizar cómo se desarrollan los fenómenos atmosféricos en el recorrido de un avión. Y comparando los datos obtenidos con los datos investigados anteriormente.

En el quinto capítulo para finalizar la realización del presente trabajo llamado “Resultados obtenidos de las pruebas del sistema de monitoreo en OPAL RT 5600, comparación y validación”, se realizan las comparaciones obtenidas en las pruebas del sistema con los datos obtenidos teóricamente presentando los resultados de diversas pruebas en el sistema. También se realiza una discusión y recomendaciones de los trabajos a futuro para poder realizar pruebas en un sistema físico.

## **OBJETIVO.**

- Desarrollar una propuesta de un sistema que permita simular y analizar el funcionamiento del sistema de monitoreo de presión en la cabina de avión, utilizando la técnica de SIL en una máquina virtual.

## **IDENTIFICACIÓN Y DEFINICIÓN DEL PROBLEMA.**

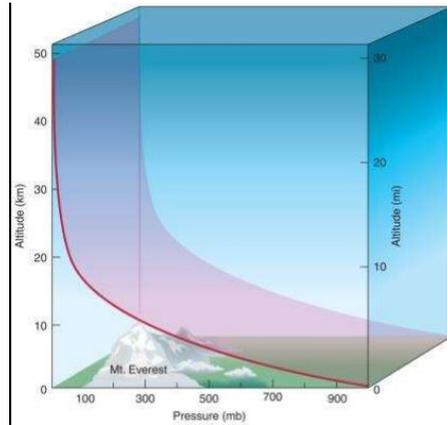
- **IMPORTANCIA DE LA PRESURIZACIÓN DE LA CABINA EN UN AVIÓN.**

La montaña más alta del mundo llamada “Everest”, tiene una altitud calculada de 8800[m] sobre el nivel del mar; las personas que han realizado sus travesías al intentar escalar esta montaña, muchas veces han fallado, debido a las condiciones atmosféricas adversas en las que se encuentran. Uno de los retos que tienen que enfrentar, es seguir respirando mientras suben cada metro de la montaña, debido a que cuando se empieza a subir, el organismo tiene la necesidad acumular más aire en los pulmones, pero esto es difícil debido a que cuando la altura va aumentando se está perdiendo mucha presión, esto se ve reflejado a su vez en la pérdida de oxígeno; cuanto mayor sea la altitud, el oxígeno va disminuyendo. Por lo que las personas tienen que llevar tanques que les provea del oxígeno que les está negando el ambiente exterior, mientras van escalando. Si viajáramos en un avión sin sistema de presurización, sería un peligro total. Un avión por lo general vuela a alturas muy cercanas a los 36000[ft]<sup>1</sup> de altura (ósea aproximadamente a unos 11 [Km] de altitud), si la presión interior fuera idéntica a la presión que hay en el exterior del avión, el efecto que tendría en nuestro organismo sería fatal, debido a la pérdida de oxígeno. Se sabe por bibliografía, que la presión disminuye exponencialmente con la altitud; de modo que a unos 50,000 [ft] (15.24 [Km]) la presión de aire se reduce a un 10% de la presión al nivel del mar.

---

<sup>1</sup> Ft es la medida de longitud inglesa mayormente utilizada en aeronáutica, de modo que 1[ft] ≈0.3048 [m].

A 25,000 [ft] (7.620[Km]) la proporción de oxígeno en la sangre sería del 50% por lo que, si un persona permanece más de 5 [minutos] en estas condiciones, se produciría la pérdida del conocimiento.

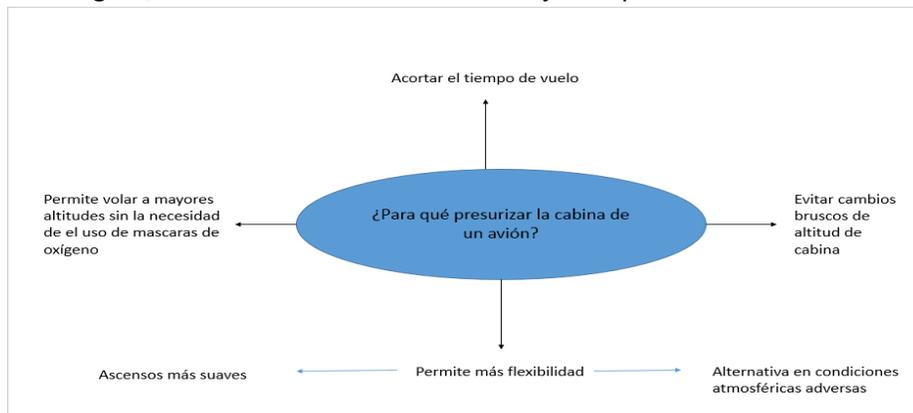


**Figura 1. Cambio de la Presión respecto a la altura**

En la figura [1]<sup>2</sup>, se aprecia como ocurre el descenso de presión respecto a la altura, tomando como referencia la montaña Everest, se aprecia que en la punta del monte casi aproximadamente a 9 [Km], tenemos una presión de 300 [MPa], la cual con respecto a la presión atmosférica a nivel del mar es muy baja. Podemos apreciar también que la baja de presión atmosférica ocurre de manera exponencial y se ve aún más esta tendencia por cada kilómetro de manera vertical que se recorra.

En general a partir de 3[Km] de altitud, una persona requiere oxígeno extra para poder seguir con sus funciones vitales normales.

En la siguiente figura, se muestra cuáles son las ventajas de presurizar la cabina de un avión.



**Figura 2. Importancia de la presurización de la cabina de un avión.**

Como se observa en el mapa conceptual de la figura [2], presurizar la cabina hace que el recorrido de un avión sea más eficiente debido a que puede elevarse a una altura mayor para poder

<sup>2</sup>AIRS. [http://airs.jpl.nasa.gov/resources/todays\\_earth\\_maps/water\\_vapor\\_500mb](http://airs.jpl.nasa.gov/resources/todays_earth_maps/water_vapor_500mb)

desplazarse con mayor facilidad y acortar un tiempo de vuelo, o evitar que los tripulantes no resientan la altitud del avión.

Para determinar una buena presurización en el avión es necesario tomar los siguientes aspectos:

- 1) Determinar que todo el avión se encuentre debidamente sellado; es decir, que ninguna compuerta o ventana se encuentre abierta, y mucho menos que existan picaduras u orificios en el fuselaje.
- 2) Determinar que los elementos que hacen posible la presurización de cabina, estén funcionando correctamente, es decir que ninguna válvula u/o tubería se encuentre obstruidas para dejar pasar el intercambio de aire.
- 3) Determinar que todos los elementos que recaban la información de la presión en cabina se encuentren funcionando correctamente, es decir, revisar que no exista ninguna anomalía con la calibración del o los instrumentos que midan la presión, así como de los instrumentos que captan dicha presión.

- **IMPORTANCIA DEL USO DE LA TÉCNICA DE (Software In The Loop) EN EL DISEÑO DE SISTEMAS AERONÁUTICOS COMO EL SISTEMA DE MONITOREO DE PRESIÓN EN CABINA.**

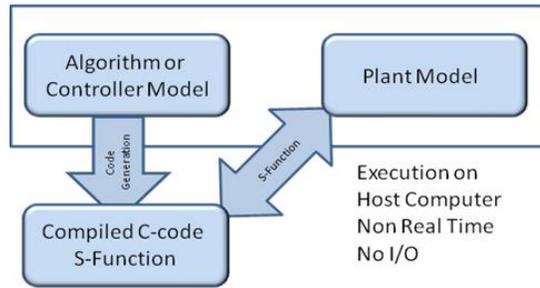
Cuando un ingeniero, pretende realizar el diseño de un sistema físico; sea automóvil, casa, prótesis médica, avión, etc., es difícil que se reúnan todos los componentes (llámese motor, acelerómetro, sensor de cualquier tipo, material de construcción) necesarios para llevar a cabo el diseño de dicho sistema. Aún, cuando se reúnan todos estos componentes, se tienen que verificar antes de la compra, si dicho componente o parte física va a responder a las necesidades que el diseño requiere; debido a que esto puede representar una pérdida de dinero al no haber hecho antes una validación computacional del modelo de componente que se requería.

Software In The Loop, básicamente es una validación computacional que se realiza mediante un modelo matemático o de comportamiento de un componente físico o un fenómeno, para probar su comportamiento y la adecuación que éste podría tener al diseño de algún experimento para probarlo posteriormente en algo físico; tomando en cuenta que las características que se modelan, deben ser lo más cercanas a la realidad posible para que así se pueda llevar a la realidad estos modelos.

La idea de utilizar la técnica de SIL en la presente tesis, es debido a que no se tienen los componentes físicos que monitorean a la presión de cabina en un avión; pero se tiene las ecuaciones que modelan el comportamiento de los fenómenos que ocurren en todo el recorrido del mismo, siendo así, que estas ecuaciones se pueden transcribir en un programa de cómputo y se puede simular su comportamiento en tiempo real. Aclarando, que son las ecuaciones que modelan el comportamiento de los fenómenos, más no de los sensores y actuadores que recaban la información de presurización en cabina.

La importancia de desarrollar esta implementación, utilizando la técnica de SIL, es que mediante la validación de los modelos matemáticos del fenómeno en una máquina virtual de tiempo real, podemos tener el comportamiento de dichos modelos matemáticos para visualizar en tiempo real los datos que nos arroja dichas ecuaciones. A partir de la simulación en SIL, nuestro sistema

quedará validado para saber si realmente puede utilizarse como se planteó o tiene errores que no se consideraron.



**Figura 3.- Implementación de Software In The Loop**

En la figura [3]<sup>3</sup>, se muestra un diagrama que representa la implementación de la técnica de SIL, en el cual se tiene el algoritmo de control, el código compilado y la mutua comunicación entre el código compilado y el modelo de planta.

Por ende, realizar la monitorización de la presión en cabina de avión es vital para la tripulación que va dentro de él. Los sistemas que miden la presión en cabina son esencialmente necesarios dentro del cuarto de mando de un avión y son revisados constantemente para evitar caídas o aumentos de presión que están presentes en todo el recorrido.

### ¿En qué casos es recomendable el uso de la técnica de Software In The Loop?

Este tipo de verificación es particularmente usada cuando los componentes del software consisten de una mezcla de código generado (actualizaciones para satisfacer las nuevas necesidades) y el código escrito a mano (controladores y adaptadores de datos existentes) que pueden ser necesarios para la ejecución en la tarjeta de la plataforma.

Las pruebas de SIL son además usadas para verificación cuando existen algoritmos que son reutilizados en modelos gráficos. Debido a que realizar nuevos modelos implicaría en el gasto de recursos intelectuales y económicos. En este caso los modelos y simulaciones generados en SIL son el marco de referencia para la comparación de los resultados de implementar un nuevo modelo.

- **VENTAJAS DE UTILIZAR EL SISTEMA OPAL RT-LAB 5600 EN EL SISTEMA DE SIMULACIÓN DE CUALQUIER SISTEMA.**

A continuación se presentan algunas de las ventajas que esta máquina pudiera tener para simular cualquier sistema o fenómeno<sup>4</sup>.

- El simular el modelo matemático de un sistema físico, su comportamiento o los fenómenos que pudiera presentar este sistema, en el OPAL5600; permite llevar a situaciones críticas al fenómeno simulado para observar situaciones que pudieran ser poco probables en un sistema, pero que podrían ocurrir haciendo que el sistema falle por completo; así mismo, no se corre el riesgo de comprometer un sistema tangible a las situaciones simuladas en SIL, debido a que SIL involucra sólo

<sup>3</sup> Office of Energy Efficiency & Renewable Energy  
[http://www.autonomie.net/references/model\\_based\\_design\\_defs\\_24c.html](http://www.autonomie.net/references/model_based_design_defs_24c.html)

<sup>4</sup> Cuando se habla de fenómeno, se refiere sólo a los fenómenos científicos y tecnológicos.

la programación de los fenómenos o del sistema conociendo sus ecuaciones o su comportamiento. Gracias a que las características de la máquina permite tener esa capacidad de procesamientos.

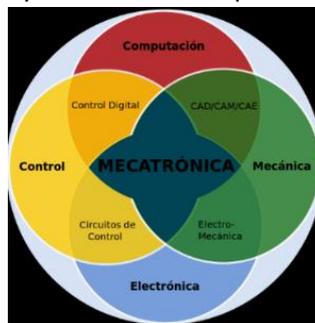
- Otra de las ventajas que se puede obtener al realizar pruebas en SIL mediante el simulador OPAL 5600, es que podemos observar si realmente lo que se quiere llevar a la realidad es viable o no, debido a que podemos como se menciona en el punto anterior, llevar al sistema o fenómeno a situaciones críticas, que nos permitiría visualizar que tanto podemos forzar a nuestro diseño a estas situaciones, y donde puede fallar el sistema con las ecuaciones o parámetros determinados en el diseño de programación.
- Por último, el realizar la simulación en la máquina OPAL 5600, permite conocer un súper simulador que se puede utilizar en cualquier fenómeno que nosotros consideremos que es apropiado simular y para el cual puede ser aprovechado en esta máquina.

A continuación se presenta el estado del arte, primeramente presentando la relación de la mecatrónica con la industria aeronáutica así como el impacto que tiene esta industria en nuestro país; y posteriormente definiciones que nos ayudarán a entender cómo es que se realiza el monitoreo de presión dentro de una cabina de avión.

### ANTECEDENTES

- La Ingeniería Mecatrónica y su aplicación en la Industria Aeronáutica.  
El papel que desenvuelve un ingeniero mecatrónico en la sociedad, es muy importante en el desarrollo tecnológico de la población mundial; desarrollando bienes y servicios que ayudan a facilitar la vida cotidiana. La mecatrónica como disciplina técnica y científica realiza grandes aportes en industrias de cualquier tipo, sea: automotriz, farmacéutica, médica, de procesos, aeronáutica, etc. En esta tesis nos interesa hablar sobre las aplicaciones de la mecatrónica en la industria aeronáutica, por ello es conveniente citar una breve definición.

“La Mecatrónica, es la combinación sinérgica<sup>5</sup> de la ingeniería mecánica de precisión, de la electrónica, del control automático y de los sistemas para el diseño de productos y procesos”<sup>6</sup>.



**Figura 4.- Ramas de la Ingeniería que conforma a la Ingeniería Mecatrónica.**

<sup>5</sup> El término Sinergia se refiere a la integración de elementos que da como resultado algo más grande que la simple suma de éstos, es decir, cuando dos o más elementos se unen sinérgicamente crean un resultado que aprovecha y maximiza las cualidades de cada uno de los elementos.

<sup>6</sup> J.A. Rietdijk "Ten propositions on mechatronics", en Mechatronics in Products and Manufacturing Conference, Lancaster, Inglaterra, 1989.

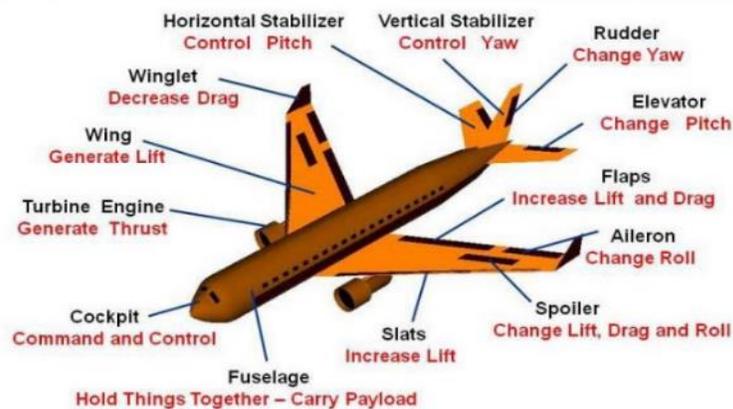
En la figura [4]<sup>7</sup>, se muestra las ramas de la ingeniería que conforma a la mecatrónica, así como sus partes más esenciales de cada una de ellas, que permite que la mecatrónica realice esa integración disciplinaria.

El papel que desenvuelve un avión como un medio de transporte para la sociedad, es el de brindar recorridos a distancias muy lejanas de su lugar de origen; buscando que estos recorridos sean en periodos de tiempo cortos y buscando sobre todo la seguridad que les ofrece viajar en un avión. Es por ello, que es preciso citar una breve definición de aeronáutica.

“La aeronáutica es la ciencia o disciplina cuyo ámbito es el estudio, diseño y manufactura de aparatos mecánicos capaces de elevarse en vuelo, así como el conjunto de las técnicas que permiten el control de aeronaves como la navegación aérea”<sup>8</sup>.

Un vehículo aeronáutico, básicamente está compuesto de tres sistemas. Estos sistemas son los siguientes: Mecánico, Electrónico y Sistemas de Computación.

- **Sistema Mecánico**- El sistema mecánico en una aeronave, es el sistema que impulsa al avión a elevarse, es decir, el conjunto de dispositivos que hacen posible que despegue, se mantenga en el aire y aterrice. Ejemplo de ello, es la propulsión y la aerodinámica.



**Figura 5.- Sistema Mecánico de un Avión.**

En la figura [5]<sup>9</sup>, se muestran algunos de los sistemas mecánicos que podemos encontrar en un avión, básicamente se componen de las estructura del fuselaje como son: flaps, slaps, puntas de ala, turbinas, etc.

- **Sistema Electrónico y Sistema de Computación**- Básicamente estos dos sistemas están muy relacionados en un término denominado “Aviónica”<sup>10</sup>; dichos sistemas se encargan de la instrumentación y el control de la aeronave, así como de los sistemas de comunicación con las torres de control. Los principales subsistemas se distribuyen en: Sistemas de control de vuelo, sistemas GPS para navegación, sistemas de aterrizaje por instrumentos, sistemas de supervivencia y sistemas de comunicación.

<sup>7</sup> Diagrama de Venn en el que se describen las ramas de la Ingeniería que conforman a la Mecatrónica, 6 de Octubre de 2009, <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Meca.svg>

<sup>8</sup> <http://www.ecured.cu/Portal:Aeron%C3%A1utica/Aeron%C3%A1utica>.

<sup>9</sup> Nicolas Gelfenstein. FÍSICA, Septiembre 2014. <http://gelfensteinfisica.blogspot.mx/>

<sup>10</sup> Aviónica es una abreviatura de la electrónica para aviación (aviation electronics → Avionics). Incluye los sistemas electrónicos para comunicaciones, navegación, despliegue de información, iluminación, etc.



**Figura 6.- Sistemas de Aviónica.**

En la figura [6]<sup>11</sup>, se muestra algunos de los elementos electrónicos y de comunicación utilizados para el control de la aeronave y la comunicación con las estaciones de control.

Con las definiciones anteriormente presentadas, podemos explicar las aplicaciones de la mecatrónica a la industria aeronáutica, tales como: control y posicionamiento de las alas de una aeronave, control y automatización de las turbinas de reacción, y control y automatización de los sistemas de seguridad dentro de la aeronave (sistema de presurización).

- **La posición de México en la Industria Aeronáutica.**

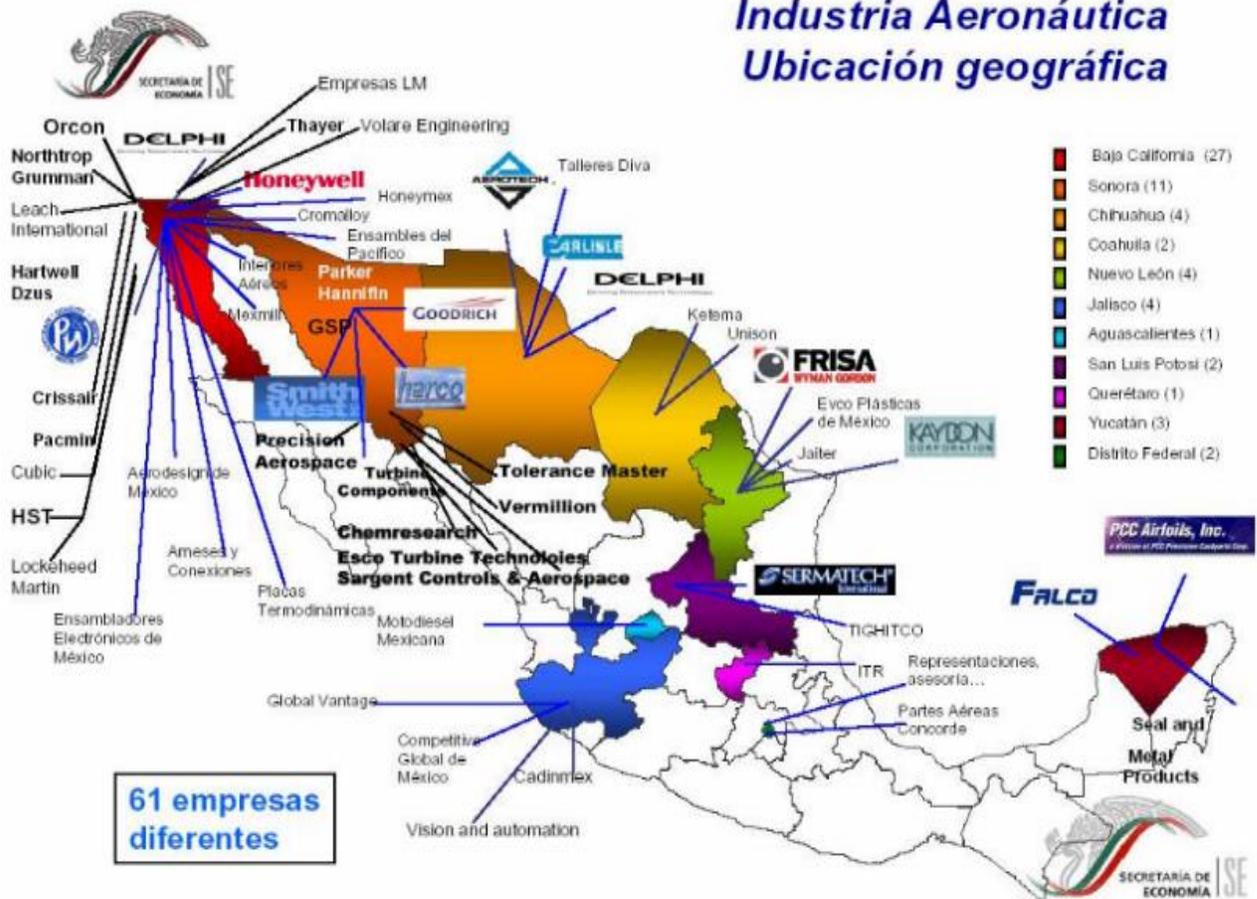
“Se maneja que en México existen 300 empresas dedicadas al sector aeroespacial y aeronáutico, ubicadas en diferentes partes de la República Mexicana como Baja California, Chihuahua, Jalisco, Nuevo León, Querétaro, Sonora, Coahuila y Yucatán las cuales emplean más de 31 mil profesionistas de alto nivel. Con el cual se logra atraer 35 proyectos multianuales que, en conjunto, representan más de 1700 millones de dólares, así como se generan 10 mil empleos. Especialistas dicen que México ocupa el lugar 14<sup>º</sup> en la industria aeronáutica global, lo cual requiere que se estén empleando especialistas en el área para satisfacer la demanda de los productos en este sector. Estimaciones, pronostican que México para el 2020 se ubique en los primeros 10 lugares a nivel mundial en exportaciones, y que sus exportaciones suban a 12.3 MMDD al año contando con 10, 000 empleos directos de la industria aeronáutica.”<sup>12</sup>

---

<sup>11</sup> GACETA AERONAUTICA <http://www.gacetaeronautica.com/gaceta/wp-101/?p=1884>

<sup>12</sup> <https://obson.wordpress.com/tag/aeroespacial/>

## Industria Aeronáutica Ubicación geográfica



**Figura 7.- La Industria Aeronáutica en México.**

La figura [7]<sup>13</sup>, nos da un panorama de las industrias aeronáuticas más importantes a nivel mundial; en donde visualizamos que la mayor parte de ellas se encuentran en el norte de la República Mexicana, y unas cuantas en el centro; en las cifras que muestra la imagen, leemos que la mayor concentración de empresas está en Baja California Norte con una cifra de 27 industrias aeronáuticas.

<sup>13</sup> CD. OBREGON EN SONORA, 19 de Julio de 2012. <https://obson.wordpress.com/tag/aeroespacial/>

## I. MARCO TEÓRICO Y DEFINICIONES BÁSICAS.

## 1. DEFINICIONES BÁSICAS.

A continuación, se hablará de las definiciones básicas para entender los fenómenos que ocurren durante todo el recorrido de un avión.

- Altitud.

Existen dos tipos de altitudes: altitud absoluta y altitud geométrica.

La altitud absoluta “ $r$ ”<sup>14</sup>, es la distancia medida desde el centro de la Tierra. La altitud geométrica  $z_g$ <sup>15</sup>, es la distancia medida desde el nivel medio del mar y también se suele denominar altitud geodésica. Si consideramos a la Tierra como una esfera, la relación existente entre ambas altitudes será:

$$r = z_g + R_T^{16}$$

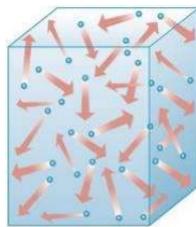
Donde  $R_T$  es el radio terrestre.

Para el fin de esta tesis se utilizará la altitud geométrica, que es la medida con respecto al mar. Debido a que en la industria aeronáutica esta altitud es utilizada para condiciones de diseño.

- Presión Atmosférica.

La atmósfera contiene una gran cantidad de moléculas de gas que son atraídas hacia la Tierra por las fuerzas de gravedad. Estas moléculas ejercen fuerzas sobre las superficies con las que están en contacto, y la cantidad de fuerza ejercida por unidad de superficie se denomina presión. En la siguiente ecuación se encuentra la relación existente entre lo definido.

$$P = \left(\frac{F}{A}\right) [\text{Pascales}]^{17}$$



**Figura 8.- Presión atmosférica en una caja cerrada.**

En la figura [8]<sup>18</sup>, se observa que las flechas representando el comportamiento de las moléculas de gas, simulan ejercer presión en las paredes. La presión atmosférica varía con la temperatura y la altitud; la presión media normal a 0[°C] es de 1,033 [kg/cm<sup>2</sup>] y se llama atmósfera normal.

---

<sup>14</sup> Símbolo de altitud absoluta, encontrado en “Introducción a la Ingeniería Aeroespacial. Franchini Sebastián, López García Óscar. Editorial Alfaomega. 2 EDICIÓN”.

<sup>15</sup> Símbolo de la altitud geométrica, encontrado en “Introducción a la Ingeniería Aeroespacial. Franchini Sebastián, López García Óscar. Editorial Alfaomega. 2 EDICIÓN”.

<sup>16</sup> Donde  $R_T \approx 6378 \times 10^3$  [m]

<sup>17</sup> Expresión matemática que define la presión en términos físicos. La unidad original para medir la presión atmosférica es el [mmHg]. La unidad estándar de presión es el pascal [Pa]

<sup>18</sup> Universidad Inca Garcilaso de la Vega. 2012, <http://es.slideshare.net/wagnersantoyo/gases-30050269>

Se determinan tres atmósferas:

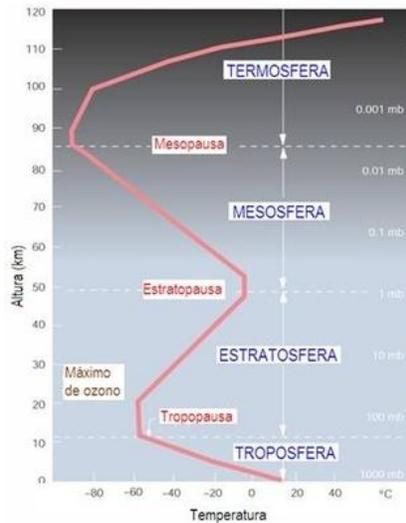
**Tabla 1.- Valores Atmosféricos.**

NOMBRE	VALOR
<b>Atmósfera Normal</b>	1,033[kg/cm <sup>2</sup> ]
<b>Atmósfera Técnica</b>	1 [kg/cm <sup>2</sup> ]
<b>Atmósfera Local y Temporal</b>	Presión atmosférica reinante en el lugar y tiempo determinados.

En la tabla [1], se observan las tres atmósferas existentes, para esta tesis se trabajará con la atmósfera normal, que es la medida con respecto a nivel del mar.

- Temperatura Atmosférica.

Una definición de temperatura atmosférica<sup>19</sup>, es como el parámetro climático que se refiere al grado de calor específico del aire en un lugar y tiempo determinados. La temperatura depende de diversos factores, por ejemplo, la inclinación de los rayos solares, la dirección y fuerzas del viento, la latitud, la altura sobre el nivel del mar y la proximidad de las masas de agua.



**Figura 9.- Cambio de la temperatura respecto a la altura.**

En la figura [9]<sup>20</sup>, se observa que dependiendo de la capa de la tierra, el cambio en la temperatura tiene comportamientos diferentes; en este caso, la capa de estudio es la troposfera, donde observamos un cambio de temperatura con pendiente negativa respecto a la altitud, y observamos que a una altitud después de un poco más de 10 [Km], la temperatura tiene un comportamiento constante sin importar la altitud.

<sup>19</sup> La escala utilizada generalmente en la temperatura es en [°C], pero para este trabajo utilizaremos la medición en [K]

<sup>20</sup> El Blog de la Tierra. <http://elblogdelatierra.blogspot.mx/2011/02/atmosfera-descripcion-y-componentes.html>

La relación que podemos tener entre la temperatura y presión es la siguiente: Si se calienta una masa de gas contenida en un recipiente, la presión que ejerce esta masa sobre el recipiente se incrementa, pero si enfriamos dicha masa la presión disminuye.

Lo que quiere decir, que la presión y la temperatura tienen una relación directamente proporcional.

- Densidad Atmosférica.

La densidad de cualquier cuerpo sea sólido, líquido o gas expresa la cantidad de masa del mismo por unidad de volumen.

$$\rho = \frac{M \left[ \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]}{V}$$

La densidad del aire en comparación con la del agua es poca, pero es lo que permite que los aviones puedan desplazarse. Dado que con la altura cambian la presión y la temperatura, a continuación explicaremos como afecta la altura la densidad.

Si se comprime una masa de gas, ocupará menos volumen, o el mismo volumen alojará mayor cantidad de gas. Por lo que la relación que tiene la densidad con la presión es directamente proporcional.

Por otra parte, si aplicamos calor a un cuerpo, éste se dilatará y ocupa más volumen. Por lo que la relación entre la densidad y la temperatura es inversamente proporcional.

Uno de los dilemas que se presentan, es por qué si aumenta la altura, disminuye la presión por un lado (disminuyendo la densidad) y por otro lado disminuye la temperatura (aumenta la densidad). El único factor que influye en mayor medida sobre la densidad es el aumento de presión.

## 1.2. Presurización, Despresurización y Techos: definiciones convencionales en aeronáutica.

- Presurización.

El término de presurizar procede de la expresión inglesa “to pressurize”. Se trata de la acción que se desarrolla para mantener las condiciones normales de la presión atmosférica dentro de un recinto cerrado cuando este lo requiera. Por ejemplo en la cabina de un avión.<sup>21</sup>

- Despresurización.

El término despresurizar en aeronáutica hace referencia a la caída de presión debido al fallo de los sistemas de presurización o al fallo de la estructura del avión (fuselaje)<sup>22</sup>.

En las figuras [10]<sup>23</sup> y [11]<sup>24</sup>, se muestran las posibles causas de una despresurización.

---

<sup>21</sup> El término de la presurización no sólo se utiliza en la industria aeronáutica, si no también se encuentra presente en la industria farmacéutica, la industria de los alimentos, industria de refrigeración, etc. En fin, en cualquier proceso industrial el cual sea indispensable mantener una presión atmosférica constante.

<sup>22</sup> En aeronáutica existen dos tipos de despresurización; la despresurización lenta que ocurre por el fallo del sistema que se encarga de regular la entrada de aire en cabina, y de la despresurización rápida o explosiva que ocurre por el fallo o daño estructural del fuselaje.

<sup>23</sup> Generalidades sobre instrumentos de aviónica <http://bsas-vac.tripod.com/Dfc/Vuelo1/Instrumental/instruindex.htm>

<sup>24</sup> El avión y el buitre, jueves 17 de Mayo de 2012, <http://pensarporlibre.blogspot.mx/2012/05/el-avion-y-el-buitre.html>



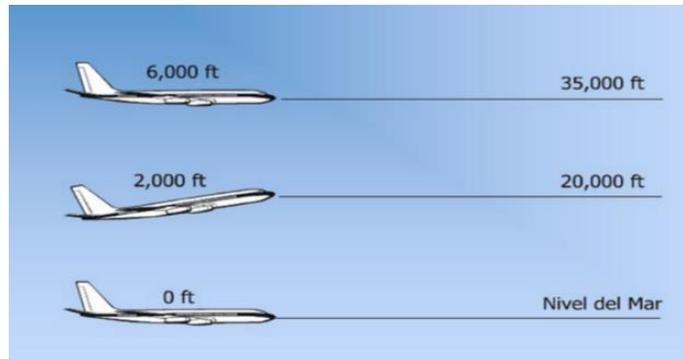
**Figuras 10 y 11.- (A) Despresurización lenta por el fallo del sistema de presurización, (B) Despresurización rápida o explosiva por agrietamiento en el fuselaje.**

- Techo Absoluto.

Este término, corresponde a la mayor altitud que un avión puede mantener el vuelo nivelado, o la altura sobre la que el sistema de presurización de la cabina, ya no puede mantener un nivel suficiente de oxígeno para los pasajeros y tripulantes, y donde la diferencia de presión es tan grande como para poner a gran presión la cabina presurizada de la aeronave.

- Altitud de Cabina.

La altitud de cabina, se refiere a la altitud que se simula en el avión durante el vuelo. Esta altitud siempre es elegida por el piloto de vuelo para poder determinar a qué altitud se quiere llegar en cabina, cuando el avión se encuentre en crucero.



**Figura 12.- Altitud de cabina respecto a la altitud real de vuelo.**

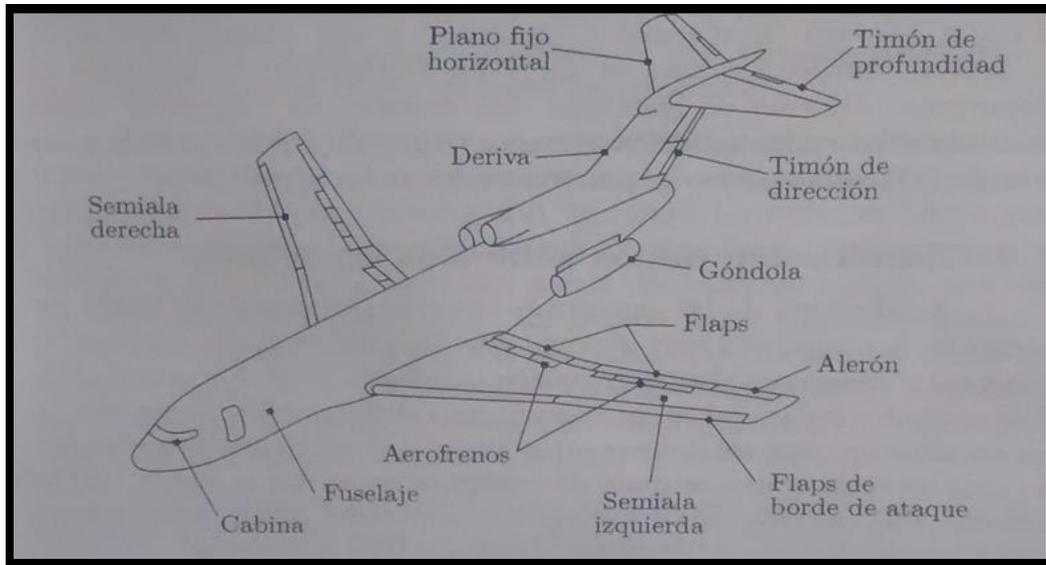
En la figura [12]<sup>25</sup>, se muestra las situaciones que ocurren al interior y exterior de un avión con respecto a la altitud que debe de tener la cabina, dependiendo de la altitud que el avión tenga verdaderamente.

### **1.3. Principio de presurización en la cabina de un avión.**

Anteriormente, se habló de definiciones básicas y de la importancia que tiene la presión en la cabina de un avión, en este subtema del primer capítulo, se empieza a hablar de cómo se da el fenómeno de presurización dentro de la cabina, sin entrar mucho a detalle en este tema, recordando que la importancia de este trabajo es el monitoreo de la presión dentro de cabina.

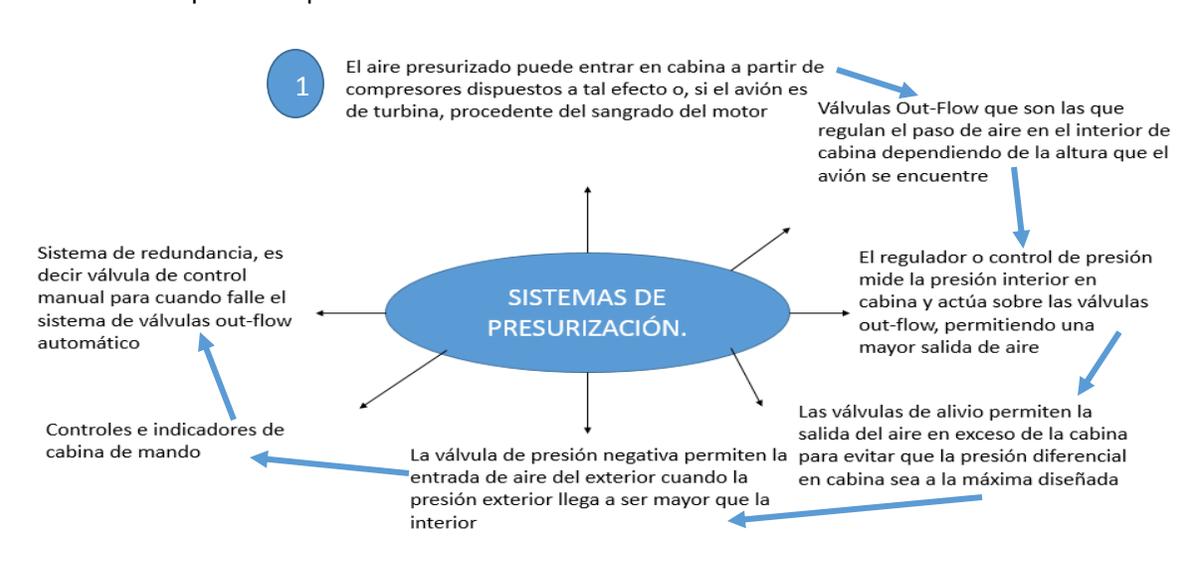
<sup>25</sup> <https://es.scribd.com/doc/32861373/03-01-Presurizacion>

En la figura [13]<sup>26</sup> podemos observar las partes exteriores más esenciales de un avión, como son los alerones, las góndolas, los flaps y por supuesto el fuselaje entre otros.



**Figura 13.- Partes exteriores de un avión.**

En el siguiente mapa conceptual se visualiza los sistemas que hacen posible la presurización sin entrar a una explicación profunda de estos.



**Figura 14.- Diagrama conceptual de los sistemas de presurización de cabina.**

Como podemos observar en el esquema de la figura [14], el sistema de presurización empieza a operar a partir de los componentes mecánicos del avión, que proveen el paso de aire hacia la cabina del mismo; la regulación de dicho aire se da por válvulas de seguridad que se encuentran en el

<sup>26</sup> L.G.O. Franchini Sebastián, Introducción a la Ingeniería Aeroespacial. 2 EDICIÓN., Madrid: Editorial ALFAOMEGA.

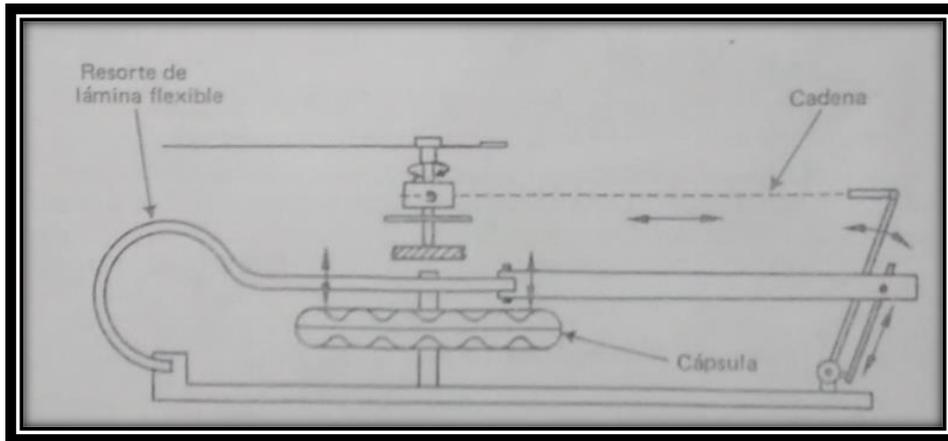
exterior de cabina y que permiten la salida de aire interior o el paso de aire exterior. Una de las válvulas más importantes en el sistema de presurización es la válvula "Out-Flow", debido a que esta válvula permite la regulación de salida de aire de cabina durante ascenso y descenso del avión.

#### 1.4. Instrumentación básica para monitorear la presión.

- Barómetro Aneroide.

Es un barómetro que no utiliza mercurio. Indica las variaciones de presión atmosférica por las deformaciones más o menos grandes que aquella hace experimentar a una caja metálica de paredes muy elásticas en cuyo interior se ha hecho el vacío absoluto.<sup>27</sup>

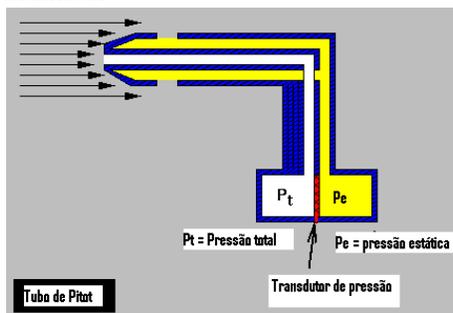
Se gradúa por comparación con un barómetro de mercurio, pero sus lecturas son inexactas por causas de la variación de elasticidad del resorte plástico.



**Figura 15.- Barómetro Aneroide.**

En la figura [15]<sup>28</sup>, se representa los componentes esenciales de un barómetro aneroide, como la cápsula, la cual es deformada por la presión atmosférica; la cual al ser deformada, mueve una serie de mecanismos para indicar el valor de presión existente.

- Tubo de Pitot: Presión Dinámica.



**Figura 16.- Representación esquemática del tubo de Pitot.**

En la figura [16]<sup>29</sup>, se tiene un esquema representativo del tubo de Pitot. El tubo de Pitot consiste en dos tubos concéntricos, en el exterior está perforado periféricamente y en el interior está abierto en el extremo. Este instrumento se sitúa en las aeronaves de forma que apunta en la

<sup>27</sup> La ausencia de materia en un espacio de volumen.

<sup>28</sup> L.G.O. Franchini Sebastián, Introducción a la Ingeniería Aeroespacial. 2 EDICIÓN., Madrid: Editorial ALFAOMEGA.

<sup>29</sup> Descubriendo la Física, OSCAR E. Piro, 31-07-012 <http://descubriendo.fisica.unlp.edu.ar/>

dirección longitudinal y así, mide el componente de la velocidad. El tubo central mide la presión total de la corriente y los agujeros periféricos miden la presión estática.<sup>30</sup>

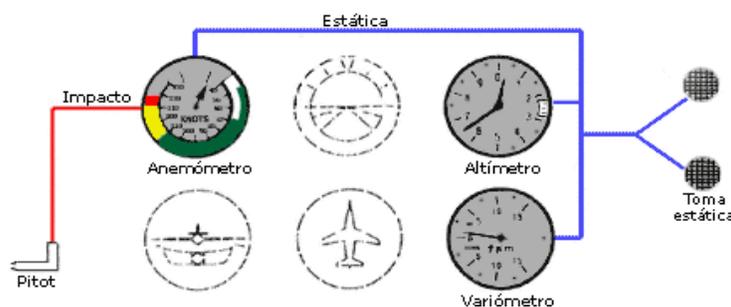
### 1.5. Instrumentación básica en un avión para monitorear la presión y altitud fuera y dentro de cabina.

Este subtema del primer capítulo habla de aquellos instrumentos que se encuentran presentes en la cabina de mando de un avión, para poder monitorear la presión dentro de la cabina de todo el avión.

- Tomas de Presión Estática.

Estas tomas son orificios que están protegidos por alguna rejilla, normalmente están situados en el fuselaje porque es donde sufren menos perturbaciones<sup>31</sup>. Su colocación es de manera que las aperturas estén perpendiculares al flujo de aire.

Generalmente estas tomas de aire son dobles, una a cada lado del fuselaje y sus conducciones se conectan en forma de “Y” en una sola para compensar posibles desviaciones.<sup>32</sup>



**Figura 17.- Instrumentos para medir la presión estática.**

En la figura [17]<sup>33</sup>, se muestra que hay tres instrumentos que dependen de la lectura de las tomas de presión estática, dos de ellos son muy importantes, los cuales son: Variómetro y Altímetro. En esta tesis, es de gran importancia la presión estática que se lee, debido a que cómo se verá más adelante, tendremos una diferencia de presión interna y externa.

- Altímetro: definición.

En los subtemas anteriores se mencionó que la presión y la altitud tienen una relación inversamente proporcional y que el cambio de altura afecta directamente a la presión y viceversa, como no podemos tener certeza al leer la presión a qué altura nos encontramos; podemos tomar un instrumento que a partir de la presión nos lea la altura. En la aeronáutica, se utiliza un instrumento llamado altímetro, que a partir de la presión podemos obtener una transducción en altitud.

<sup>30</sup> La presión estática se refiere a la presión del aire libre que circula en el avión.

<sup>31</sup> Esta zona es la elegida porque el aire se encuentra en remanso; donde la velocidad es casi nula debido a la fricción con el fuselaje.

<sup>32</sup> Se habla de desviación debido a que cuando un avión realiza un giro muy cerrado, una toma de aire recibe mayor presión estática que en otra.

<sup>33</sup>Manual de Vuelo, Instrumentación básica, <http://www.manualvuelo.com/INS/INS22.html>

- **Función.**

Básicamente el altímetro muestra la altura a la cual vuela el avión, por lo que mide la presión atmosférica permanente, a través de las tomas estáticas. Es uno de los instrumentos más importantes debido a que es el único que indica la altitud del aeroplano.



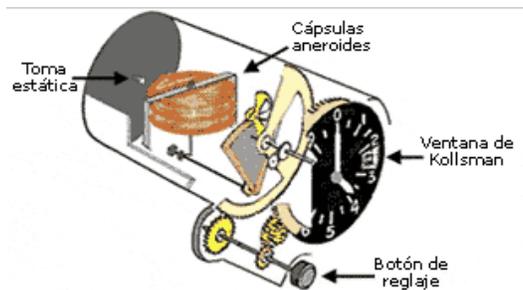
**Figura 18.- Representación del Altímetro.**

En la figura [18]<sup>34</sup>, se muestra la representación de un altímetro convencional.

- **Operación.**

Su principio de funcionamiento está basado en la variación de presión debida a la altura. Consiste en un barómetro anerode que mide la presión atmosférica existente a la altura en que el avión se encuentra, y presenta esta medición traducida en altitud, normalmente en pies.

- **Instrumentación.**



**Figura 19. Esquema representativo del altímetro.**

En la figura [19]<sup>35</sup>, se hace una representación esquemática de un altímetro. Básicamente es una caja en forma de un cilindro, la cual consta de una o más cápsulas aneroides metálicas<sup>36</sup>, a modo de membranas herméticas y taradas<sup>37</sup> con una presión estándar.

Se observa la toma de presión estática, como un pequeño ducto circular que está incrustado en la caja; este ducto, permite la entrada de presión atmosférica dentro de la caja, por lo que cuando el avión asciende, ésta presión disminuye y cuando desciende la presión aumenta.

Cuando la presión entra a la caja cilíndrica, la presión que se encuentra en la caja y el interior de las cápsulas aneroides forman una diferencia de presiones, haciendo que las cápsulas de aneroides

<sup>34</sup> Manual de Vuelo, Instrumentación de un avión, <http://www.manualvuelo.com/INS/INS23.html>

<sup>35</sup> [dem [34]]

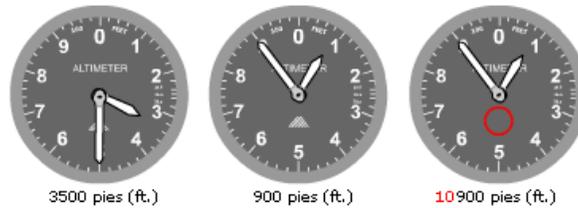
<sup>36</sup> Generalmente de cobre.

<sup>37</sup> En química, el término "tarar" es eliminar el peso del recipiente y dejar sólo el de la sustancia.

se dilatan o contraigan, y este movimiento se trasmite mecánicamente a un sistema de varillas y engranajes que hacen que se muevan las manecillas del instrumento.

En la figura [19], también se aprecia de igual manera, una ventanilla que se denomina “ventana de Kollsman” que se encuentra entre los números 2 y 3; ésta es una ventanilla de calibración, y se ajusta con el botón de reglaje el cual es giratorio.

- Lectura.



**Figura 20.- Lectura de un Altimetro.**

En la figura [20]<sup>38</sup>, se puede apreciar la lectura de tres altímetros en diferente posición. Se observa que la lectura del instrumento se hace mediante dos agujas, una más grande y la otra más pequeña, y que el dial está graduado del 0 al 9, con divisiones intermedias de 20 en 20 pies. La aguja más pequeña, indica miles de pies y la mayor indica centenas de pies; existe una indicación en forma de cuña que es invisible a altitudes por debajo de los 10,000 [ft] e invisible por encima de esa altitud. Cuando el altímetro indica la altura, sólo con agujas, la lectura se debe realizar como un reloj, de menos a mayor tamaño.

Generalmente un altímetro mostraría los cambios de presión de la atmósfera real respecto a la presión según la atmósfera tipo<sup>39</sup> con la que se tenga calibrada las cápsulas aneroides. Pero esto es muy impreciso, debido a que las condiciones reales de presión no coinciden con la estándar. A parte de esto las condiciones cambian continuamente y son distintas de un lugar a otro.

Si se observa en la figura [19], hay un pequeño botón denominado botón de reglaje, dicho botón sirve para seleccionar una presión de referencia que se irá mostrando en la ventanilla de calibración. Básicamente, lo que se está haciendo es ajustar la marcación de las agujas a la dilatación que en ese momento tienen las cápsulas aneroides en condiciones atmosféricas reales.

En la figura [21]<sup>40</sup>, se muestra cómo cambia la lectura del altímetro, cuando se ajusta la presión de referencia con el botón de reglaje.

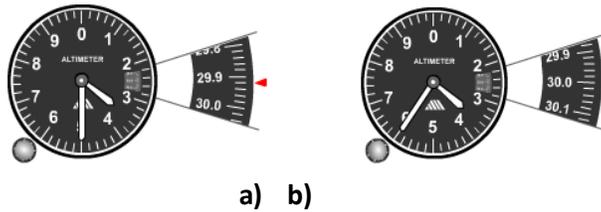
<sup>38</sup>Manual de Vuelo, Instrumentación, <http://www.manualvuelo.com/INS/INS23.html>

<sup>39</sup> Atmósfera estándar conocida como ISA (International Standard Atmosphere), sus valores en superficie a nivel del mar son:

- Temperatura 15°C
- Presión 760 mmHg=1013,25 mb por cm<sup>2</sup>
- Densidad 1,325 Kg /m<sup>3</sup>
- Aceleración debida a la gravedad 9.8 m/ s<sup>2</sup>.

<sup>39</sup> La escala puede estar graduada en milibares, en pulgadas de mercurio o en ambas.

<sup>40</sup> Manual de Vuelo, Instrumentación, <http://www.manualvuelo.com/INS/INS24.html>



**Figura 21.- Ajuste de la presión de referencia. a) Sin ajustar la presión de referencia, b) ajustando la presión de referencia.**

Es importante conocer los distintos tipos de presiones de referencia que se pueden leer en un altímetro, pero en este caso, sólo se menciona la más importante de las lecturas de presión que se realiza.

Ésta presión es denominada QNH, y esta presión indica la altitud del avión sobre el nivel del mar, considerando a la atmósfera con condiciones estándar. La utilidad de esta presión, es debida a las cartas de navegación y de aproximación a los aeródromos. Como ésta presión es de referencia, al despegar o aterrizar el altímetro deberá indicar la altitud real del aeródromo.

- Variómetro: definición.

Así como necesitamos medir la presión y la altitud que tenemos cuando estamos volando, es también muy importante medir la variación que tienen estas propiedades, si existe un cambio verticalmente.

- Función.

Básicamente este instrumento tiene una cápsula barométrica al igual que el altímetro, pero las funciones de este instrumento son las siguientes:

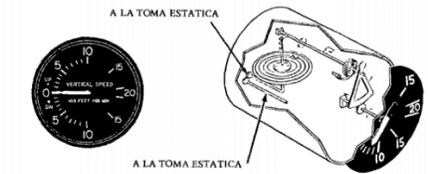
- Mostrar al piloto si el avión está ascendiendo, descendiendo, o vuela nivelado.
- Mostrar al piloto la velocidad vertical o régimen, en pies por minuto, del ascenso o descenso.



**Figura 22.- Variómetro.**

El principio de funcionamiento de este instrumento está basado en la contracción y expansión de un diafragma o membrana debido a la diferencia de presión entre el interior y el exterior de la misma. Sólo recibiendo la presión de las tomas estáticas en el fuselaje.

- Instrumentación.



**Figura 23.- Instrumentación del variómetro.**

En la figura [23]<sup>41</sup> se aprecia la representación esquemática de un variómetro, en donde se muestra que hay dos conductos de la toma estática; el conducto que no está conectado a nada, se calibra desde fábrica. La membrana o diafragma que se muestra en la figura en forma de disco, está acoplada a una varilla y engranajes que amplifican su movimiento y lo transmiten a la aguja indicadora.

- Lectura.



**Figura 24.- Lectura del variómetro.**

En la figura [24]<sup>42</sup>, se muestra al variómetro con la manecilla en tres posiciones diferentes, se puede observar que el 0 se encuentra en la parte central de la izquierda, las marcas por encima del cero indican que el avión está en ascenso, por consiguiente las marcas por debajo del cero indican el descenso, el cero indica que el avión está nivelado.

Los fallos que pueden ocurrir en la lectura del variómetro pueden estar relacionadas con los cambios súbitos de posición de la nariz del avión, los giros bruscos, o cuando el avión se encuentra volando en condiciones de aire turbulento; debido a que pueden leer falsas presiones estáticas.

<sup>41</sup> Manual de Vuelo, Instrumentación, <http://www.manualvuelo.com/INS/INS24.html>

<sup>42</sup> [dem [41].

## 1.6. Control de presurización.

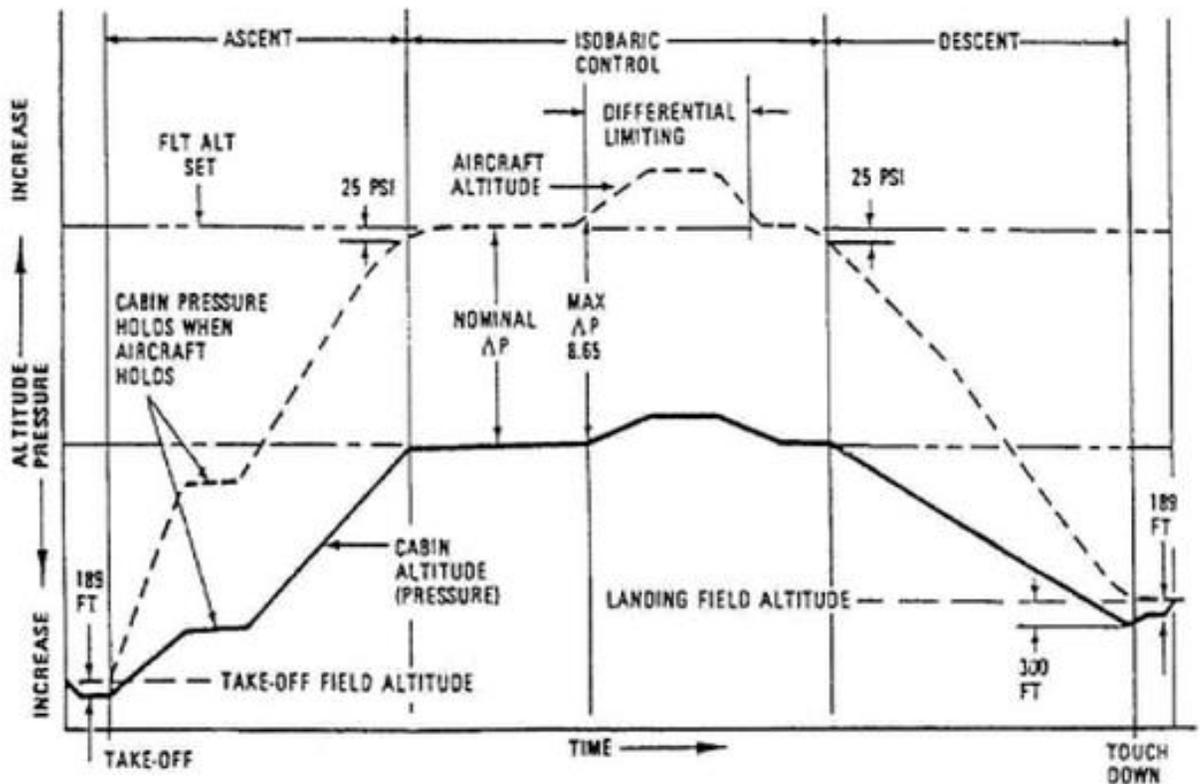


Figura 25.- Perfil de vuelo automático.

El esquema de la figura [25]<sup>43</sup> es uno de los más importantes de este capítulo, debido a que es el perfil de vuelo automático que sigue un avión en todo su recorrido. Este esquema nos ayudará posteriormente al análisis de resultados que obtengamos con el sistema que se presenta en el capítulo 5.

En la figura, se presentan dos líneas, una con rayas pausadas y la otra es un trazo completo.

La línea de rayas pausadas representa la trayectoria de altitud que tiene el avión durante el vuelo; la línea del trazo completo representa la trayectoria de altitud que tiene la cabina del avión durante el vuelo.

Este esquema se lee de izquierda a derecha. Empezamos con el punto situado en la parte inferior izquierda de la línea de trazo completo, podríamos llamar a esto como el “cierre de puertas”. Observamos que la traza completa empieza a bajar por encima de la traza pausada; lo que significa que se han cerrado las puertas en cabina y ha empezado a operar el sistema de presurización, lo

<sup>43</sup> Gato Gutiérrez Felipe. SISTEMAS DE AERONAVES DE TURBINA Tomo I. 2009. Editorial Club Universitario. [https://books.google.com.mx/books?id=fzlpKDHOJWQC&pg=PA62&lpg=PA62&dq=indicador+de+presi%C3%B3n+de+cabina/diferencial&source=bl&ots=m8Gf-Fe85x&sig=NXSAoQTWluRpyycjZXkMnJKJmFs&hl=es-419&sa=X&ved=0CBwQ6AEwAGoVChMI0uD1\\_pjFwxIVk1mSch38iw2V#v=onepage&q=indicador%20de%20presi%C3%B3n%20de%20cabina%2Fdiferencial&f=false](https://books.google.com.mx/books?id=fzlpKDHOJWQC&pg=PA62&lpg=PA62&dq=indicador+de+presi%C3%B3n+de+cabina/diferencial&source=bl&ots=m8Gf-Fe85x&sig=NXSAoQTWluRpyycjZXkMnJKJmFs&hl=es-419&sa=X&ved=0CBwQ6AEwAGoVChMI0uD1_pjFwxIVk1mSch38iw2V#v=onepage&q=indicador%20de%20presi%C3%B3n%20de%20cabina%2Fdiferencial&f=false)

que quiere decir que la cabina del avión está entrando presión y por lo tanto la “altitud” de ésta descende, pero no por muchos metros debajo de la altitud del aeropuerto de partida, tiene un rango al cual puede descender, en el segundo capítulo se hablará de esto. En principio cuando se tiene ésta situación, el piloto a cargo, debe de elegir la potencia del avión, la ruta que este tomará, el destino al cual llegará y lo más importante es la altitud a la que debe de estar el interior del avión (altitud de cabina), cuando este se encuentre en su punto máximo y durante su recorrido.

En la segunda parte del esquema, leemos que tanto la línea pausada como el trazo completo empiezan a aumentar, lo que quiere decir que la presión va disminuyendo tanto interior como exteriormente; recordando siempre que dicha presión tiene un límite de disminución en cabina, esto representa que tiene un límite de altitud en cabina el cual no debe pasar de un cierto valor para asegurar la supervivencia de la tripulación en el avión. Esto se logra mediante la segunda etapa de presurización en cabina. A pesar de que la presión va disminuyendo dentro de cabina, el sistema de presurización lo que hace, es llevar la presión a un nivel óptimo en el cuál la tripulación no resienta el cambio de altitud. Por otra parte se observa que la línea pausada que representa el exterior tiene una subida la cual es imposible de controlar.

En la tercera etapa denominada generalmente “cruce”, es el punto donde el avión ha llegado a la altitud máxima de vuelo; esta altitud en la línea de trazo completo, es la altitud que el piloto ha escogido como óptima para salvaguardar a la tripulación y para salvaguardar la estructura de la aeronave. Se puede observar un pequeño salto en cruce, debido a que puede ocurrir un aumento de presión dentro de cabina, ocasionado mayormente por un aumento en la temperatura, dado que la densidad no aportaría grandes efectos a esta problemática. Si ocurre esto, se utiliza el sistema de presurización utilizado en la segunda etapa para aumentar la altitud o se recurre automáticamente a la liberación de presión mediante la válvula de alivio negativo. Más adelante se hablará de en qué caso se utiliza uno u otro recurso.

En la cuarta etapa del esquema denominado “descenso”, se observa que la altitud empieza a caer, esto se verá reflejado en un aumento de presión, por lo cual dentro de cabina se tiene que activar una tercera etapa de presurización, para hacer que la presión dentro de cabina aumente ocasionando la disminución de altitud de cabina. Generalmente el piloto antes de aterrizar, pide a la torre de control la presión QNH del aeropuerto de llegada, unos momentos antes de aterrizar, la cabina deberá tener la presión QNH del aeropuerto, para evitar saltos bruscos de presión.

En la última etapa, que puede ser denominada como “aeropuerto de destino”, se visualiza que nuevamente hay un descenso de altitud, por lo que existe mayor presión adentro del avión que fuera de él. Como en la primera etapa, esta presión no debe de ser muy alejada de la presión exterior para evitar un hinchamiento<sup>44</sup> en cabina y exponer a la estructura o a los tripulantes. Al abrir las puertas del avión las presiones tanto interior como exterior, quedan igualadas. Esta etapa, en la presente tesis, queda en conjunto con “descenso”.

Se observa, que el único punto en el que se tocan las dos rectas es al llegar al “aeropuerto de destino”.

---

<sup>44</sup> Aumento de volumen de la estructura.

Por otra parte lo que permite la regulación de la presión tanto en el “asenso” como en el “descenso” del avión, es una válvula denominada Out-Flow, el cual es el sistema de control durante todo el recorrido.

### 1.7. Tipos de control de Presurización.

Básicamente, existen tres tipos de regulación de control de presurización en cabina: Control Isobárico, control diferencial y control mixto. A continuación se describe cada uno de ellos.

- Control Isobárico.

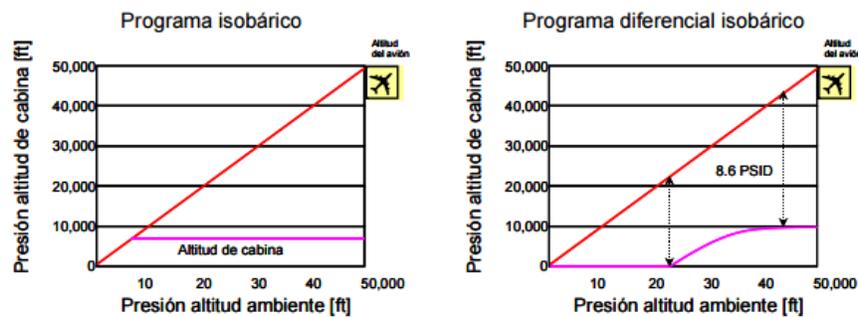
Este control, tiene la misión de mantener una altitud en cabina constante durante todo el vuelo. El sistema tiene sus limitaciones, debido al hecho de que con la altitud, la presión diferencial puede exceder la resistencia de la estructura de la aeronave, sobre todo en las superficies más débiles (ventanas, sellos y salidas de emergencia, etc.) dando con ello, una ruptura en la estructura y generando una despresurización.

- Control Diferencial.

Este control, consiste en una válvula que permite la salida de aire de la cabina, cuando la presión excede la presión de la estructura; evitando así como se mencionó anteriormente un daño a la estructura por presión excesiva.

- Control Mixto.

Este control, por lo general lo traen las aeronaves modernas, y cuentan con un control mixto operando con sistema isobárico hasta determinada altitud, para posteriormente de forma automática continuar su control mediante el sistema diferencial.



**Figura 26.- Control de Presurización.**

En la figura [26]<sup>45</sup>, se puede apreciar dos esquemas representativos de los controles de presurización anteriormente mencionados. Lo que podemos observar en estas dos gráficas, es el control isobárico y el mixto. Como se observa primero, en el programa isobárico se tiene dos líneas marcadas con dos colores distintos, la línea roja muestra el ascenso de altitud del avión, la cual como se puede ver aumenta rectilíneamente; por otra parte se muestra la altitud de cabina marcada en color morado, la cual se visualiza que mantiene un recorrido constante sin rebasar los 10,000 [ft] de altitud, es decir no importa que el avión siga ascendiendo, esta línea siempre se mantendrá constante con respecto a la presión en cabina.

<sup>45</sup> Rumbos Aeronáuticos, Grandes Accidentes Aereos, Lunes 21 de Mayo 2012 <http://www.eam.iaa.edu.ar/rumbos/Revista-25/RevistaRumbos25-SAeronautica.htm>

En relación al otro gráfico, donde se presenta el programa mixto o diferencial isobárico, la línea roja representa lo mismo que en la anterior gráfica, pero ahora se puede visualizar que la línea morada tiene un salto del control isobárico a diferencial, es aquí donde la presión en cabina es excesiva, por lo que se tiene que disminuir la presión dentro de la cabina para evitar posibles daños.

### 1.8. Regulación de la presión de la cabina Analógicamente.

La función de este sistema es mantener al avión en una altitud de cabina que se seleccione.

Básicamente, su funcionamiento consiste en comparar las señales eléctricas de presión del selector de cabina con la presión real misma. Cuando existe una diferencia entre las señales eléctricas comparadas, se hace una discriminación de la fase de la señal de error, en consecuencia, se actúa sobre las válvulas de descarga de aire en apertura o cierre dependiendo de la fase de la señal de error recibida.

A continuación se habla de las válvulas que permiten mantener la presión de cabina seleccionada.

- Válvulas Sónicas.

Son orificios tipo Venturi, que están por un lado ventilados a la presión exterior atmosférica y por otro a la presión de cabina. En consecuencia, estas válvulas están sometidas a la presión diferencial de cabina.

Los estrechos orificios Venturi de las válvulas sónicas, se bloquean aerodinámicamente al establecerse una pequeña o mediana presión diferencial en cabina. Dichas válvulas, permiten un flujo muy controlado de aire al exterior, mientras que su influencia en la presión diferencial de cabina es poco importante.

- Válvulas de descarga (Out-Flow).

Controlan la presión de cabina, mediante la regulación de aire que es expulsado a la atmósfera.

Cuando estas se encuentran completamente abiertas, mantienen una presión diferencial de cabina muy baja. Para que una válvula pueda abrirse o cerrarse, se utilizan al menos dos motores eléctricos independientes. Uno de ellos es de corriente alterna y actúa con el selector en la posición de automático, y el otro que es de corriente continua en las distintas posiciones manuales del selector.

- Válvulas de seguridad de cabina (Safety valves).

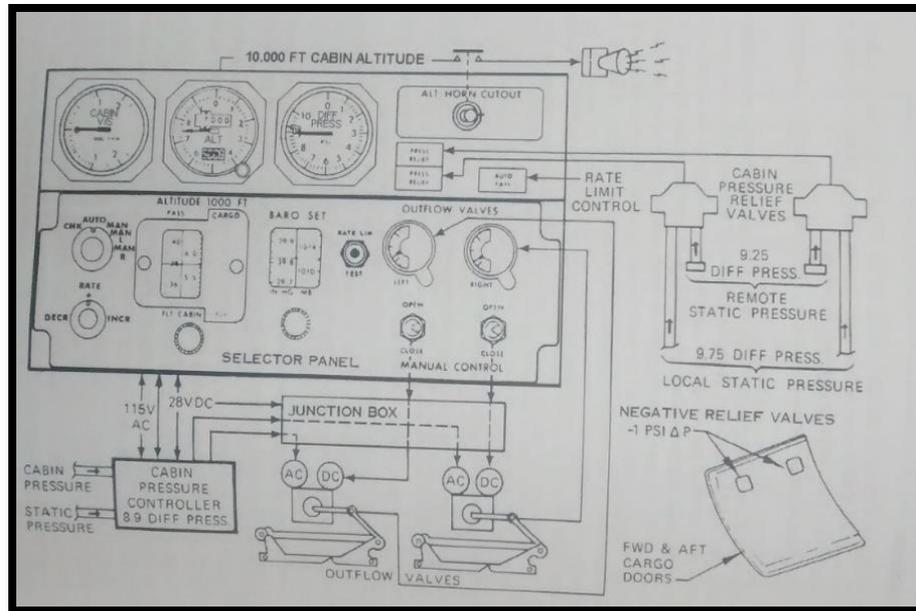
Son válvulas de seguridad de presión diferencial de cabina, y su función es limitar la presión diferencial de la cabina y el exterior de acuerdo con las condiciones estructurales del avión.

Dichas válvulas son autónomas, debido a que la presión diferencial es la que actúa como elemento motriz de sus componentes. Cada válvula puede tener uno o dos controles isobáricos independientes. Valores normales de estos ajustes son 9.25 [psi] y 9.75 [psi]

La válvula consta de un mecanismo de control isobárico, válvula de aguja y membrana de cierre. Cuando se sobrepasa el valor de ajuste del control isobárico la válvula de aguja, unida a dicho control, separa la membrana de su asiento de cierre y permite la descarga de aire de la cabina.

- Válvulas de presión negativa.

Forman parte de la válvula de seguridad de cabina; lo que hace especial a esta válvula, es que consta de un ajuste de alivio de presión en el lado negativo<sup>46</sup>. Se produce si  $\Delta p < -1 \text{ p. s. i}$



**Figura 27.- Arquitectura del sistema de presurización con regulador analógico.**

En la figura [27]<sup>47</sup>, se muestra la arquitectura del sistema de presurización analógico, en el cual puede visualizarse que se encuentra presente el altímetro y los instrumentos de medición de presión de cabina.

### 1.9. Presurización de Cabina (Regulador digital).

Anteriormente se habló de la regulación de presión en cabina de forma analógica, que básicamente las válvulas son controladas por dos motores uno de alterna y otro de directa. Lo que a continuación se presenta, es las ventajas de un regulador de presurización digital respecto al analógico.

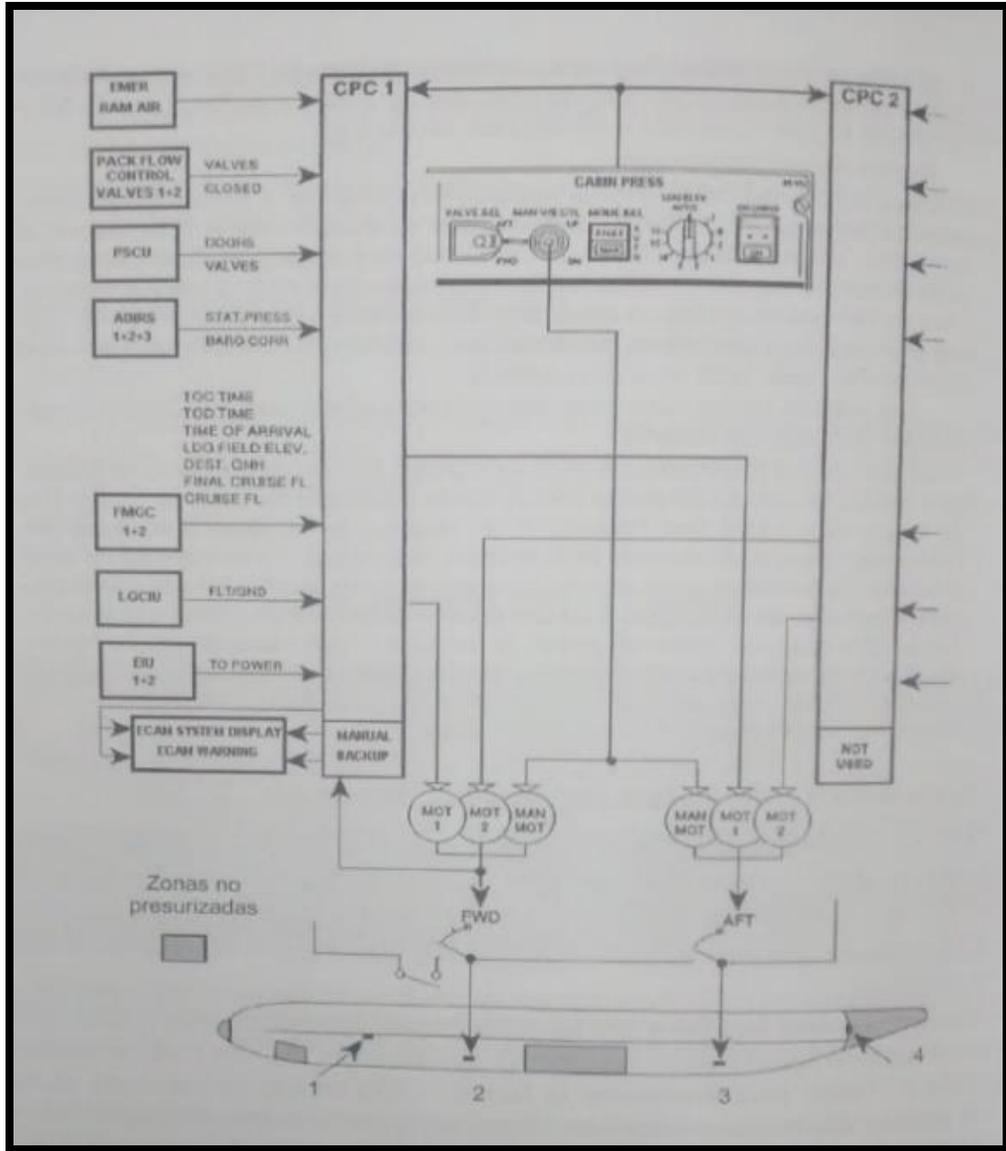
Los siguientes puntos, describen las ventajas del regulador digital:

- Están preparados para recibir señales eléctricas del motor<sup>48</sup>, de la velocidad de aire y del ordenador de gestión de vuelo.
- Discrimina si está en tierra, una presurización adelantada, despegue, ascenso, crucero y descenso.
- En función de la fase de vuelo que detecta el regulador de presión, determina cuál es la altitud de cabina óptima y envía las señales correspondientes a los motores de las válvulas de descarga de aire.
- La altitud de cabina óptima está contenida en un programa que se ejecuta en el ordenador del sistema.

<sup>46</sup> Exterior-Interior

<sup>47</sup> L.G.O. Franchini Sebastián, Introducción a la Ingeniería Aeroespacial. 2 EDICIÓN., Madrid: Editorial ALFAOMEGA.

<sup>48</sup> Régimen de revoluciones.



**Figura 28.- Regulador de presurización digital en cabina. 1. Válvula de alivio de presión negativa; 2.Válvula anterior de descarga de aire; 3. Válvula posterior de descarga de aire; 4. Válvula de seguridad.**

En la figura [28]<sup>49</sup>, se muestra la arquitectura de un sistema de presurización digital, la cual, mucha de esta arquitectura, la forma los computadores del sistema (CPC). Aunque se sigue manteniendo los instrumentos de lectura de altitud y presión.

Es importante tomar en cuenta, que hay mucha información acerca de la presurización de cabina de un avión en diferentes tipos de aviones, y que dependiendo del avión, serán las necesidades que se requieran para presurizarlo así como el tipo de sistemas que se utilicen para monitorear la presión.

<sup>49</sup> L.G.O. Franchini Sebastián, Introducción a la Ingeniería Aeroespacial. 2 EDICIÓN., Madrid: Editorial ALFAOMEGA.

CAPÍTULO II.  
DESCRIPCIÓN Y DESARROLLO DE LOS FENÓMENOS QUE  
OCURREN EN LA PRESURIZACIÓN DE LA CABINA DE UN  
AVIÓN.

En el capítulo uno se realizó toda una investigación de definiciones y sistemas que conforman al sistema de presurización dentro de la cabina de un avión, así como también se definió que uno de los aspectos más importantes de ese tema, era el esquema que representaba la trayectoria de un avión denominado “Perfil automático de vuelo”. También se explicó que la presente tesis se limita solamente a la propuesta de monitoreo de la presión en la cabina de avión sin tomar en cuenta un avión en particular.

En este capítulo, el enfoque principal es el de describir las situaciones que podemos tener durante el recorrido de un avión. Esto significa que se describirá cómo es que los fenómenos de presión, temperatura y densidad, varían cuando el avión cambia de altitud, puesto que lo que se pretende mostrar son las variaciones que tienen estos fenómenos tanto en la parte interna del avión, como en su exterior.

Basando la investigación en bibliografía, tomamos los valores que pueden estar presentes durante todo el recorrido de un avión para determinar las circunstancias críticas que podrían presentarse así como ciertas características que surgen en el recorrido de la aeronave.

## 2.1. Parámetros generales de presión, densidad y temperatura para el recorrido de un avión.

En la sección [1], del capítulo uno, se definió el término altitud; donde se encontró que hay dos tipos de altitud: la absoluta y la geométrica o geodésica. Por lo que dijimos que la altitud con la que se trabajaría en la presente tesis es la altitud geométrica, que es la medida con respecto al nivel del mar ( $z_g$ ).

Para esta situación tomaremos de referencia que la altitud a nivel del mar donde haremos las pruebas de simulación es una altitud de “0” [m]. Tomando este valor, tenemos los valores de los parámetros generales a nivel del mar, que nos ayudarán a construir más adelante las siguientes tablas.

**Tabla 2.- Parámetros generales a nivel del mar de algunas propiedades físicas de la atmósfera.**

PARÁMETROS	VALORES A NIVEL DEL MAR	UNIDADES
<b>R</b>	287	[m <sup>2</sup> /(s <sup>2</sup> ·K)]
<b>λ</b>	-6.5x10 <sup>-3</sup>	[K/m]
<b>g</b>	9.81	[m/s <sup>2</sup> ]
<b>P0</b>	101325	[Pa]
<b>T0</b>	288.15	[K]
<b>ρ</b>	1.225	[Kg/m <sup>3</sup> ]

Estos parámetros son únicamente aplicados a la primera capa de la atmósfera, denominada troposfera.

La troposfera, se extiende hasta unos 10 [Km] sobre la superficie terrestre, o dependiendo del lugar donde nos encontremos:

- Unos 8 [Km] desde las altas latitudes.
- Hasta los 18 [Km] cuando nos encontramos cerca del ecuador.

Es la capa más próxima a la Tierra, y contiene el mayor porcentaje de la masa total; caracterizándose por la densidad de su aire y un cambio en la medida de la temperatura vertical de -6 [°C] por kilómetro en ascenso.

En esta capa, los fenómenos de presión, temperatura y densidad, son completamente funciones de la altura.

R: Es la constante universal de los gases ideales, obtenida de la ecuación de estado para el análisis de un gas ideal.

$$P \cdot V = R \cdot n \cdot T$$

P=presión absoluta en [Pa]; T=temperatura absoluta en [K]; R= la constante universal de los gases en [m<sup>2</sup>/(s<sup>2</sup>·K)]; n=número de moles y V=volumen del gas en [m<sup>3</sup>]. Valor permanente en ascenso y descenso.

$$R = 287 \left[ \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2 \cdot \text{K}} \right]$$

λ: Este valor representa el cambio de temperatura con respecto a la altitud en [K/m], aunque es muy pequeño el cambio en metros, en kilómetros es muy significativo; el signo negativo, es porque la temperatura va disminuyendo respecto a la altura.

$$\lambda = -6.5 \left[ \frac{\text{K}}{\text{Km}} \right]$$

g: Es el valor de la aceleración gravitacional en la troposfera respecto al nivel del mar, recordando que la gravedad varía con la altitud de forma inversa; es decir que con la altura el valor de la gravitación disminuye en forma exponencial y viceversa.

$$g = 9.81 \left[ \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right]$$

P<sub>0</sub>: Es la presión existente a nivel del mar, y es independiente de la presión existente en el aeródromo. Esta presión es constante en cualquier lugar.

$$P_0 = 101325 [\text{Pa}]$$

T<sub>0</sub>: Es la temperatura con respecto a nivel del mar, es tomada como referencia al igual que los otros valores, de la Atmósfera Estándar Internacional.

$$T_0 = 288.15 [\text{K}]$$

ρ: Es la densidad del aire respecto a nivel del mar, igualmente tomada de la Atmósfera Estándar Internacional.

$$\rho = 1.225 \left[ \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$$

Con estos parámetros, damos la pauta para las tablas y ecuaciones correspondientes que permitirán desarrollar los puntos críticos dentro y fuera de la cabina durante el recorrido del avión.

## 2.2. Ecuaciones fundamentales utilizadas en la presurización de cabina de un avión.

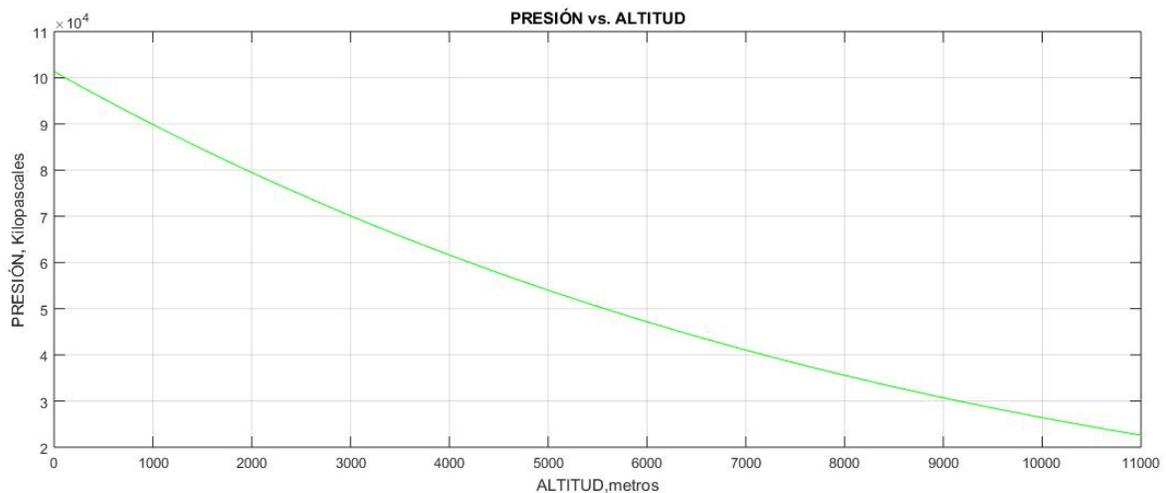
A continuación se presentan las ecuaciones que harán posible los cálculos y gráficas que se mostrarán más adelante.

**Tabla 3. Ecuaciones fundamentales en los fenómenos de presión.**

Número de la ecuación y descripción	Ecuación
Ecuación 1.- Ecuación para calcular la presión atmosférica teniendo como variable la altitud "z".	$P(z) = P_0 \left( 1 + \frac{\lambda z}{T_0} \right)^{\left( \frac{-g_0}{R\lambda} \right)}$
Ecuación 2.- Ecuación para calcular la densidad atmosférica teniendo como variable la altitud "z".	$\rho(z) = \rho_0 \left( 1 + \frac{\lambda z}{T_0} \right)^{\left( \frac{-g_0}{R\lambda} - 1 \right)}$
Ecuación 3.- Ecuación para calcular la temperatura atmosférica teniendo como variable la altitud "z".	$T(z) = T_0 + \lambda z$
Ecuación 4.- Ecuación para calcular la altitud teniendo como variable la presión existente "P <sub>z</sub> ".	$z(p) = \frac{\left[ \left( \frac{P_z}{P_0} \right)^{\left( \frac{-R\lambda}{g_0} \right)} - 1 \right] T_0}{\lambda}$

Se observa que las ecuaciones 1,2 y 3, tienen en común la variable "z", que es la altitud a nivel del mar, así como también la constante "λ" que es el cambio de temperatura con respecto a la altitud. Mientras que la ecuación 4, fue dada al realizar un simple despeje de la ecuación 1; tomando en cuenta que la ecuación 4, ahora tiene como variable la presión existente (P<sub>z</sub>).

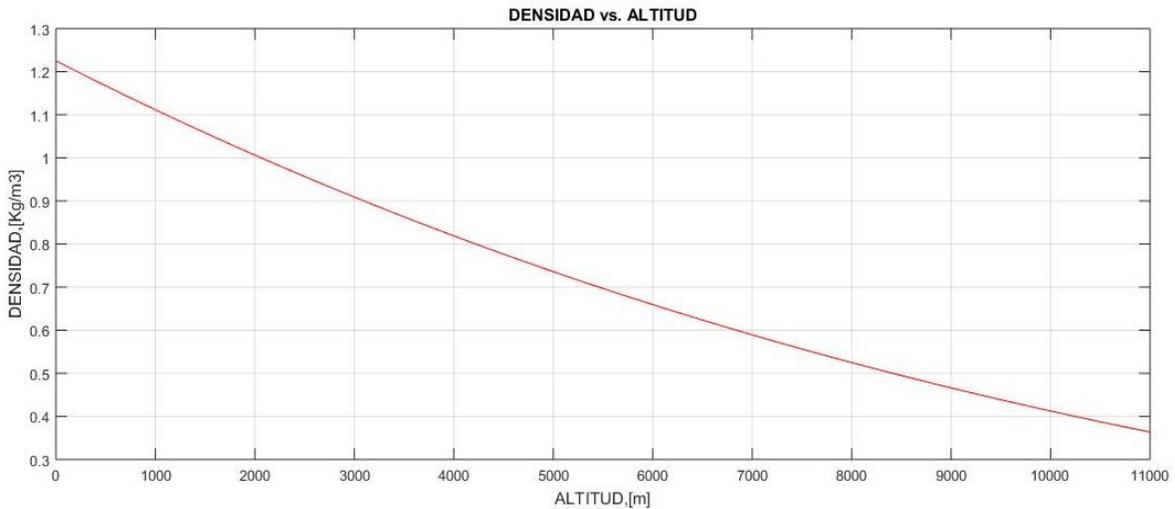
Con las tres primeras ecuaciones, podemos mostrar las siguientes gráficas, las cuales representan el cambio de los fenómenos de presión, densidad y temperatura respecto a la altitud.



**Gráfica 1.- Presión vs. Altitud.**

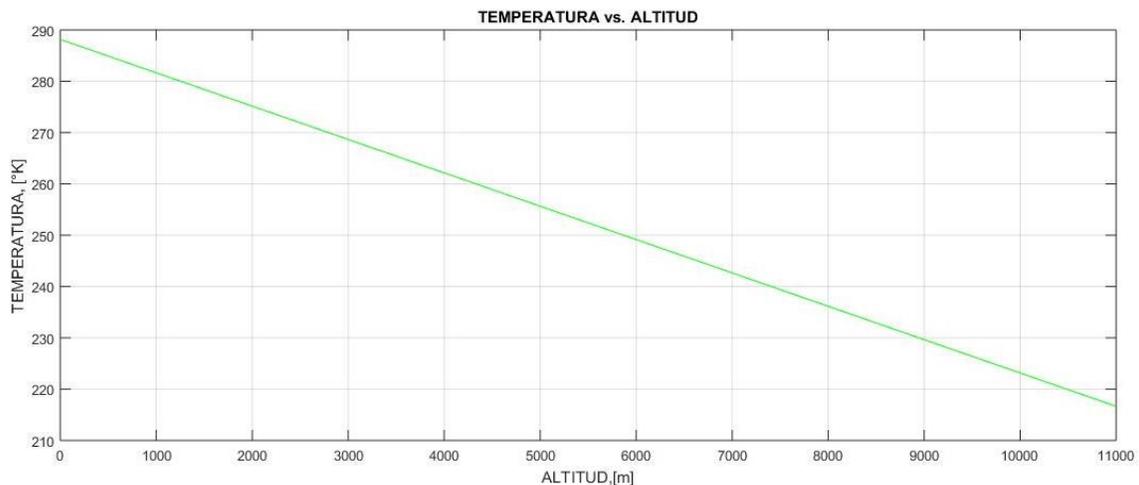
La gráfica [1] anteriormente mostrada, representa el cambio de la presión respecto a la altitud. La altitud de la cual parte esta gráfica es 0 [m], por lo que empezamos con la presión atmosférica al

nivel del mar. Conforme la altitud empieza a aumentar en miles de metros, la presión tiene un descenso importante de forma exponencial, debido a la gravedad y a la acción de la constante universal en conjunto con el cambio de temperatura; por lo que a 11 [Km] aproximadamente tendremos una presión de aproximadamente 22 000 [Pa]. De modo que, si la presión a nivel del mar representará el 100% a 0 [Km] de altitud, a unos 11 [Km] tendríamos tan sólo el 22.3% de esa presión.



**Gráfica 2.- Densidad vs. Altitud.**

En la gráfica [2], se muestra el cambio de la densidad respecto a la altitud; de igual modo que la gráfica [1], se parte de una altitud de 0[m], por lo cual se toma la densidad a nivel del mar. Conforme se aumenta la altitud en kilómetros, tenemos una caída de densidad de manera exponencial, dado que a los 11 [km] tendremos un valor de densidad de 0.36 [ $\text{Kg/m}^3$ ], lo que representaría en proporción del 29.3% de la densidad del nivel del mar.



**Gráfica 3. Temperatura vs. Altura.**

En la gráfica [3], se aprecia como varía la temperatura cuando aumenta la altitud. A diferencia de los fenómenos anteriores (presión y densidad), la temperatura decae de manera lineal, y es razonable, debido a que en la ecuación [3] no se presenta ninguna exponencial. Utilizando la misma altitud que para los otros dos fenómenos, la gráfica empieza desde la temperatura a nivel del mar, mientras la altitud va aumentando la temperatura disminuye pero no tan dramáticamente como

en los otros dos fenómenos. Por lo que a una altitud de 11 [Km], tendremos una temperatura de 216.48 [K], lo que representa en porcentaje, el 75.12% de la temperatura al nivel del mar.

### 2.3. Situaciones de los fenómenos presentes en la cabina de un avión durante su recorrido.

**Tabla 4.- Situaciones de los fenómenos de altitud y presión presentes durante el recorrido de un avión.**

DATOS	MAGNITUD	UNIDADES
Altitud de crucero (depende del avión y de la necesidad)	35 000	[ft]
Altitud en cabina deseada	6 000	[ft]
Altitud de falta de Oxígeno en las Personas	8 000	[ft]
Altitud de Cabina de Peligro	10 000	[ft]
Altitud de Cabina en Tierra (cierre)	200	[ft]
Presión diferencial Máxima	8.9	[psid]
Resistencia Máxima del Fuselaje(presión diferencial)	10	[psid]
Presión de Válvula de alivio positivo	1.5	[psid]
Presión de Válvula de alivio negativo	1	[psid]

En la tabla [4], se muestran las situaciones de altitud y de presión en las que puede involucrarse un avión durante todo su recorrido; con estos datos se obtiene la información necesaria para poder caracterizar a los fenómenos que están presentes en la presurización de cabina.

Generalmente, en la industria aeronáutica las unidades manejadas son:

- ➔ Altura y Altitud: pies [ft]
- ➔ Presión: Presión en libras por pulgadas cuadradas [psi]
- ➔ Temperatura: Grados Kelvin [K]
- ➔ Velocidad: Nudos [millas náuticas/hora]

**Tabla 5.- Conversión de presión y altitud.**

UNIDAD	UNIDADES MEDIDA	CONVERSIÓN	UNIDADES CONVERTIDAS
1	[ft]	0.3048	[m]
1	[psi]	6 894.75	[Pa]

Aplicando las conversiones de la tabla [5] a la tabla [4], obtenemos la siguiente tabla

**Tabla 6.- Situaciones de los fenómenos de altitud y presión que se presentan en el recorrido de un avión en unidades del sistema internacional (SI).**

DATOS	MAGNITUD	UNIDADES
Altitud de crucero (depende del avión y de la necesidad)	10 668	[m]
Altitud en cabina deseada	1 828.8	[m]
Altitud de falta de Oxígeno en las Personas	2 438.4	[m]
Altitud de Cabina de Peligro	3 048	[m]
Altitud de Cabina en Tierra (cierre)	60.96	[m]
Presión diferencial Máxima	61 363.275	[Pa]
Resistencia Máxima del Fuselaje(presión diferencial)	68 947.5	[Pa]
Presión de Válvula de alivio positivo	10 342.125	[Pa]
Presión de Válvula de alivio Negativo	6 894.75	[Pa]

Para poder abordar los cálculos pertinentes a los cambios en los fenómenos que experimenta el avión dentro y fuera de él es necesario explicar el papel de cada situación de la tabla [5].

Estos datos, son tomados de referencias bibliográficas que hablan del tema de presurización; cotejando los datos, se encuentran similitudes en los valores de cada uno de ellos. Hay que recordar que el tipo y las necesidades del avión o de las situaciones atmosféricas, podrían cambiar estos datos, pero sin desviarlos de un valor cercano a ellos.

- Crucero.

El crucero, es la altitud máxima que alcanza un avión comercial cuando se encuentra en vuelo; esta altitud depende del tipo de avión y las necesidades del mismo, por lo que puede variar la altitud, siempre y cuando no sobrepase los 11 [Km] de altitud, que es el límite el cual puede alcanzar un avión de este tipo debido sus condiciones estructurales. El dato es tomado de referencia bibliográfica aeronáutica y cotejándolo con otros datos bibliográficos, en general es un dato parecido.

- Altitud en cabina deseada.

La altitud en cabina deseada, es la altitud que el piloto de la aeronave elige como óptima para cuando el avión se encuentra en su altitud máxima, esta altitud se logra por medio de la presurización dentro de cabina y con el control de la válvula Out-Flow. El valor que tenemos en la tabla es de 1.82 [km], que es la altitud que debe de estar la cabina, cuando el avión se encuentre a unos 10.67 [Km] de altitud, en porcentaje sería el 17% de la altitud exterior que tendríamos en cabina.

- Falta de Oxígeno en las personas.

Este dato proviene de la altitud en cabina deseada. Dado que si la cabina le falta presión, para cuando el avión se encuentre en crucero, es un gran peligro para los tripulantes en el avión. Como se sabe, si la presión disminuye también disminuye considerablemente el oxígeno. En la tabla se muestra que la altitud es de 2.43 [Km] aproximadamente, la cual sería la altitud en que una persona deja de recibir el suficiente oxígeno para poder respirar.

- Altitud de cabina en peligro.

En esta situación, la cabina experimenta una pérdida de presión considerable, la cual puede ocurrir por una falla estructural en el fuselaje, o debido a que el sistema de presurización tiene fallas y no está dejando entrar el suficiente aire al interior de la cabina. Esta altitud de cabina, como lo muestra la tabla [5], sería aproximadamente de unos 3 [Km].

- Altitud de cabina en tierra.

Cuando se sellan las puertas de un avión, el avión tiene que presurizarse aumentando la presión dentro de cabina para mantener las puertas perfectamente selladas; siendo así que la presión dentro de cabina es mayor a la presión exterior. La diferencia de presión en tierra, dentro y fuera de cabina, no debe de ser mayor a 1 000 [Pa], para evitar daños<sup>50</sup> en el fuselaje. Sabiendo que la presión aumenta dentro de cabina, tenemos un reflejo mostrado en la altitud que disminuye; en una bibliografía<sup>51</sup> se determina que esta altitud sea unos 60[m] aproximadamente por debajo de la altitud a nivel del mar, la cual se toma como 0 [m].

---

<sup>50</sup> A daños, se refiere a que pueda hincharse tanto el fuselaje, que puede llegar a explotar.

<sup>51</sup> Gato Gutiérrez Felipe. SISTEMAS DE AERONAVES DE TURBINA Tomo I. 2009. Editorial Club Universitario. [https://books.google.com.mx/books?id=fzlpKDHQJWQC&pg=PA62&lpg=PA62&dq=indicador+de+presi%C3%B3n+de+cabina/diferencial&source=bl&ots=m8Gf-Fe85x&sig=NXS AoQTWluRpyycjZXkMnJKJmFs&hl=es-419&sa=X&ved=0CBwQ6AEwAGoVChMI0uD1\\_pjFxiVvk1mSch38iw2V#v=onepage&q=indicador%20de%20presi%C3%B3n%20de%20cabina%20diferencial&f=false](https://books.google.com.mx/books?id=fzlpKDHQJWQC&pg=PA62&lpg=PA62&dq=indicador+de+presi%C3%B3n+de+cabina/diferencial&source=bl&ots=m8Gf-Fe85x&sig=NXS AoQTWluRpyycjZXkMnJKJmFs&hl=es-419&sa=X&ved=0CBwQ6AEwAGoVChMI0uD1_pjFxiVvk1mSch38iw2V#v=onepage&q=indicador%20de%20presi%C3%B3n%20de%20cabina%20diferencial&f=false)

- Presión diferencial máxima.

Esta presión corresponde a la presión que puede estar la cabina y la presión exterior, ósea la presión diferencial en la que puede operar la cabina. Esta presión es siempre de cuidado, y debe ser mayormente revisada que la presión absoluta dentro de cabina. A esta presión se le considera como la presión de operación y su valor como se muestra en la tabla [5], es de 61 363.275 [Pa].

- Resistencia máxima del fuselaje.

Esta presión es la presión de supervivencia, es decir, si esta presión aumenta por 1 [psi] su valor, el avión sufrirá un hinchamiento que provocará una probable explosión del fuselaje. La causa de este daño, pudiera ser el aumento en la temperatura dentro de cabina. Pensando un poco en esto, en lo que puede ocurrir dentro de cabina, el calor de los motores del avión, en el calor que puede expedirse de la tripulación; tendría que ser un cambio un poco significativo en la temperatura para que pueda modificar la presión en cabina. El valor que se muestra en la tabla [5] es de 68 947.5 [Pa].

- Válvula de alivio positivo.

Esta presión es la presión a la que tendría que llegar en caso de que la cabina excediera los 10[psi], ósea la presión de supervivencia. Esta presión ya no es una presión diferencial, si no absoluta dentro de cabina.

- Válvula de alivio negativo.

Esta presión es a la cual se tendría que llegar si la presión en cabina es inferior la presión esperada cuando el avión se encuentra en crucero, es decir, que la presión en cabina es por mucho menor a la presión exterior en crucero. Esto puede ocurrir, debido al fallo del sistema de presurización en cabina o por picadura del fuselaje. La presión a la cual se debe regular en esta situación es a 1 [psi]; tomando en cuenta que no es una presión diferencial.

#### **2.4. Características de los fenómenos en las etapas de vuelo.**

En las tablas anteriores de este capítulo se mostró solamente los valores que se presentan en la presión y altitud durante las etapas de vuelo. En la siguiente tabla mostrada, se observan los valores de todos los fenómenos involucrados en las etapas de vuelo.

**Tabla 7.- Características de los fenómenos en las etapas de vuelo.**

DATOS	MAGNITUD	UNID ADES	REFLEJO EN PRESIÓN Y ALTITUD	UNID ADES	REFLEJO EN DENSIDAD	UNIDADES	REFLEJO EN TEMPERATURA	UNIDADES
Altitud de Crucero	10 668	[m]	23 824.139	[Pa]	0.379	[kg/m <sup>3</sup> ]	218.81	[K]
Altitud en cabina deseada	1 828.8	[m]	81 190.149	[Pa]	1.024	[kg/m <sup>3</sup> ]	276.26	[K]
Falta de oxígeno en las personas	2 438.4	[m]	75 250.592	[Pa]	0.963	[kg/m <sup>3</sup> ]	272.30	[K]
Altitud de cabina en peligro	3 048	[m]	69 667.92	[Pa]	0.904	[kg/m <sup>3</sup> ]	268.34	[K]
Altitud de cabina en tierra	60.96 <sup>52</sup>	[m]	102 057.57	[Pa]	1.225	[kg/m <sup>3</sup> ]	288.55	[K]
Presión diferencial máxima	61 363.27	[Pa]	4 032.517	[m]	0.816	[kg/m <sup>3</sup> ]	261.94	[K]
Resistencia máxima del fuselaje (presión diferencial)	68 947.5	[Pa]	3 129.522	[m]	0.897	[kg/m <sup>3</sup> ]	267.81	[K]
Válvula de alivio positivo	10 342.14	[Pa]	15 607.536	[m]		[kg/m <sup>3</sup> ]		[K]
Válvula de alivio negativo.	6 894.75	[Pa]	17 738.998	[m]		[kg/m <sup>3</sup> ]		[K]

En la tabla [7], se ha calculado mediante las fórmulas mostradas al inicio de este capítulo los demás fenómenos que ocurren en las etapas del recorrido del avión.

Para calcular la presión de cabina cuando el avión se encuentra en tierra, no se utilizó las ecuaciones [1] ni [4] de la tabla [3], se utilizó la siguiente ecuación:

$$\partial P = (-\rho_{\text{aire}})(g)(\partial z)$$

Integrando la ecuación anterior, tenemos:

$$\int_{101325}^P \partial P = -\rho_{\text{aire}} g \int_{6.5}^0 \partial z$$

**Ecuación 5.- Ecuación utilizada para el cálculo de la presión de la cabina en tierra.**

Debido a que el avión no se encuentra en vuelo, y que la altitud que tomamos como referencia es de 0 [m], utilizamos la ecuación fundamental de la hidrostática para calcular la presión a la que se encuentra la cabina, cuando se cierran las puertas. Tomando como referencia la presión

<sup>52</sup> En este caso, la altitud es negativa.

atmosférica y la altitud a la que se debe de llegar<sup>53</sup> cuando se cierran las puertas realizamos el cálculo de la integral definida para obtener la presión.

A continuación se presenta con un poco más de detalle, lo que ocurre en cada etapa del vuelo

- Características de Crucero.

- En cuanto a la presión se puede apreciar que ésta es muy inferior a la presión a nivel del mar. Por lo que si la presión atmosférica representará el 100%, la presión que se tendría en crucero sería del 23% aproximadamente.
- La temperatura por el contrario, su valor con respecto al nivel del mar es mayor a la de presión; ya que la temperatura en crucero representaría el 75% de la temperatura a nivel del mar.
- Mientras que la densidad al igual que la presión, cae por mucho con respecto a la densidad a nivel del mar, representando el 31% aproximadamente de la densidad a nivel del mar.
  - Características en cabina cuando el avión se encuentra en crucero.
- En cuanto a la presión, se observa que esta desciende hasta un cierto valor; como se había mencionado anteriormente este valor es el elegido como óptimo en crucero. Si la presión atmosférica a nivel del mar fuera el 100%, la presión interior en cabina cuando se encuentre en crucero sería del 80%. Por lo que el descenso de la presión no fue tan abrupto, como lo es en el exterior en donde la presión representaría un porcentaje del 23% aproximadamente.
- La temperatura deseada en cabina representaría el 95.9 % de la temperatura al nivel del mar, por lo que no hay un cambio tan significativo como en la presión.
- En cuanto a la densidad, se presenta un 83% con respecto a la densidad del nivel del mar, si ésta representará en 100%.

- Falta de oxígeno en las personas.

Aunque en esta tesis, el problema no recaiga sobre la falta de oxígeno en las personas en las altitudes, es importante saber cuáles son los porcentajes de los fenómenos físicos en las que estaríamos expuestos.

- En cuanto a la presión, cuando se llega a un porcentaje de 74.27% de la presión a nivel del mar, una persona puede sufrir de hipoxia (Reducción o nivel inadecuado de oxígeno a nivel celular y tisular. Los órganos más sensibles a una hipoxia son el cerebro, el corazón, los pulmones y el hígado).
- En cuanto a la densidad, si la cabina llega a descender un 5% menos de la densidad en cabina deseada, puede significar una caída de presión grande, poniendo en gran riesgo a la tripulación.
- En cuanto a la temperatura, ésta aunque en menor proporción de descenso de porcentaje, es importante saber que no puede descender menos del 94%.

- Altitud de cabina en peligro.

En este punto se visualiza que tanto presión, densidad y temperatura se ven mermadas; tan sólo hablar de un 68.75% de presión de cabina con respecto a la presión a nivel del mar, es hablar de una despresurización grande, por lo cual se tiene que tomar medidas emergentes.

En cuanto a las presiones dadas por la presión diferencial máxima y la resistencia máxima de fuselaje no podemos compararlas con respecto a la presión al nivel del mar; debido a que son

---

<sup>53</sup> Como se mencionó anteriormente, estos datos fueron tomados de bibliografía, donde recomiendan que es la altitud a la que se debe de llegar en tierra.

presiones las cuales son comparadas durante la trayectoria del avión cuando este se encuentra en crucero.

$$P_c^{54} - P_e^{55} = P_d^{56}$$

**Ecuación 6.- Ecuación de presión diferencial.**

La ecuación [6] permite calcular la presión diferencial puesto que solamente se sabe cuál es la presión diferencial de operación y la presión diferencial de supervivencia de la estructura del avión, no es eficiente realizar los cálculos correspondientes a la presión en cabina ni a la presión exterior.

Así también, se determina en la ecuación [6], que la presión de cabina siempre debe de ser mayor, siendo la limitante la presión de la resistencia del fuselaje. Pero puede ocurrir lo contrario, lo cual sería que la presión diferencial sea negativa, lo que significaría, que la presión exterior es mayor a la de cabina.

**2.5. Etapas de: Tierra hasta despegue y Crucero.**

Estas dos etapas, incluyendo cuando el avión aterriza en el “aeropuerto de destino”, se puede decir que son etapas en donde podemos conocer los valores a los que los fenómenos de presión, densidad y temperatura pueden llegar. Debido a que son puntos casi estáticos donde los valores no tienen variaciones grandes.

En la siguiente tabla, se muestran los valores obtenidos para la etapa de “aeropuerto de salida”, que también podemos denominar como “Tierra hasta despegue”

**Tabla 8.- Etapa de Tierra hasta despegue.**

TIERRA HASTA DESPEGUE.	VALORES	UNIDADES EN EL SISTEMA INTERNACIONAL	VALORES DE CONVERSIÓN	UNIDADES EN EL SISTEMA INGLES
ALTITUD	61.0	[m]	200.0	[ft]
PRESIÓN DIFERENCIAL	732.6	[Pa]	0.1	[psi]
PRESIÓN INTERNA	102 057.6	[Pa]	14.8	[psi]
PRESIÓN EXTERNA	101 325.0	[Pa]	14.7	[psi]
TEMPERATURA INTERNA	15.4	[°C]	288.5	[K]
TEMPERATURA EXTERNA	15.0	[°C]	288.2	[K]
DENSIDAD INTERNA	1.2	[Kg/m <sup>3</sup> ]	0.1	[lb/ft <sup>3</sup> ]
DENSIDAD EXTERNA	1.2	[Kg/m <sup>3</sup> ]	0.1	[lb/ft <sup>3</sup> ]

Las observaciones pertinentes de la tabla [8], son:

- ➔ La presión diferencial no rebasa los 1 000 [Pa], como se había mencionado anteriormente, debido a que la altitud desciende pocos pies al sellarse las compuertas cuando empieza la primera etapa de presurización.
- ➔ La densidad y la temperatura, tienen un cambio insignificante en esta etapa.

<sup>54</sup> Donde P<sub>c</sub> es la presión de cabina.

<sup>55</sup> Donde P<sub>e</sub> es la presión exterior.

<sup>56</sup> Donde P<sub>d</sub> es la presión diferencial.

**Tabla 9.- Etapa de Crucero.**

CRUCERO	MEDIDA	UNIDADES DEL SISTEMA INTERNACIONAL	MEDIDA2	UNIDADES DEL SISTEMA INGLÉS
ALTITUD	10 668	[m]	35 000	[ft]
PRESIÓN DIFERENCIAL	57 366.01008	[Pa]	8.320245125	[psi]
PRESIÓN INTERNA	81 190.14862	[Pa]	11.77564794	[psi]
PRESIÓN EXTERNA	23 824.13854	[Pa]	3.455402812	[psi]
TEMPERATURA INTERNA	-11.8872	[°C]	276.2628	[K]
TEMPERATURA EXTERNA	-69.342	[°C]	218.808	[K]
DENSIDAD INTERNA	1.023809199	[Kg/m3]	0.063914372	[lb/ft3]
DENSIDAD EXTERNA	0.379308094	[Kg/m3]	0.02367945	[lb/ft3]

En la tabla [9], se muestra los valores de los fenómenos correspondientes a la etapa de crucero, estos valores son válidos, a partir de que el avión llega a su punto máximo de vuelo.

Las observaciones pertinentes en este punto, son las siguientes:

- ➔ Se observa, una presión diferencial muy grande, pero a la vez, esta presión es menor a la presión diferencial de operación.
- ➔ En cuanto a la presión interna, es mucho mayor a la presión externa para poder mantener las condiciones estables dentro de cabina.
- ➔ Así también, es notorio la gran diferencia entre la temperatura externa e interna, con una diferencia de 57 [K] entre ambas. En el capítulo cuarto, la temperatura nos ayudará a jugar con el aumento de presión dentro de cabina. Por lo que un cambio significativo en ella, podría elevar la presión interior.
- ➔ En cuanto a la densidad tanto interna como externa, tienen una diferencia notoria entre ambas.
- ➔ Durante el crucero, el avión nunca permanece en la misma ruta horizontal durante todo el vuelo, dicha ruta puede variar a más o menos altura de los 35 000 [ft], pero esta variación no es tan significativa para tener grandes cambios en crucero.

El aterrizaje del avión, es prácticamente parecido al despegue del mismo.

## **2.6. Ascenso de un avión: valores de los fenómenos en cabina.**

Cuando un avión empieza a elevarse, la sensación que recibe una persona es la misma elevación, pero pocas veces se percata, de que a la vez también está experimentando una pérdida de presión. Esto es gracias al sistema de presurización que empieza a liberar aire dentro de cabina para que no se tenga la sensación de falta de oxígeno.

El cambio brusco en el exterior de los fenómenos de presión, temperatura y densidad, no se pueden evitar. Generalmente, un avión tiene una velocidad tanto de ascenso como de descenso, esto quiere decir, que tiene un tiempo determinado para llegar a su punto máximo de vuelo y un tiempo determinado para llegar a su punto mínimo de vuelo (cuando desciende); estos pueden ser variables debido a los problemas que puede enfrentar un avión en su recorrido.

A partir de conocer los datos, se analiza los cambios en los fenómenos físicos; tomando como variable independiente al tiempo recorrido para determinar la altitud, y con base en la altitud, poder determinar presión, densidad y temperatura.

La siguiente tabla, muestra la velocidad tanto de ascenso como de descenso que en general tiene un avión comercial.

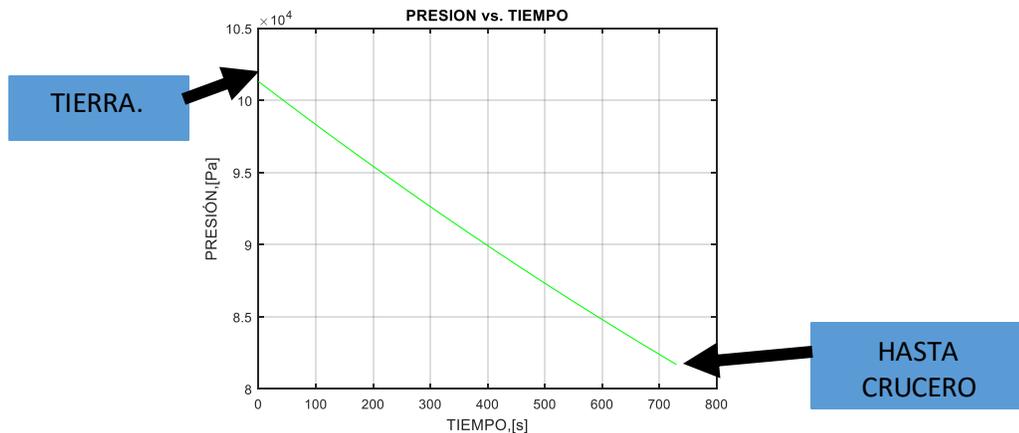
**Tabla 10.- Velocidades de ascenso y descenso de un avión comercial en general.**

TASA DE CAMBIO	En [ft/min]	En [m/s]
<b>ASCENSO</b>	500	2.54
<b>DESCENSO</b>	300	1.524

Los datos de la tabla [10], de igual manera fueron tomados de referencias bibliográficas, en donde los valores son muy cercanos entre referencias.

- Presión vs. Tiempo de ascenso.

Mediante las siguientes gráficas, se puede visualizar la variación de los fenómenos mientras el avión asciende.



**Gráfica 4.- Presión vs. Tiempo de ascenso.**

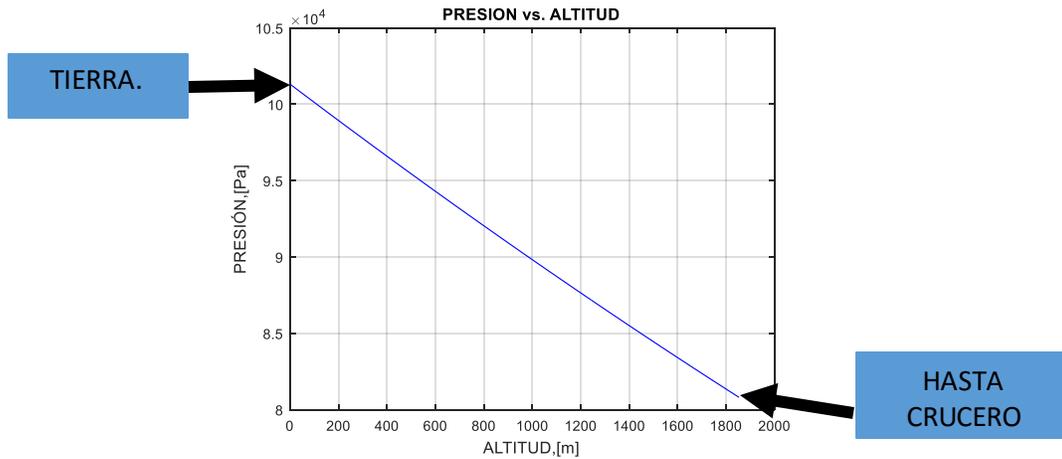
En la gráfica [4], se muestra el cambio que sufre la presión respecto al tiempo de ascenso hasta llegar a crucero, que se toma de la velocidad de la tabla [9]. Este tiempo se deduce de la siguiente ecuación:

$$t_{\text{de llegada a crucero}} = \frac{1\ 828[\text{m}] - 0[\text{m}]}{2.54 \left[ \frac{\text{m}}{\text{s}} \right] - 0 \left[ \frac{\text{m}}{\text{s}} \right]} \approx 730 [\text{s}]$$

**Ecuación 7.- Tiempo de Llegada a crucero.**

En donde la posición, es la altitud que se elige como óptima en cabina al llegar a crucero, y la velocidad, es la velocidad de ascenso.

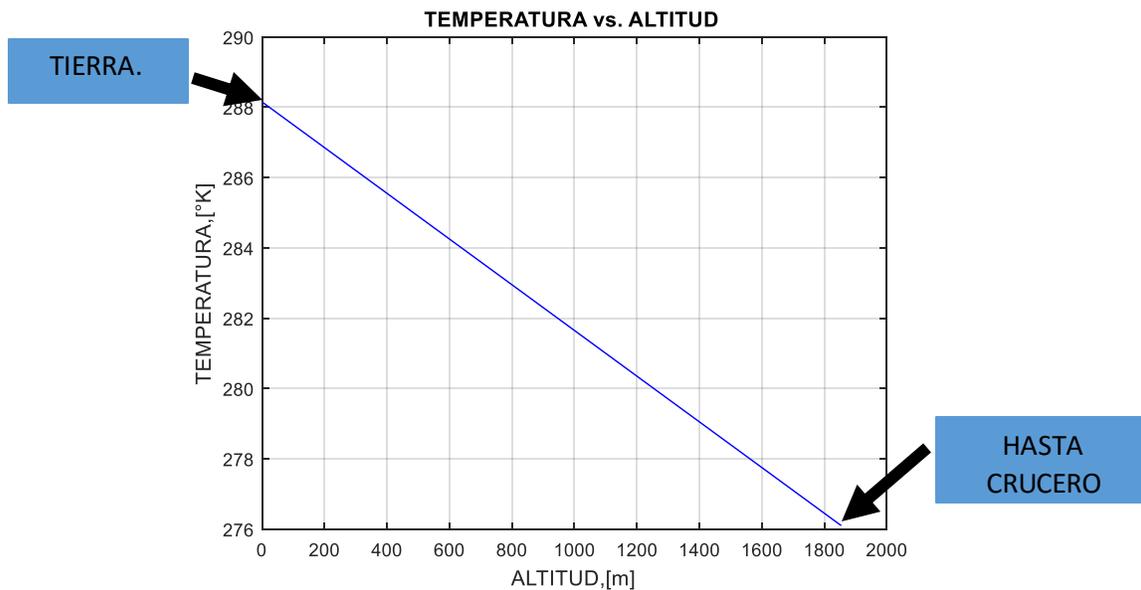
- Presión vs. Altitud de ascenso.



**Gráfica 5.- Presión vs. Altitud de ascenso.**

De igual manera en la gráfica [5], se observa que la presión cae respecto a la altitud a un valor semejante al que decae con el tiempo.

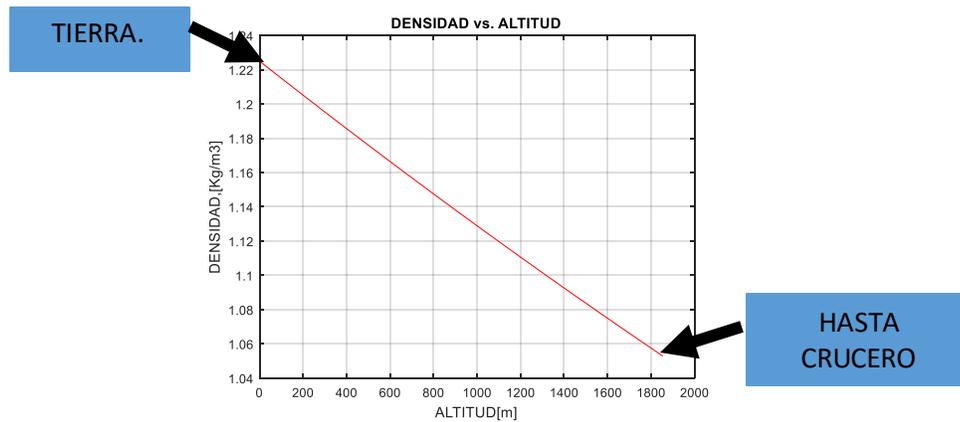
- Temperatura vs. Altitud de ascenso.



**Gráfica 6.- Temperatura vs. Altitud de ascenso.**

La gráfica [6], muestra el cambio que sufre la temperatura respecto a la altitud sin llegar a sobrepasar una temperatura menor a los 276 [K], que es la temperatura deseada en cabina.

- Densidad vs. Altitud de ascenso.



**Gráfica 7. Densidad vs. Altitud de ascenso.**

En la gráfica [7], se muestra el cambio de densidad respecto a la altitud de ascenso en cabina, su puede apreciar que la gráfica está un poco curvada como si fuera a ser exponencial. Este es por el tipo de ecuación que se metió al programa.

## 2.7. Descenso de un avión: Valores de los fenómenos en cabina.

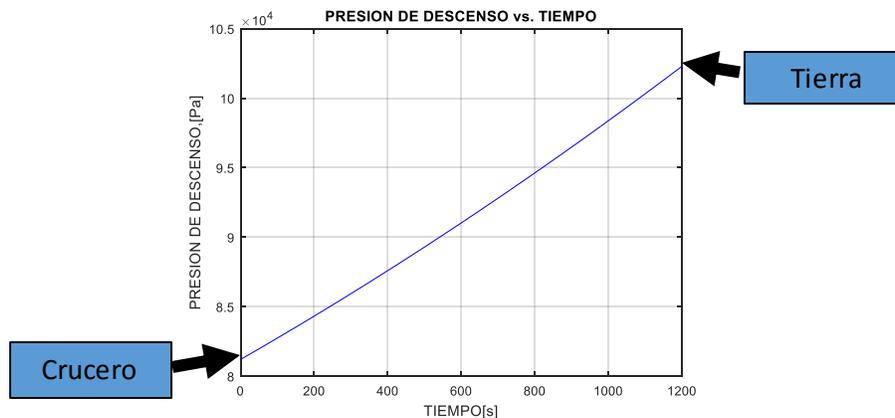
Para representar los valores de los fenómenos en cabina cuando el avión desciende, utilizamos la tabla [9], donde se encuentra la velocidad con la que el avión desciende.

$$t_{\text{descenso}} = \frac{0 \text{ [m]} - 1828 \text{ [m]}}{0 \frac{\text{m}}{\text{s}} - 1.524 \frac{\text{m}}{\text{s}}} \approx 1199.5 \text{ [s]}$$

### Ecuación 8.- Tiempo de descenso a aeropuerto de destino.

A continuación se muestran las gráficas obtenidas en la etapa de descenso del avión.

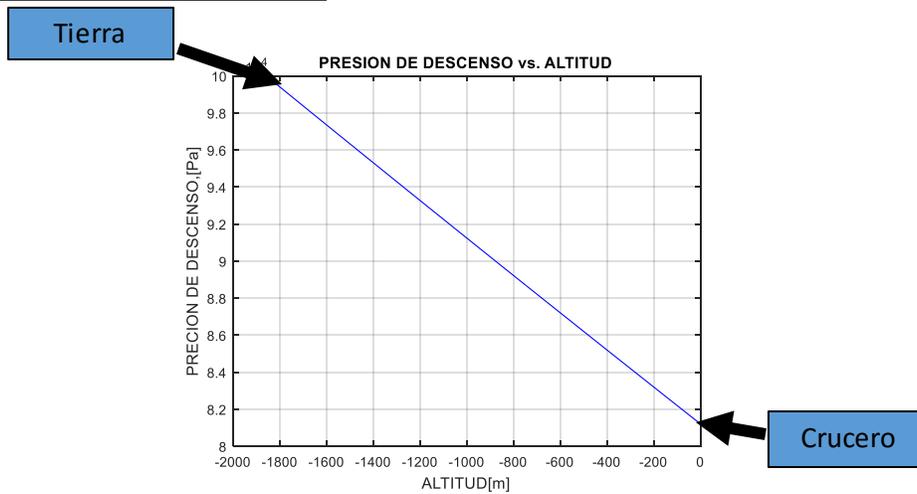
- Presión vs. Tiempo de Descenso.



**Gráfica 8.- Presión vs. Tiempo de descenso.**

En la gráfica [8], se muestra que la presión en donde se quedó la cabina en crucero, empieza a ascender, hasta llegar a una presión aproximada a la del nivel del mar.

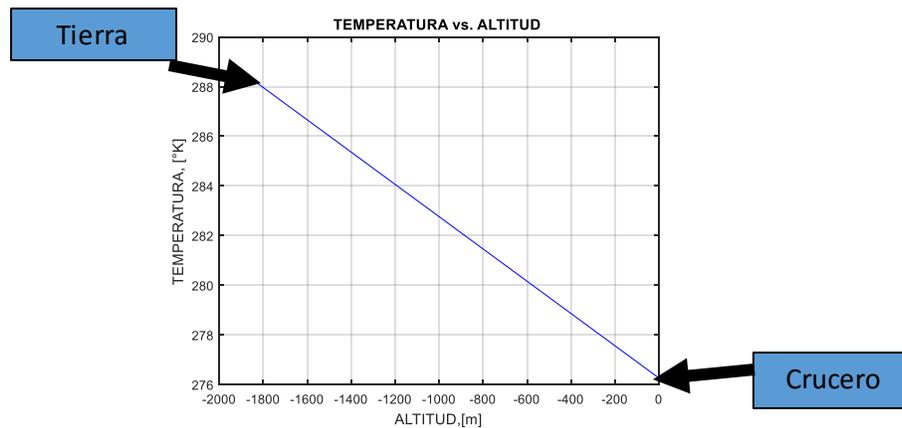
- Presión vs. Altitud de descenso.



**Gráfica 9. Presión vs. Altitud de descenso.**

Tomando en cuenta que el 0 [m], es la altitud que está en cabina para el descenso, se muestra que la presión empieza a aumentar dentro de cabina, sin superar la presión atmosférica exterior.

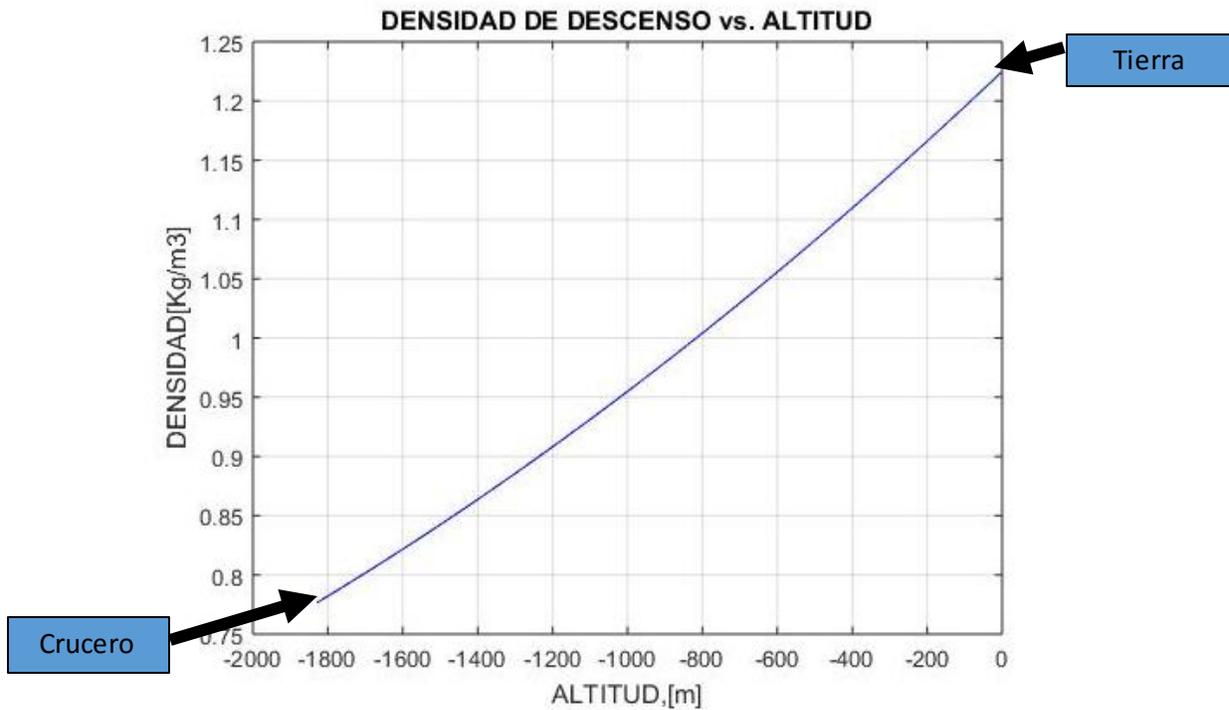
- Temperatura vs. Altitud de descenso.



**Gráfica 10.- Temperatura vs. Altitud de descenso.**

Al igual que en la gráfica [9], en la gráfica [10] se toma como 0 [m] la altitud de cabina en crucero, conforme esta va descendiendo de lado izquierdo la temperatura empieza a aumentar, sin llegar a ser la temperatura atmosférica exterior.

- Densidad vs. Altitud de descenso.



**Gráfica 11.- Densidad vs. Altitud de descenso.**

De igual manera que las gráficas anteriores de descenso, se toma la altitud de cabina en crucero como los 0 [m], donde se aprecia que la densidad tiene un aumento mientras el avión desciende.

**CAPÍTULO III.**  
**DISEÑO CONCEPTUAL DEL SISTEMA DE MONITOREO DE  
PRESURIZACIÓN EN LA CABINA DE UN AVIÓN.**

### 3.1.- MONITOREO DE PRESURIZACIÓN EN EL SISTEMA.



**Figuras 29.- Vista lateral y transversal del interior de un avión.**

En la figura [29]<sup>57</sup> se muestran la vista lateral y transversal del interior de un avión respectivamente; con estas dos vistas, se da el panorama del ambiente el cual requiere que se monitoree la presión. Como se mencionó anteriormente, cuando un avión se encuentra en vuelo, se requiere monitorear su presión interior así como también la presión en su exterior; haciendo de esto un diferencial de presión.

En la figura [29], se visualiza un corte transversal del fuselaje en un avión; el cual como se muestra no es esbelto del todo, si no que tiene un cierto grosor, en donde generalmente se encuentra todo el cableado eléctrico y electrónico del avión. Para nuestros fines, este grosor lo despreciaremos y asumiremos que la presión a la que se encuentra en él, es la misma presión interior del avión. Por otra parte, donde se muestra la vista lateral del interior de un avión, se visualiza la cabina interior en donde van situadas los pasajeros del mismo. Es importante mencionar que el calor generado por una persona en reposo en el avión puede ser importante para un aumento de temperatura en el interior del mismo; esto nos ayudará a justificar la etapa de crucero, en donde varía la temperatura interior del avión aumentando una cantidad, haciendo que la segunda etapa de presurización vuelva a funcionar para aumentar la altitud en cabina haciendo que la presión interior disminuya para seguir en el rango de operación adecuada. Más adelante se mostrará una referencia sobre lo anteriormente dicho.

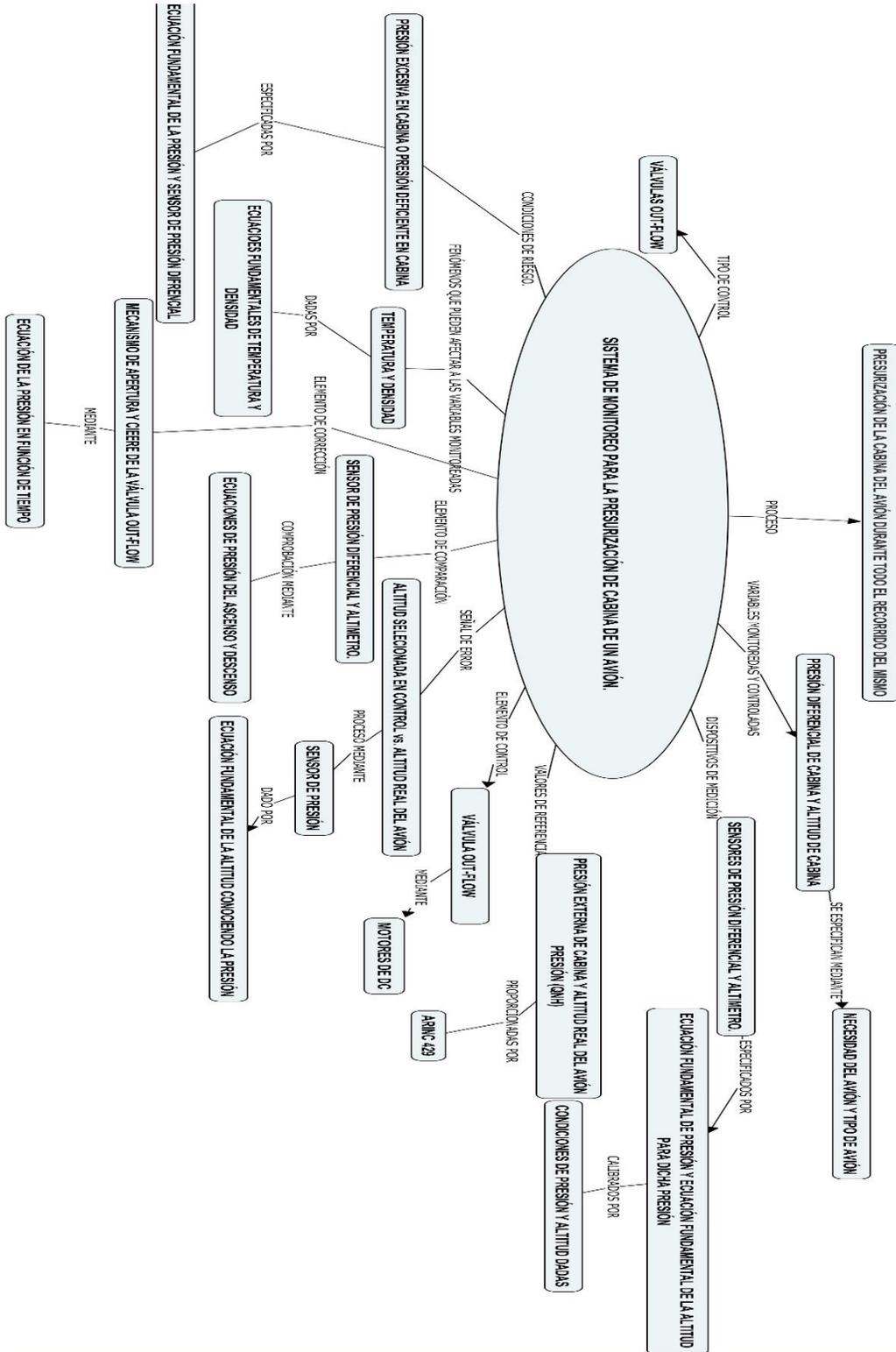
Por lo tanto las condiciones que consideraremos en el análisis son las siguientes:

- Estabilidad en los sistemas de presurización y monitoreo (sin alteraciones y calibraciones de los mismos).
- Estabilidad en el sistema en estudio (en este caso es el avión, el cual consideraremos como estable durante toda su trayectoria y sin cambios repentinos en su curso; así mismo considerando que el fuselaje del avión se encuentra en perfectas condiciones<sup>58</sup>).
- Rango definido de tiempo (Para este caso, tomaremos un rango definido de tiempo en las simulaciones, debido a que se usan fuentes de excitación las cuales tienen un tiempo definido de operación, aun cuando se puede variar estas situaciones). Recordemos que la simulación del sistema se realiza en una máquina de tiempo real.
- Afectación de temperatura debida sólo a la tripulación en el avión (es decir, el calor que se desprende del cuerpo humano es el único factor que provocará un aumento de temperatura).

<sup>57</sup> Presurización en los Aviones, Control de la Presión Interior, <http://historiaybiografias.com/presurizacion/>

<sup>58</sup> Es decir, que el fuselaje no ha sufrido ningún tipo de daño, y que todo el avión se encuentra sellado perfectamente.

**3.2. Generación de mapa conceptual: Sistema de Monitoreo y Control mediante “SIL” para la presurización en la cabina de un avión.**



**Mapa conceptual 1.- Propuesta de diseño de monitoreo para la presurización de cabina en un avión.**

Con base en el segundo capítulo, en el presente capítulo, se realizan algunas propuestas para la realización del sistema de monitoreo de presurización en la cabina de un avión. Prácticamente en este capítulo se representarán esquemas, mapas conceptuales y diagramas de flujo que nos permitirán realizar la construcción de una propuesta de diseño, para monitorear la presión en cabina.

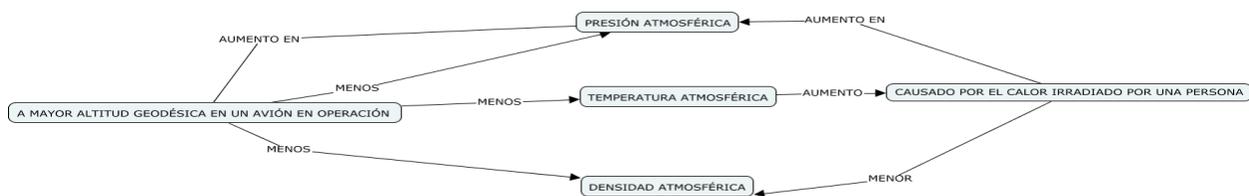
La propuesta está basada en la figura [25] del capítulo I, en donde se muestra el perfil de vuelo automático de un avión que muestra la altitud de cabina con respecto a la altitud real del avión cuando éste se encuentra en operación; por lo cual, se pretende recrear este esquema del perfil a partir de conocer el comportamiento de los fenómenos que dan cabida a las trayectorias descritas en la figura. Sin embargo, también es de interés el comportamiento que caracteriza este perfil; para ello, necesitamos visualizar uno de los fenómenos que es la contraparte de la altitud el cual es la presión atmosférica tanto interna como externa. Otros de los fenómenos importantes para entender el comportamiento del esquema son la densidad y temperatura atmosféricas, que recordemos que en el capítulo I, se mencionó qué relación guardaban estos dos con la altitud y la presión.

En el mapa conceptual [1], se representa la conceptualización del sistema a generar, para poder generar un sistema que permita monitorear la presión dentro de cabina. Pero no solamente la presión, sino también cómo esta presión se ve reflejada en la altitud, la densidad del ambiente y la temperatura del ambiente.

Por lo que, las variables importantes a medir en el sistema son: presión interna, presión externa, altitud interna y altitud externa; así como la presión diferencial.

Los sistemas de datos, básicamente serán representados por las ecuaciones generadas de las gráficas del capítulo dos; estas ecuaciones nos representarán el comportamiento que presentarían los sistemas verdaderos que captan los fenómenos anteriormente descritos en el capítulo 2.

En cuanto a los fenómenos de densidad y temperatura, son fenómenos que de alguna manera se encuentran presentes en la presión dentro de cabina; recordando que en el capítulo uno se describe que al igual que la presión, la temperatura y la densidad también son funciones de la altitud, y que el cambio en estas propiedades, puede verse reflejado en un cambio de presión. Mientras que, la presión excesiva en cabina y la presión deficiente en cabina estarán determinadas a causa de datos que se ingresaron como constates en el sistema, realizando una comparación de estos con las presiones generadas por las ecuaciones.



### MAPA CONCEPTUAL 2.- Generación de conceptos de los fenómenos durante la trayectoria de un avión.

En el mapa conceptual [2], se muestra la generación del concepto, para poder generar los siguientes diagramas que son fundamentales para el diseño del sistema de monitoreo.

A continuación, se presentan los mapas conceptuales generados para realizar el sistema que se verá en el capítulo cuatro. Estos mapas, describen cómo fue concebida la idea del sistema para

monitorear la presión<sup>59</sup> dentro de la cabina de un avión, así como los otros fenómenos físicos de interés. Dejando en claro, que estos mapas no son definitivos.

**Cabe mencionar que este diseño es propio del autor, concebido de la información previamente investigada.**

### **3.3.- Cierre de puertas.**

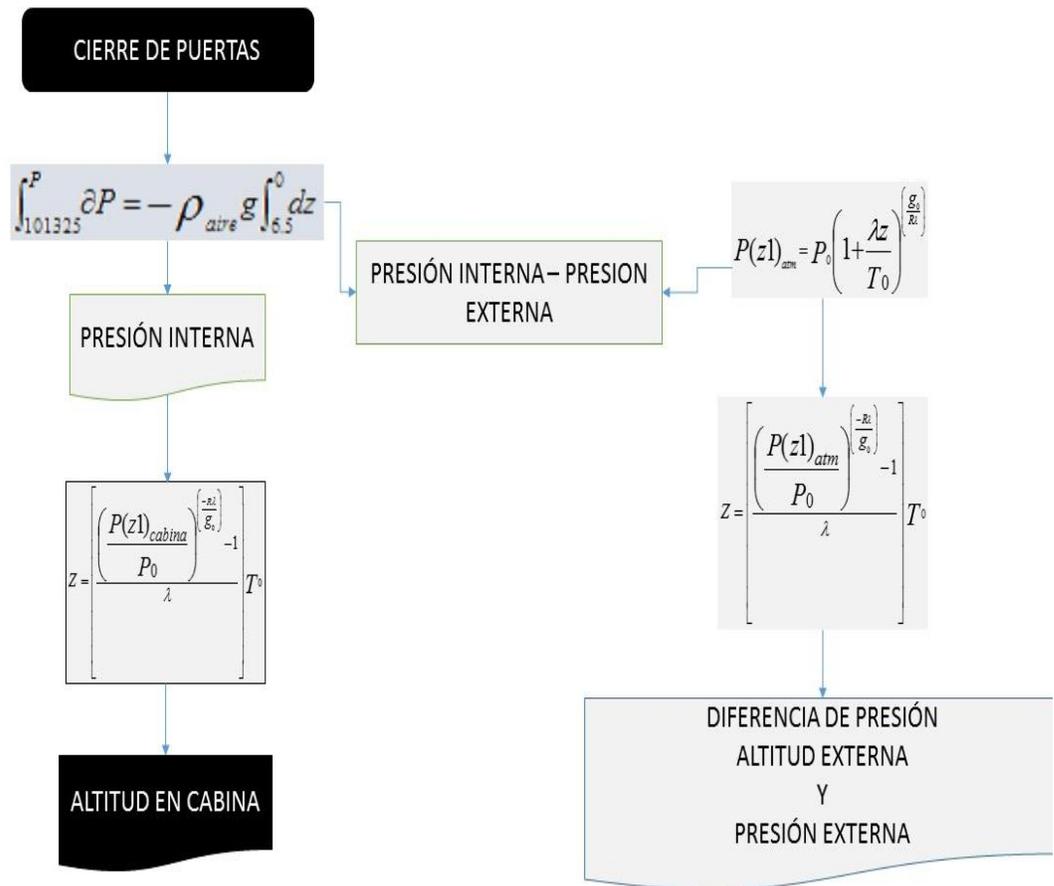
Cuando nos subimos a un carro y lo encendemos, existen sensores en el carro, los cuales nos avisan que no se han cerrado adecuadamente las puertas, alguien no se ha abrochado el cinturón de seguridad, o no hay suficiente gasolina para poder arrancar, etc. Lo mismo sucede con un avión, aunque un poco más complejo, debido a que se debe de realizar un número mayor de comprobaciones en éste.

Pasos a seguir para la construcción del diagrama [3]:

- ➔ Cuando la etapa de cierre de puertas está comprobada, se da paso al primer sistema de presurización; este primer sistema de presurización, fue tomada de la ecuación [5] del capítulo dos. El sistema de presurización, realizará también la función de medir la presión interior en cabina.
- ➔ El sistema de presurización es conectado al sistema de altitud interna tomada de la ecuación [4] del capítulo dos, tomando la variable de la presión  $P_z$ , para que nos muestre la altitud que alcanza la cabina cuando éste se empieza a presurizar; así también mostrar la presión interior la cual alcanza la cabina.
- ➔ Posteriormente, tenemos los fenómenos al exterior de cabina, es importante tenerlos presentes para poder realizar las comparaciones entre la presión interior y la presión exterior, y comprobar que estos no tienen un cambio significativo en la primera etapa.
- ➔ Se realiza la comparación entre la presión interior y exterior, para visualizar que no exista una presión excesiva dentro de cabina. Es decir, que la presión no rebase la presión diferencial máxima del fuselaje.
- ➔ Por último, se muestran los datos de los fenómenos exteriores tanto en gráficas o en displays que nos mostraran los valores numéricos en el tiempo.

---

<sup>59</sup> En todos los mapas, también se hará presente la magnitud de altitud, recordando que la altitud es la magnitud directa en el cambio de la presión durante el vuelo de un avión.



**Mapa conceptual 3.- Cierre de puertas en cabina.**

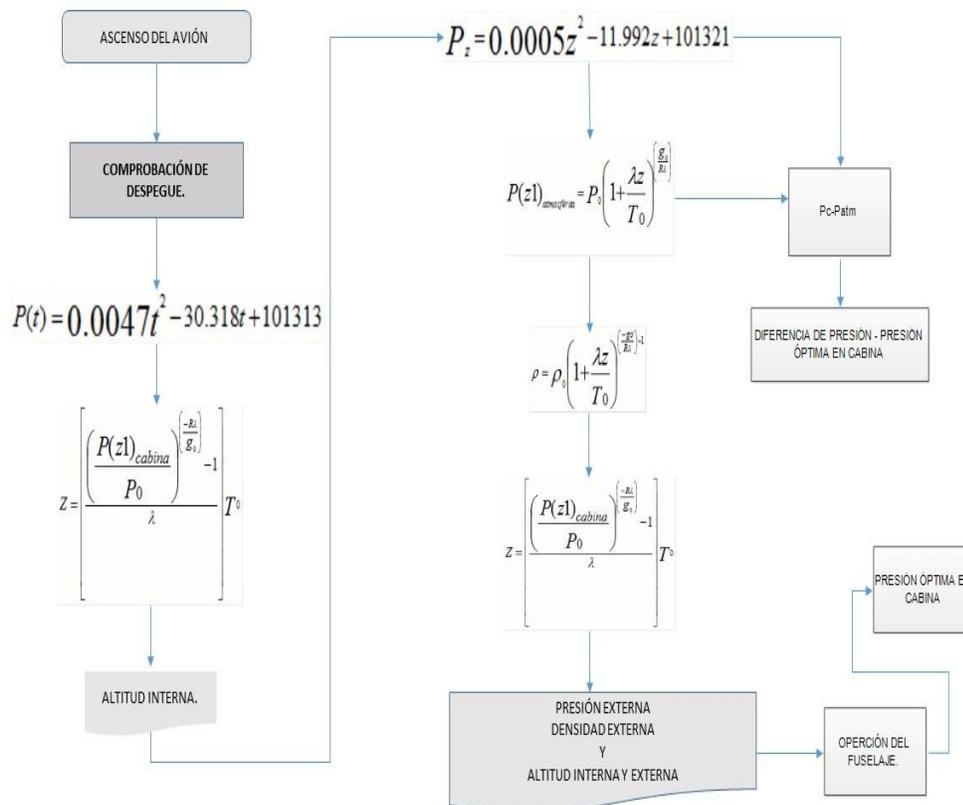
### 3.4. Ascenso.

Cuando el avión empieza a realizar su recorrido por la pista, como un medio de transporte alado, éste empieza a elevarse. Junto con la elevación, conlleva a aumentar la altitud, dando paso a una disminución de presión y de los fenómenos de temperatura y de nsidad.

Pasos a seguir para el diagrama [4]:

- ➔ Comprobación de despegue del avión. Desde que el avión cerró sus puertas, y ha empezado a despegar con cierta altitud, se comprueba que el avión está ascendiendo.
- ➔ Al realizar esta comprobación, el sistema de presurización de la etapa de despegue empieza a funcionar. La ecuación utilizada para este sistema, fue tomada de la ecuación de la gráfica [4] del segundo capítulo, donde se relaciona la presión en función del tiempo.
- ➔ El sistema es conectado al sistema de altitud interna que es tomado de la ecuación [4], la variable tomada es  $P_z$ . Esta presión es mostrada tanto en una gráfica como en una pantalla para que nos muestre el valor numérico el cual alcanza la altitud en cabina.
- ➔ Posterior a esto, la altitud tomada en cabina, es mandada al sistema de presión interna, tomado de la ecuación de la gráfica [5]. Mostrando el valor de la presión interior en cabina.

- ➔ Paralelo a esto tenemos los fenómenos externos en cabina los cuales nos representarán el cambio de presión tomado de la ecuación [1] del capítulo dos; la densidad y la altitud.
- ➔ Se realiza la diferencia entre la presión de cabina y la presión exterior.
- ➔ Así como también se muestra la diferencia entre la altitud externa e interna.
- ➔ Se verifica el dato de operación del fuselaje.
- ➔ Los datos son mostrados en displays y gráficos para comparar sus valores con los teóricos.



**Mapa conceptual 4.- Ascenso del avión.**

### 3.5. Crucero cuando el avión termina la etapa de ascenso.

Cuando el avión termina la etapa de ascenso llega a su punto máximo llamado crucero. Esta etapa es prácticamente un recorrido de manera horizontal; aunque puede tener variaciones verticales dependiendo del tiempo climático o de la ruta que siga el avión. Es en este punto donde se puede sentir un pequeño aumento de presión dentro de cabina, aunque no siempre sucede, pero puede existir una variación ligera variación en la temperatura que haga aumentar la presión interior. Como se mencionó anteriormente, el aumento de temperatura puede ser debida al calor que genera el cuerpo humano debido a la temperatura corporal.

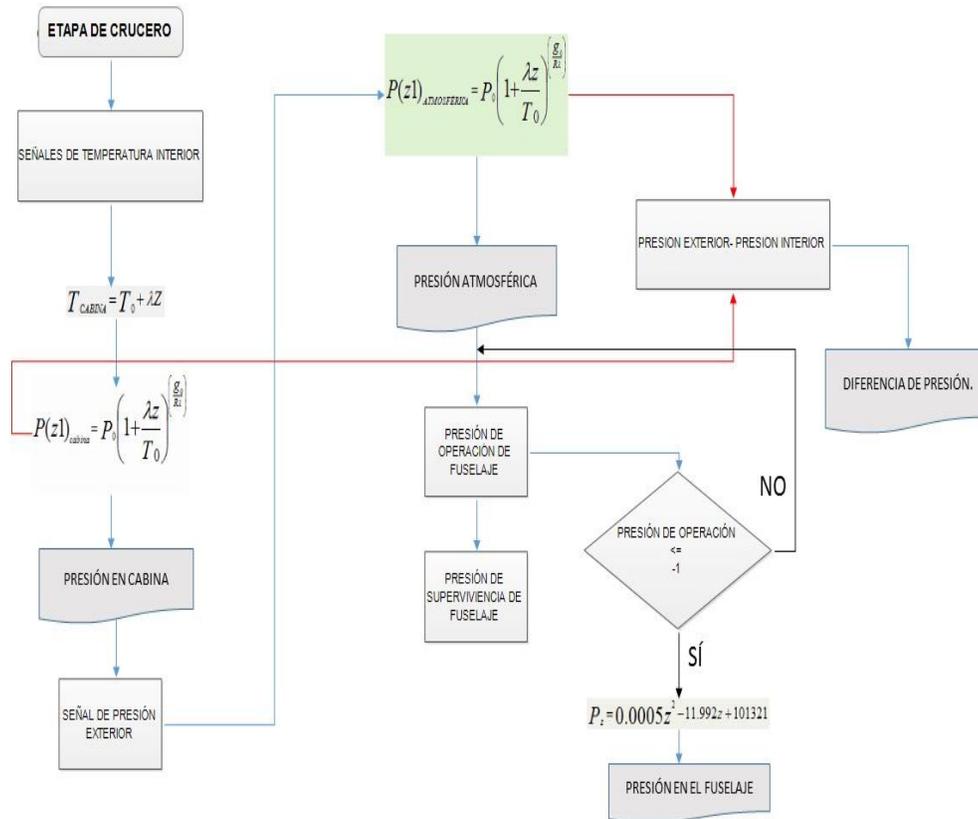
Sin meternos a detalle en esta explicación, la temperatura normal de un cuerpo humano, es aproximadamente de  $37[^\circ\text{C}]$  o sea  $310[\text{K}]$ . Cuando asciende el avión nuestra temperatura corporal empieza a disminuir debido a las condiciones atmosféricas, pero tomando en cuenta que esta

temperatura no puede bajar por debajo de los 35[°C], si no estaríamos experimentando caso de hipotermia, o subir arriba de los 40[°C] para no sufrir una fiebre severa. Debido a esto, cuando nos encontramos en crucero, la temperatura corporal debe de ser  $35^{\circ}\text{C} < T_{\text{corporal}} < 40^{\circ}\text{C}$ .

En un avión comercial, donde se utiliza este tipo de monitoreo de presurización, por lo general va una cantidad de personas considerables. Por ejemplo, el avión Airibus A380, llega a transportar hasta 525 pasajeros; a pesar del acondicionamiento de presurización interna en cabina, que conlleva a un rango de temperatura interior, esta temperatura podría sufrir variaciones de aumento precisamente por el calor generado por los cuerpos humanos, por lo cual, aumenta el rango de operación del fuselaje y podría a llegar una presión excedente que debe removerse haciendo uso del sistema de presurización para aumentar la altitud en cabina. **Esto conlleva a decir, que el sistema de presurización que se diseñe en un avión, también depende de la capacidad de carga de pasajeros que pueda llevar un avión y a la altitud a la que este pueda llegar.**

Pasos a seguir para el diagrama [5]:

- Jugando con el fenómeno de temperatura dentro de cabina, podemos plantear la idea de que la presión dentro de cabina aumenta, debido al aumento de la temperatura.
- Este cambio de temperatura lo capta el sistema de presión interna, en el cual se utiliza la ecuación [1] del segundo capítulo, para representar la toma de datos de presión interna.
- Por su parte, la presión exterior se mantendrá estable durante todo el crucero, porque su desplazamiento, es horizontal solamente; aunque esto no sea del todo cierto en realidad, porque el avión tiene pequeños saltos verticalmente, pero en general nunca es lejano a la estable.
- Esta presión es mostrada tanto gráficamente como numéricamente.
- Posteriormente se realiza la comparación entre la presión interna y externa y se muestra dicha comparación.
- En este punto, es importante checar que la presión de operación de fuselaje y que la presión de supervivencia del mismo no sobrepasen los valores establecidos.
- Si llegará a ocurrir, que el valor de operación de fuselaje sobrepase el establecido por -1[PSI], que es lo que ocurrirá jugando un poco con la temperatura, se activa el sistema de presurización utilizado en el diagrama [3], para aumentar la altitud de cabina, y así disminuir la presión dentro de cabina.
- Así como también se monitorea la presión supervivencia del fuselaje.



**Mapa conceptual 5.- Etapa de crucero del avión.**

### 3.6. Aterrizaje.

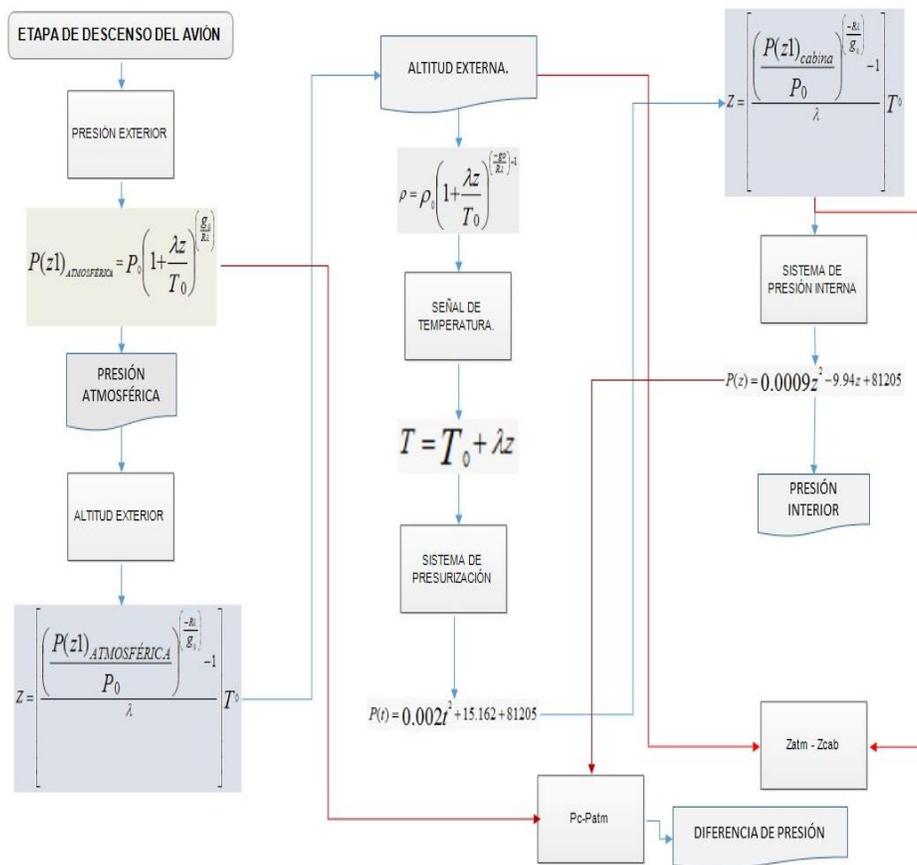
Cuando el avión está próximo a llegar a su destino, empieza la maniobra de descenso y aterrizaje del avión; en donde el avión descenderá lentamente pero con un tiempo determinado para llegar a la pista de aterrizaje del aeropuerto de destino. Por lo que la altitud de cabina empezará a disminuir y se verá reflejado en el aumento de presión dentro de la misma; es aquí donde entra en proceso la última etapa de presurización, la cual hará que la presión dentro de cabina aumente sin llegar a exceder el límite de operación del fuselaje.

Pasos a seguir para el diagrama [6]:

- ➔ Se monitorea la presión exterior del avión, la altitud a la que va descendiendo, la temperatura exterior y la densidad exterior.
- ➔ Posterior a ello, se visualizan los valores monitoreados de los fenómenos anteriormente obtenidos.
- ➔ Paralelo a esto, se inicia la tercera etapa de presurización respecto al tiempo, obteniéndola de la ecuación [8], del segundo capítulo.
- ➔ La salida de esta etapa de presurización, se manda a la ecuación de altitud, para que nos muestre la altitud interna en cabina; comparándose la altitud externa e interna y visualizando su comportamiento.

➔ Posteriormente, la salida de la altitud interna, es mandada a la ecuación de la presión respecto a la altitud, obtenida de la ecuación de la gráfica [9], para después realizar la respectiva comparación entre presión interna y externa. Esto representa el final de recorrido del avión, desde el descenso, hasta el aterrizaje del mismo.

Con este último diagrama, finaliza el monitoreo de presurización en la cabina de un avión. Los diagramas conceptuales de este capítulo, sirven para visualizar la idea que se obtuvo al generar el sistema que se expondrá en el siguiente capítulo con más detalle.

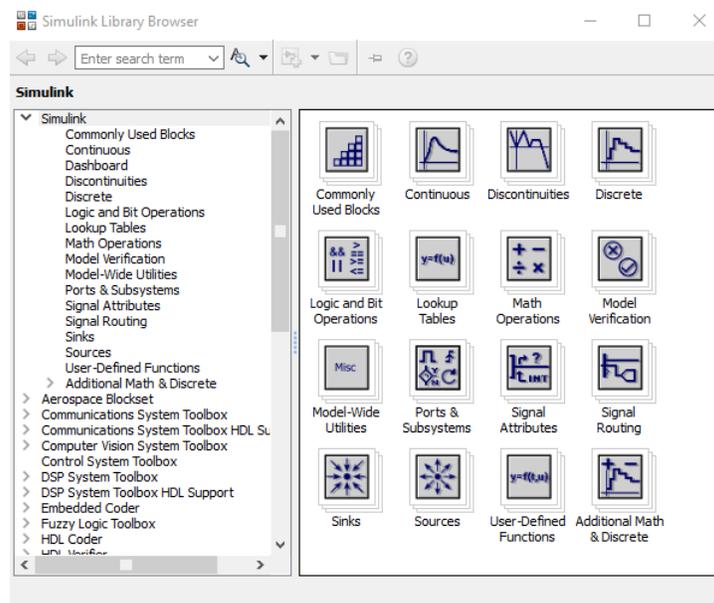


Mapa conceptual 6.- Etapa de descenso.

CAPITULO IV.  
DESARROLLO DEL SISTEMA DE MONITOREO DE LA  
PRESURIZACIÓN EN LA CABINA DE UN AVIÓN.

#### 4.1.- Simulink como herramienta de diseño.

Para la realización del sistema de monitoreo de presurización en la cabina de avión; fue necesario utilizar un programa que nos proveyera de las herramientas necesarias para realizar cada subsistema de monitoreo en la presurización.



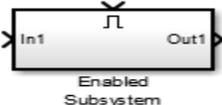
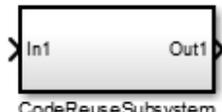
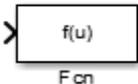
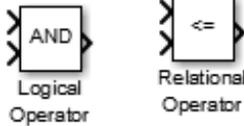
**Figura 30. Esquema de Simulink**

En la figura [30], se muestra el esquema de Simulink; básicamente, simulink es una extensión de Matlab<sup>®</sup> que permite realizar la simulación de sistemas de ingeniería, conociendo el comportamiento o modelo matemático de este sistema. Algunas de las ventajas del uso de simulink son las siguientes:

- Uso de bloques para modelación de algoritmos.
- Modelación de sistemas dinámicos.
- Resolución de modelos matemáticos.
- Gráficos y displays para la visualización de los valores del sistema.
- Uso de bloques de sistemas en ingeniería (aeronáutica, robótica, procesamiento de señales, etc.).
- Permite realizar simulaciones en tiempo real HIL and SIL.

Usando algunos de estos bloques, se pudo realizar cada uno de los subsistemas que conforman la monitorización de presurización en la cabina de avión. A continuación se muestran los bloques que se utilizaron para construir los modelos.

**Tabla 11. Uso de Simulink como herramienta de diseño.**

BLOQUE	USO
 <p>Constant</p>	<p>El bloque de una constante, lo utilizamos para insertar todos los valores constantes de nuestro sistema, que están dados definitivamente en las funciones.</p>
 <p>Gain</p>	<p>El bloque de ganancia, fue utilizado principalmente para dar la entrada de excitación de cada sistema, por ejemplo la entrada de excitación de presión y de altitud. También es utilizado para tomar los valores de algunas constantes en el sistema.</p>
 <p>Add Product</p>	<p>Las operaciones básicas, prácticamente son para operar las funciones en cada sistema.</p>
 <p>Enabled Subsystem</p>	<p>El bloque de habilitación, fue utilizado para habilitar tanto los sistemas, como las excitaciones de dichos sistemas debido a una acción previa que ocurría para dar ese salto.</p>
 <p>CodeReuseSubsystem</p>	<p>El subsistema, se utilizó para encerrar cada subsistema de monitoreo en uno solo.</p>
 <p>Fcn</p>	<p>El bloque función, se utilizó para generar las funciones de los modelos matemáticos pertenecientes a cada etapa de monitoreo.</p>
 <p>Display Scope</p>	<p>Los visualizadores se utilizaron para observar los valores generados en el sistema de monitoreo de presurización de cabina, esta parte nos representara un subsistema en el modelo.</p>
 <p>Out1 In1</p>	<p>Tanto las entradas y salidas, fueron utilizadas para realizar las conexiones entre los diferentes bloques en el sistema.</p>
 <p>Signal Builder Ramp</p>	<p>El bloque de rampa y la construcción de señal, son las excitaciones de nuestras entradas en el sistema. Estas excitaciones corresponden a presión, altitud y temperatura.</p>
 <p>Logical Operator Relational Operator</p>	<p>Estos bloques, nos sirvieron para realizar comparaciones lógicas y toma de decisiones en nuestro sistema dependiendo de lo que se necesite.</p>
 <p>Unresolved Link OpComm</p>	<p>Este bloque es uno de los más importantes, debido a que es el bloque que nos proporciona la comunicación con la máquina OPAL RT 5600, que hace posible la comprobación en SIL. Más adelante, se explicará con más detalle este sistema y su uso.</p>

#### **4.2.- OPAL RT 5600 como herramienta de simulación.**

El objetivo de la presente tesis, mencionado anteriormente, es el de realizar una propuesta para simular el monitoreo de presurización en la cabina de avión utilizando la técnica de SIL, que anteriormente se mencionó, esta técnica es utilizada para validar el comportamiento de un fenómeno o componente físico utilizando el modelo matemático que describe dicho fenómeno o componente, sin tener algo tangible que pueda estar comprometido. Así mismo, se mencionó que utilizando la técnica de SIL podemos llevar al sistema modelado a situaciones extremas para probar de qué manera puede fallar lo previamente modelado antes de tener algún diseño físico.

Para poder realizar la comprobación en SIL necesitamos un sistema físico que pueda proveernos de las herramientas para realizar la simulación de nuestro sistema en tiempo real, si bien, esta simulación pudo haber sido desde la plataforma de Matlab, abriendo Simulink y cambiando en la parte superior de lado derecho la forma de simulación de modo normal a SIL; sin embargo se necesitaba una tarjeta de adquisición de datos para poder realizar la prueba de SIL.

OPAL RT 5600, es una máquina que nos sirve para adaptar cualquier sistema de ingeniería conociendo su modelo matemático o comportamiento para su respectiva simulación y comprobación. Algunas de las ventajas que tenemos al simular el sistema en OPAL y que no tenemos en Matlab, son las siguientes:

- Manipulación del tiempo de simulación tanto en el programa de diseño, como en el programa de simulación.
- Simulación en tiempo real. La máquina OPAL RT 5600 permite que el sistema simulado realice los procesos de cada subsistema en tiempo real, por lo que los datos obtenidos serán lo más cercanos posibles a la realidad.
- La máquina permite llevar al sistema a situaciones críticas que no permitiría el simulador de Matlab.
- Aumento en el procesamiento de código. Debido a la capacidad que tiene el procesador de la máquina, optimiza el tiempo de procesamiento de código.
- Oportunidad de realizar pruebas con un sistema poco conocido.

La idea de realizar las comprobaciones y simulaciones con la máquina OPAL, son:

- Tener un simulador que permite realizar las comprobaciones del sistema en tiempo real.
- Evaluar las ventajas y el apoyo de esta súper máquina, no sólo para este sistema, si no para cualquier sistema que se quiera probar conociendo sus modelos matemáticos o comportamientos, mediante conocer las características que ofrece este dispositivo.

En el anexo 1, se puede visualizar las características físicas y técnicas de la máquina OPAL RT 5600.

Cabe señalar el lugar en donde se encuentra ubicada esta máquina; siendo que se tienen pocos registros en México de los lugares en donde se encuentra la máquina OPAL RT 5600, y uno de estos lugares es en Juriquilla Querétaro en la Unidad de Alta Tecnología (UAT) de la Facultad de Ingeniería de la UNAM.

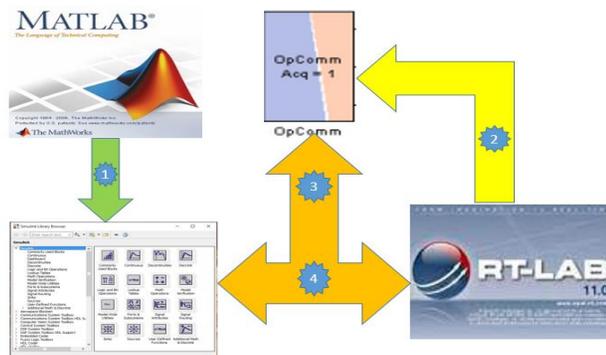


**Figura 31.- Máquina OPAL RT 5600.  
Tomada en Unidad de Alta Tecnología  
Juriquilla Querétaro.**

La figura [31], nos muestra la máquina OPAL RT 5600, la cual se ha estado hablando de ella en capítulos anteriores, a continuación se mencionan las características físicas y técnicas más importantes de esta máquina.

#### **4.3. Dispositivos y Software utilizados para la resolución del problema.**

- Software.



#### **Mapa conceptual 7.- Integración del Software para la resolución del problema.**

Cabe señalar, que lo diseñado anteriormente, pudo haberse presentado en otros programas, tales como Mathematica o LabView. Pero el lugar en donde se ocupó, ya tenía dispuesto el programa de MatLab con su respectiva licencia.

En el mapa conceptual [7], se observa la integración que se realizó con el software para poder realizar la simulación del sistema utilizando SIL. Básicamente, se explica de la siguiente manera:

- Matlab es la base para realizar el modelo del sistema; mediante su extensión para generar modelos en bloques llamada Simulink. El modelo del sistema es generado en simulink y probado allí mismo. Cuando se verifica que el modelo generado tiene la suficiente validez en los resultados, se procede al segundo paso.

- Se necesita que el modelo generado anteriormente pueda validarse en SIL para ello, necesitamos de un programa el cual este adoptado a la máquina que generará esa validación. El programa que nos permitirá realizar esto se llama RT-LAB versión 11.0.
- Para poder realizar la introducción del sistema generado en Simulink al programa RT-LAB, es necesario hacerlo mediante un medio que permita realizar la comunicación en el programa; este medio de comunicación, es tomado precisamente del RT-LAB donde se encuentra este módulo, llamado OpComm.
- El módulo OpComm, servirá a la comunicación entre Simulink y RT-LAB. Lo que tendremos en cada simulación, será la respuesta del sistema generado en simulink en conjunto con la respuesta de la máquina OPAL RT 5600.

#### **4.4. Construcción de un modelo en RT-LAB.**

Al usar RT-LAB, todos los subsistemas deben de ser nombrados con un prefijo de identificación. Tales prefijos son:

SC\_ (subsistema de consola): El subsistema de consola, es el subsistema de operación en la estación de comando que habilita que puedas interactuar con el sistema. Esto contiene todo los subsistemas construidos en simulink que muestran la adquisición de datos y sus visualizaciones (scope, manual switch, displays, etc). Se necesitaran los blocks, si es durante o después de la ejecución del modelo en tiempo real, debe de ser incluido en el subsistema de consola. La consola corre asíncronamente de los otros subsistemas.

SM\_ (subsistema maestro): Es siempre uno y el único subsistema maestro dentro del modelo. En él se encuentran contenidos todos los elementos generados en el modelo en simulink.

##### **4.4.1. Bloques de comunicación OpComm.**

Ya que se tiene construido el modelo dentro de consola y subsistema de programación, se hace uso del bloque especial llamado OpComm, que debe de ser insertado dentro del subsistema. Este es un simple bloque de retroalimentación que intercepta todas las señales de entrada antes de ser enviadas hacia los bloques programados con un subsistema dado.

El bloque OpComm sirve para los siguientes propósitos:

- Cuando un modelo de simulación corre en el ambiente RT-LAB, todas las conexiones entre los subsistemas (SC\_, SM\_ o SS\_) son remplazados por enlaces de comunicación de hardware. Para comunicación entre la consola (SC\_) y los nodos en tiempo real (SM\_ o SS\_) con comunicación TCP/IP.
- El bloque OpComm provee información hacia RT-LAB sobre el tipo y tamaño de las señales que se han enviado desde un subsistema a otro.
- El bloque OpComm insertando dentro de la consola, permite seleccionar el grupo de adquisición de datos que desea utilizar para adquirir los datos del modelo y especificar los parámetros de adquisición.

- RT-LAB usa OpComm para habilitar y guardar la información de configuración de la comunicación. Esto incluye, tanto la comunicación entre la estación de mando y los nodos de cálculo, y comunicación entre los nodos de cálculo en un escenario de simulación distribuida.

#### 4.4.2- Características de la computadora para poder usar la máquina OPAL RT 5600.

**Tabla 12.- Características necesarias para el uso de la máquina OPAL RT 5600.**

SISTEMA	CARACTERÍSTICAS
Procesador	Core i3 en adelante
Memoria RAM	Mínimo 4 GB
Sistema Operativo	Windows 7 en adelante
Software	Matlab 2013 en adelante y RT-LAB 2011

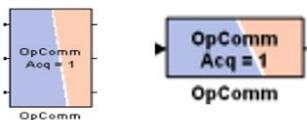
**Tabla 13.- Sistemas utilizados para la realización de las pruebas.**

SISTEMA	CARACTERÍSTICAS
Modelo de la computadora	ASUS
Memoria RAM	8GB
Procesador	XEON
Sistema Operativo	Windows 10
Software	Matlab 2013 y RT-LAB 2011
Conexión	Vía Ethernet cables RJ45 macho a macho
Máquina	OPAL RT 5600

#### 4.5. Adecuación del software construido para usarlo en el OPAL RT 5600.

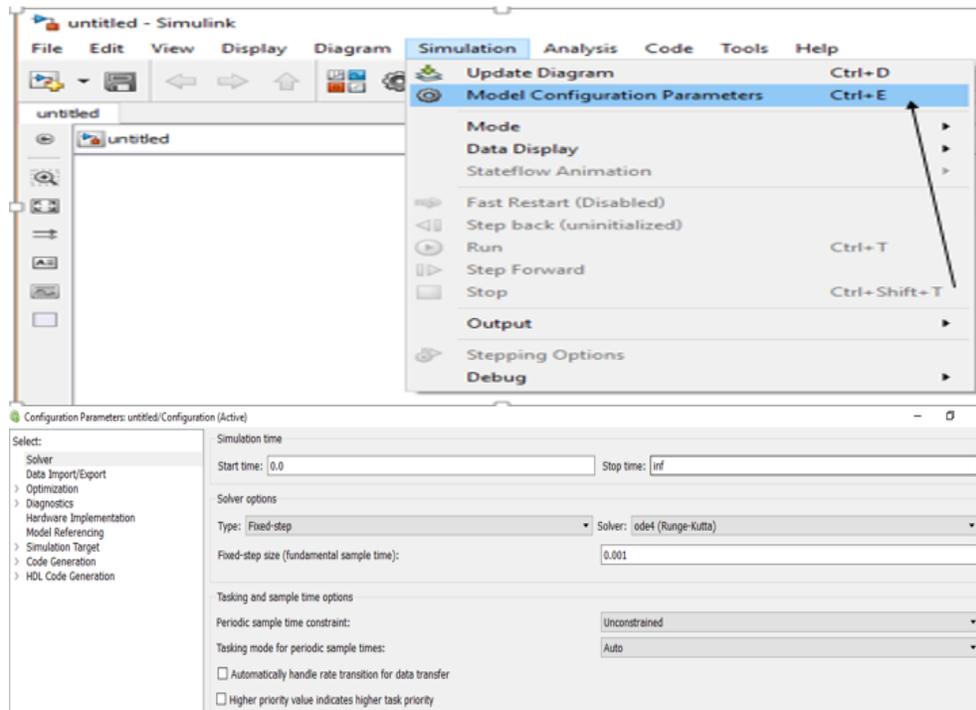
Para poder realizar las simulaciones en el simulador de la máquina OPAL RT 5600, después de haber construido el modelo en simulink, se procede a realizar los siguientes pasos:

- 1) Al haber construido el modelo de simulación en Simulink, si se construye en una computadora que no tenga el software y que no esté conectada vía Ethernet a la máquina OPAL RT 5600; se procede a introducir los bloques OpComm de las señales de alimentación de la planta (SM\_) y el OpComm de adquisición de los datos (SC\_).



**Figura 32.- Bloques de RT-LAB.**

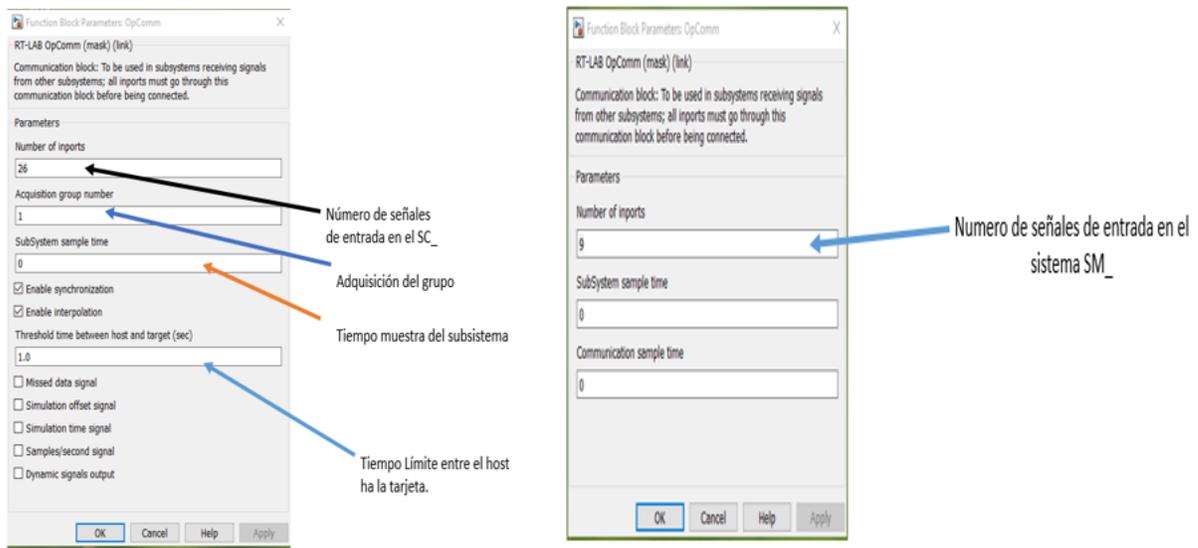
- 2) Una vez que se tengan las conexiones pertinentes en los bloques, se realizan las siguientes configuraciones en Simulink.



**Figuras 33 - Configuraciones de solución en Simulink.**

Las figura [33] representa respectivamente la pestaña a la cual se tiene que acceder para cambiar los parámetros de simulación y posteriormente, cuales son dichos parámetros.

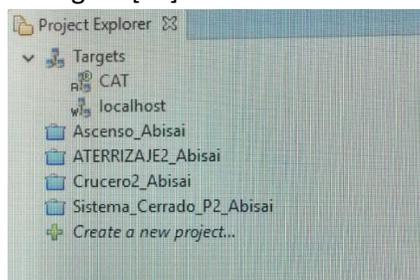
- a) El tiempo de simulación, el inicio de la simulación debe de empezar en 0; y el tiempo de paro debe de ser infinito, debido a que es una simulación de tiempo real.
  - b) En las opciones de solución, debe de estar seleccionada la pestaña de paso fijo con la solución ode4 (Runge- Kutta).
  - c) El tamaño de paso fijo, lo podemos variar si deseamos, depende del tiempo muestra que queramos tomar.
  - d) Guardar cambios.
- 3) Los parámetros de los bloques de OpComm, se quedan igual, a menos que se desee cambiar el número de grupo de adquisición; en dado caso, el sistema tiene más de un grupo de SC\_. Así como también, se puede modificar los parámetros de este bloque, si se desea modificar el tiempo límite entre el host y la tarjeta en segundos.



**Figura 34.- Características del bloque OpComm SC\_ y SM**

En la figura [34] se muestra que existen 9 señales entrantes al SM\_, que alimentaran al sistema y 26 señales entrantes al SC\_, que serán las señales de adquisición en el sistema.

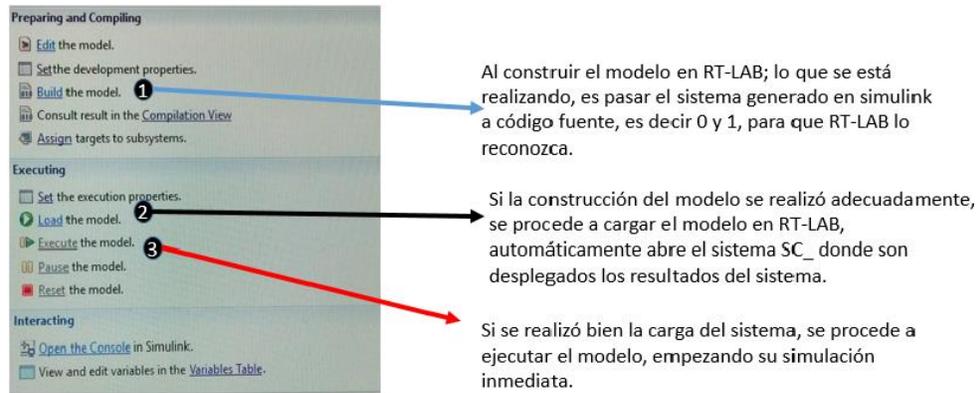
- 4) Al realizar las configuraciones pertinentes tanto en Simulink, como en los bloques de RT-LAB, se procede a correr el programa; si el programa no marca ningún error, está listo para ser exportado a OPAL RT-LAB.
- 5) Ya confirmado el funcionamiento del programa en simulink con los bloques OpComm, se exporta hacia RT-LAB, básicamente lo que se hace, es crear una carpeta con el nombre del proyecto en el programa RT-LAB, como se muestra en la figura [35].



**Figura 35.- Creación de la carpeta del proyecto en RT-LAB.**

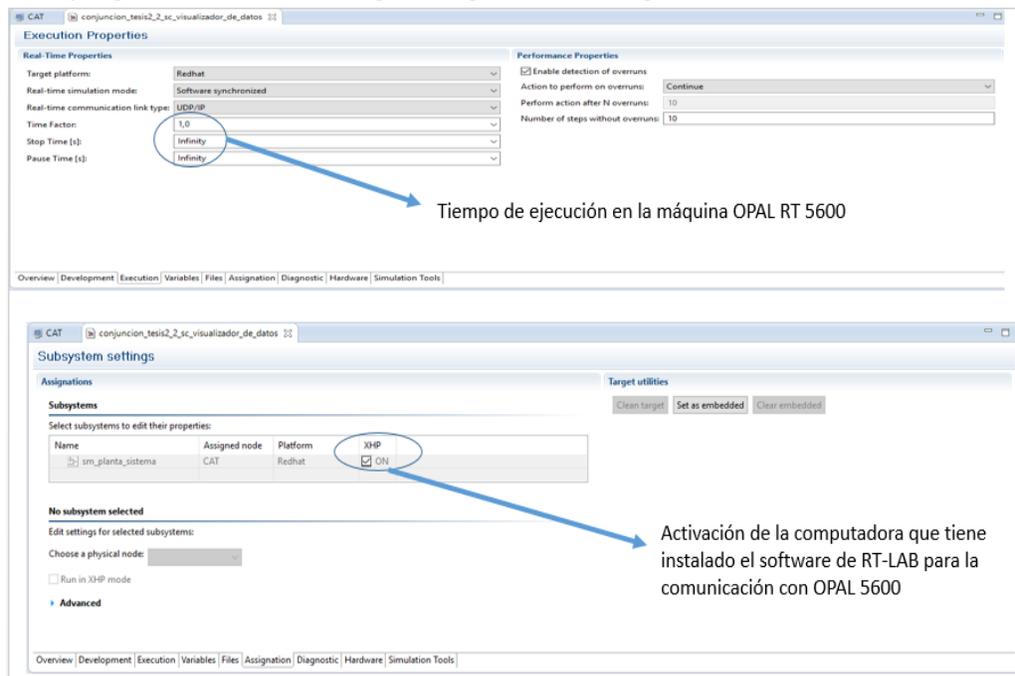
En la figura [35], se muestran las carpetas con los nombres de los proyectos en RT-LAB; al crear la carpeta se exporta un proyecto existente, ósea, el proyecto ya probado en simulink y se realiza una liga con el proyecto.

- 6) Al tener el proyecto en la carpeta, se procede a abrirlo para su construcción en RT-LAB.



**Figura 36.- Construcción y ejecución del modelo en RT-LAB.**

7) Se revisa que el programa de RT-LAB, tenga las siguientes configuraciones.



**Figura 37.- Configuración de RT-LAB para la ejecución de la simulación.**

- 8) Si se quiere detener la ejecución del modelo, basta con dar click en el icono de “Reset the model”, para detener su ejecución. También es recomendable que si se quiere editar el sistema, se realice directamente desde donde fue creado el programa (Simulink), y se guarden sus cambios, no es recomendable el uso del icono “Edit the model”.
- 9) Para poder parar todo el sistema, basta con darle click al icono “Shutdown or Reboot” o apagar la máquina OPAL RT 5600.

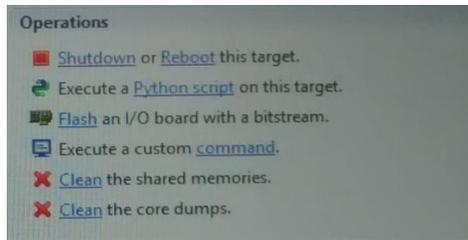


Figura 38.- Fin del sistema.

10) En la ventana de simulink, se observaran 2 bloques, el SM\_SISTEMA Y EL SC\_VISUALIZADOR, donde con anterioridad, se explicó el contenido de cada uno de ellos.

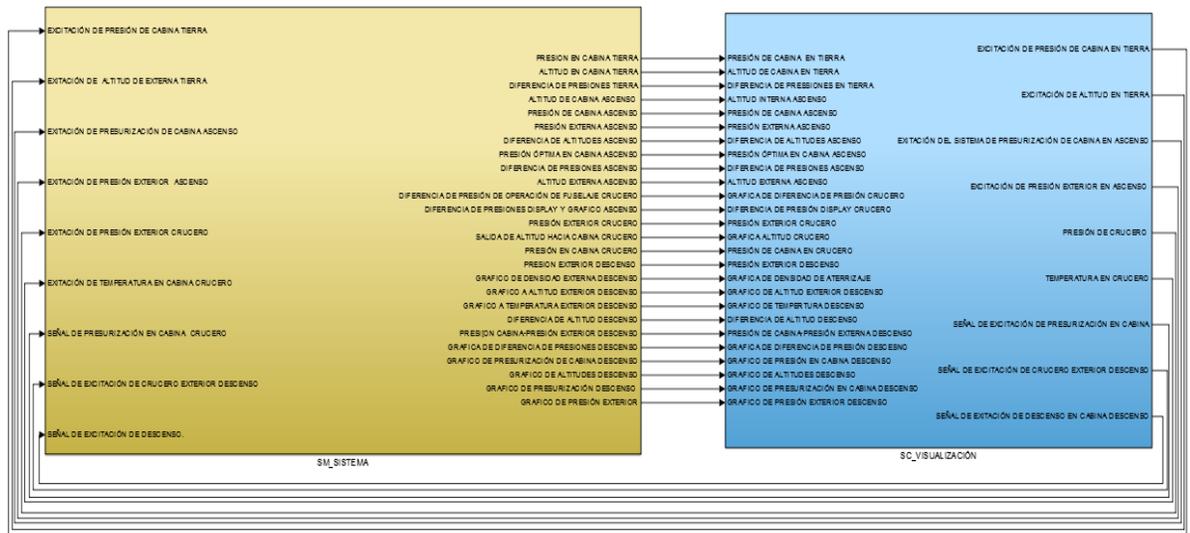


Figura 39.- Sistema General del Monitoreo de presurización en la cabina de avión.

#### 4.6.- Preparación de pruebas del software generado en OPAL RT 5600.

Para la construcción del sistema realizado en simulink, como se mencionó anteriormente, se utilizaron los modelos matemáticos descritos en el 2 capítulo de la tesis. Este sistema se dividió en cuatro etapas, las cuales son:

- Cierre de puertas.
- Ascenso del avión.
- Crucero del avión.
- Aterrizaje del avión.

Cada una de estas etapas cuenta con sub etapas, en las cuales están contenidos los modelos matemáticos que tiene la función de realizar los procesos de cálculo para generar una respectiva salida, que será mostrada como una gráfica o como un display.

Anteriormente, se mencionó que el sistema, se encuentra dividido en dos sistemas principales, el SM\_SISTEMA y el SC\_VISUALIZACIÓN<sup>60</sup>.

<sup>60</sup> Sólo está permitido un único SM\_ y un SC\_ en el modelo construido.

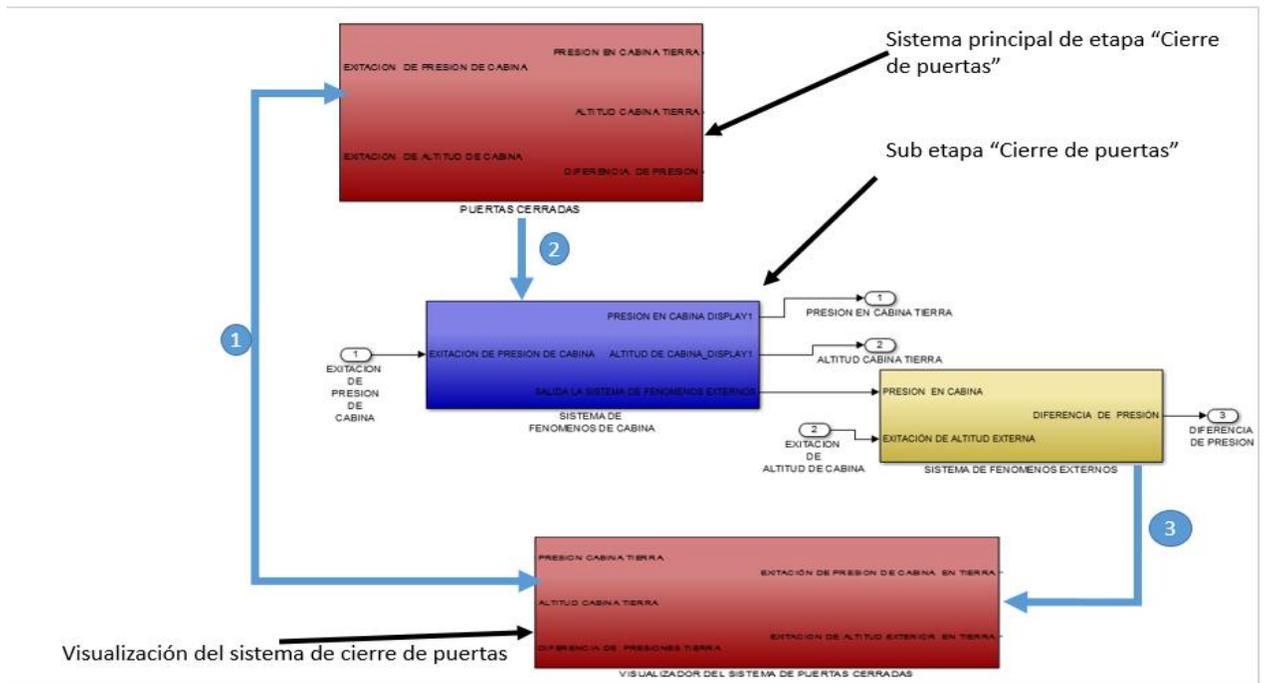
La figura [39], representa el sistema general conformado por el SM\_SISTEMA (color amarillo) y el SC\_VISUALIZACIÓN (color azul cielo).

Para reconocer cada sub etapa, se utilizaron 3 colores, los cuales son:

- ➔ Fenómenos ocurridos en la cabina de avión. ■
- ➔ Fenómenos ocurridos en el exterior de cabina. ■
- ➔ Fenómenos de ayuda en cabina. ■
- ➔ Bloques Principales y de visualización. ■ ■ ■ ■

A continuación se describen las características de cada sub etapa contenidas en el bloque SM\_SISTEMA y el bloque SC\_VISUALIZACIÓN.

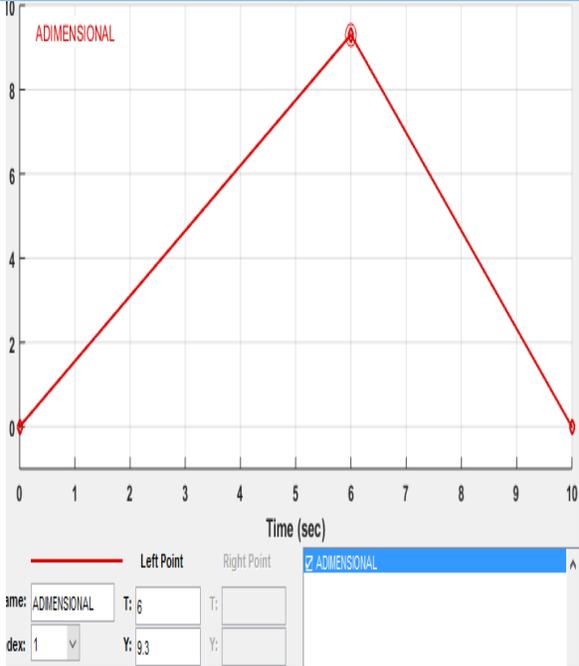
#### 4.6.1. Cierre de Puertas.



**Figura 40.- Etapa de Cierre de Puertas.**

En la figura [40], se señala con números en círculos, los pasos que realiza la simulación en cada etapa; como se observa en la figura [40], se tiene una retroalimentación de SC\_VISUALIZACIÓN hacia SM\_SISTEMA, debido a que las señales de excitación de las sub etapas son colocadas en SC\_VISUALIZACIÓN.

**Tabla 14.- Configuración de las señales de excitación en la etapa “Cierre de puertas”**

Tipo de señal	Configuración	Razón
<b>Excitación de Altitud exterior</b>	<p>Ramp (mask) (link)</p> <p>Output a ramp signal starting at the specified time.</p> <p>Parameters</p> <p>Slope:</p> <input type="text" value="0.01"/> <p>Start time:</p> <input type="text" value="0"/> <p>Initial output:</p> <input type="text" value="0"/> <p><input checked="" type="checkbox"/> Interpret vector parameters as 1-D</p>	<p>Señal tipo rampa, con una pendiente de 0.01, debido a que la altitud exterior realmente no tiene ninguna modificación relevante en esa etapa. Esta señal, entrará directamente a la ecuación de la función de presión atmosférica.</p> <p>Main <b>Signal Attributes</b></p> <p>Gain:</p> <input type="text" value="1"/> <p>Multiplication: <b>Matrix(K*u)</b></p>
<b>Excitación de Presión en cabina.</b>	 <p>ADIMENSIONAL</p> <p>Time (sec)</p> <p>Left Point Right Point <b>ADIMENSIONAL</b></p> <p>Name: ADIMENSIONAL T: 6 Y: 9.3</p>	<p>Señal tipo rampa con pendiente de 1.55 positiva y pendiente de 2.3 negativa, construida. Debido a que en el cierre de puertas existe un aumento de presión en el interior de cabina, y antes de elevarse, la presión interior vuelve a ser presión atmosférica. En donde el eje de Y representa el incremento de una rampa adimensional, que modifica a la constante de altitud de 6.5 de la ecuación de presión atmosférica en tierra, llegando a un máximo de 9.3 y un mínimo de 0. Y el eje de T dado en [s], se toma sin una consideración específica.</p> <p>Main <b>Signal Attributes</b></p> <p>Gain:</p> <input type="text" value="6.5"/> <p>Multiplication: <b>Matrix(K*u)</b></p>

#### 4.6.2. Ascenso del Avión.

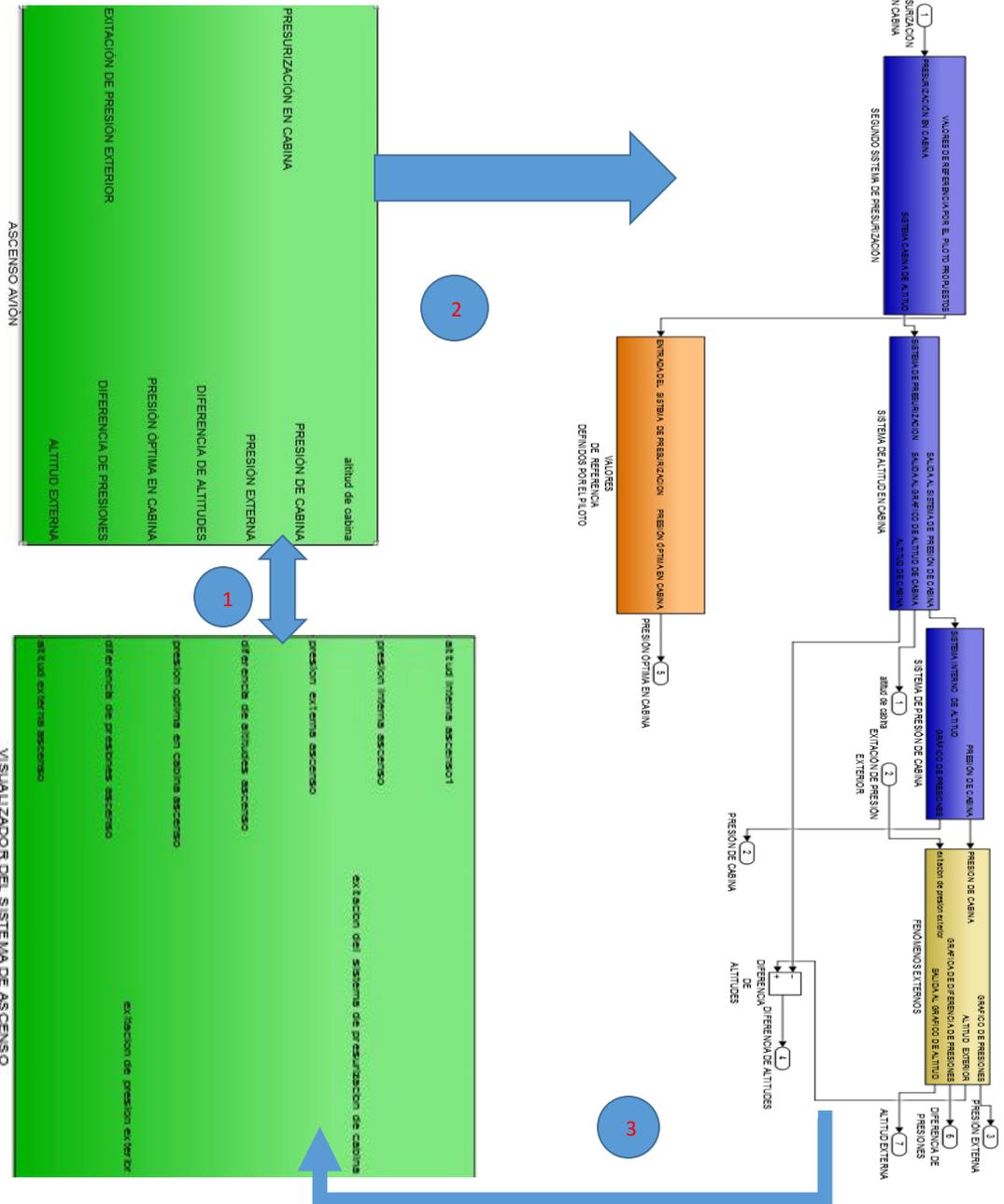
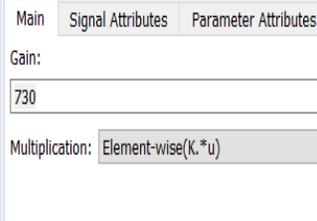
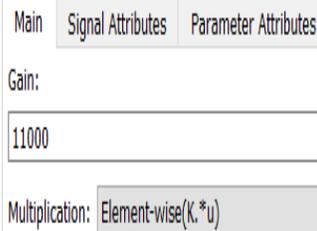


Figura 41.- Etapa de Ascenso del avión.

En la figura [41], se observa la construcción de los bloques de la etapa de ascenso de avión, de la misma manera que la etapa de cierre de puertas, este presenta los pasos que se realizan en cada sub etapa.

**Tabla 15.- Configuración de las señales de excitación en la etapa de ascenso del avión.**

Tipo de señal	Configuración	Razón
<p><b>Presurización de cabina en ascenso.</b></p>	<p>Ramp (mask) (link) Output a ramp signal starting at the specified time.</p> <p>Parameters</p> <p>Slope: <input type="text" value="0.103"/></p> <p>Start time: <input type="text" value="0"/></p> <p>Initial output: <input type="text" value="0"/></p> <p><input checked="" type="checkbox"/> Interpret vector parameters as 1-D</p>	<p>Señal de tipo rampa, con una pendiente de 0.103, que modifica al tiempo de ascenso en la cabina de avión; esta señal es conectada a la ecuación que modifica la presión que entra en la cabina del avión mediante la tasa de tiempo de ascenso.</p> 
<p><b>Presión exterior en ascenso.</b></p>	<p>Ramp (mask) (link) Output a ramp signal starting at the specified time.</p> <p>Parameters</p> <p>Slope: <input type="text" value="0.103"/></p> <p>Start time: <input type="text" value="0"/></p> <p>Initial output: <input type="text" value="0"/></p> <p><input checked="" type="checkbox"/> Interpret vector parameters as 1-D</p>	<p>Señal de tipo rampa, con pendiente de 0.103; esta señal modifica la altitud máxima a la que llega un avión teóricamente, que es aproximadamente 11[Km]. Su conexión es hacia la ecuación de cálculo de presión atmosférica.</p> 

### 4.6.3. Crucero del Avión.

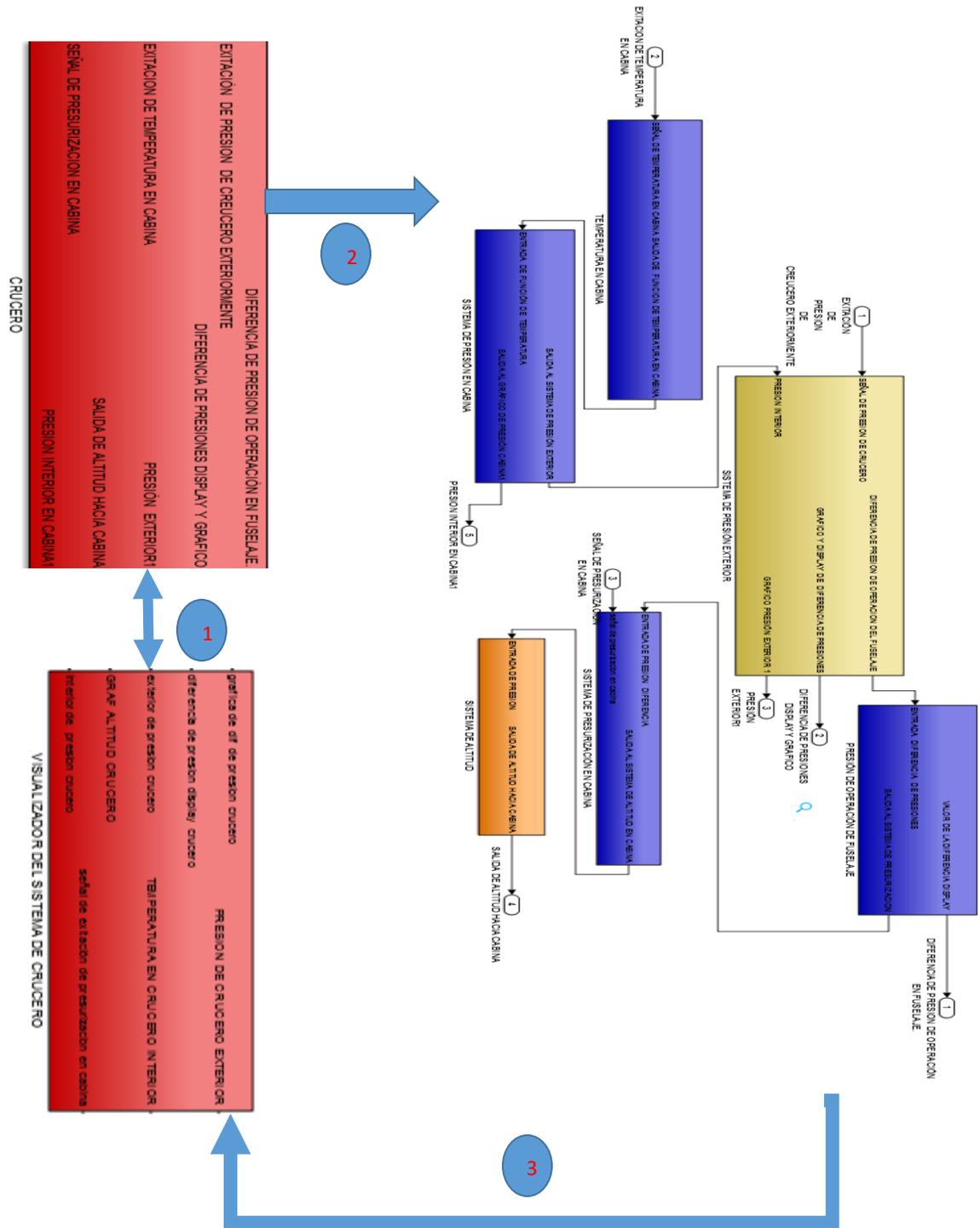
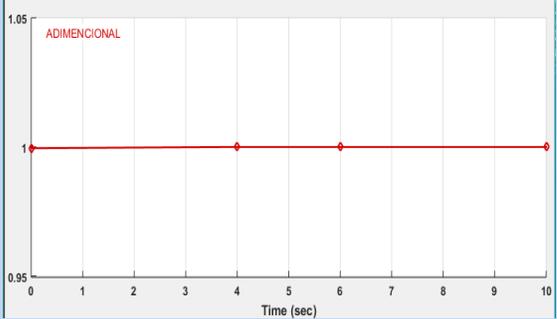


Figura 42.- Etapa de crucero del avión.

En la figura [42], se representan los bloques de pasos que se sigue para la etapa de crucero del avión.

**Tabla 16- Configuración de las señales de excitación de crucero del avión.**

Tipo de señal	Configuración de la señal	Razón
Presión de Crucero exterior		<p>Señal constante, adimensional, debida a que las condiciones exteriores varían muy poco. Esta señal es mandada a la ecuación de presión atmosférica, conectándola a la altitud que se encuentra en ese momento.</p> <div data-bbox="1052 533 1377 653"> <p>Main Signal Attributes Parameter Attributes</p> <p>Gain: 11000</p> <p>Multiplication: Element-wise(K.*u)</p> </div>
Temperatura en Crucero interior		<p>Señal tipo cuadrada; esta señal indicará un aumento en temperatura dentro de cabina en un determinado lapso, debida a las razones explicadas en el capítulo 3. Esta señal es mandada hacia la ecuación de temperatura interior en crucero, para posteriormente ser mandada a modificar la temperatura en la ecuación de presión atmosférica.</p> <div data-bbox="1052 1010 1377 1142"> <p>Main Signal Attributes Parameter Attributes</p> <p>Gain: 1</p> <p>Multiplication: Element-wise(K.*u)</p> </div>
Presurización de cabina en crucero	<div data-bbox="467 1180 1024 1514"> <p>Parameters</p> <p>Slope: 0.01</p> <p>Start time: 20</p> <p>Initial output: 0</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> Interpret vector parameters as 1-D</p> <p>OK Cancel Help</p> </div>	<p>Señal de tipo rampa, con una pendiente de 0.01, debido a que la presión en crucero no puede exceder la presión de crucero establecida. El tiempo de inicio es puesto a 20 [s], debido a que es el tiempo que tarda el proceso de cierre de puertas y el proceso de ascenso en completar su ciclo. Esta señal, es conectada a la ecuación al sistema de presurización de cabina en crucero utilizando la señal de altitud de crucero, que junto con el valor de referencia de la diferencia de presión en crucero, son enviadas al sistema de altitud, para que aumente la altitud dentro de cabina en donde se utiliza la ecuación 4 vista en el segundo capítulo.</p> <div data-bbox="1052 1745 1377 1877"> <p>Main Signal Attributes Parameter Attributes</p> <p>Gain: 1828</p> <p>Multiplication: Element-wise(K.*u)</p> </div>

4.6.4. Aterrizaje del avión.

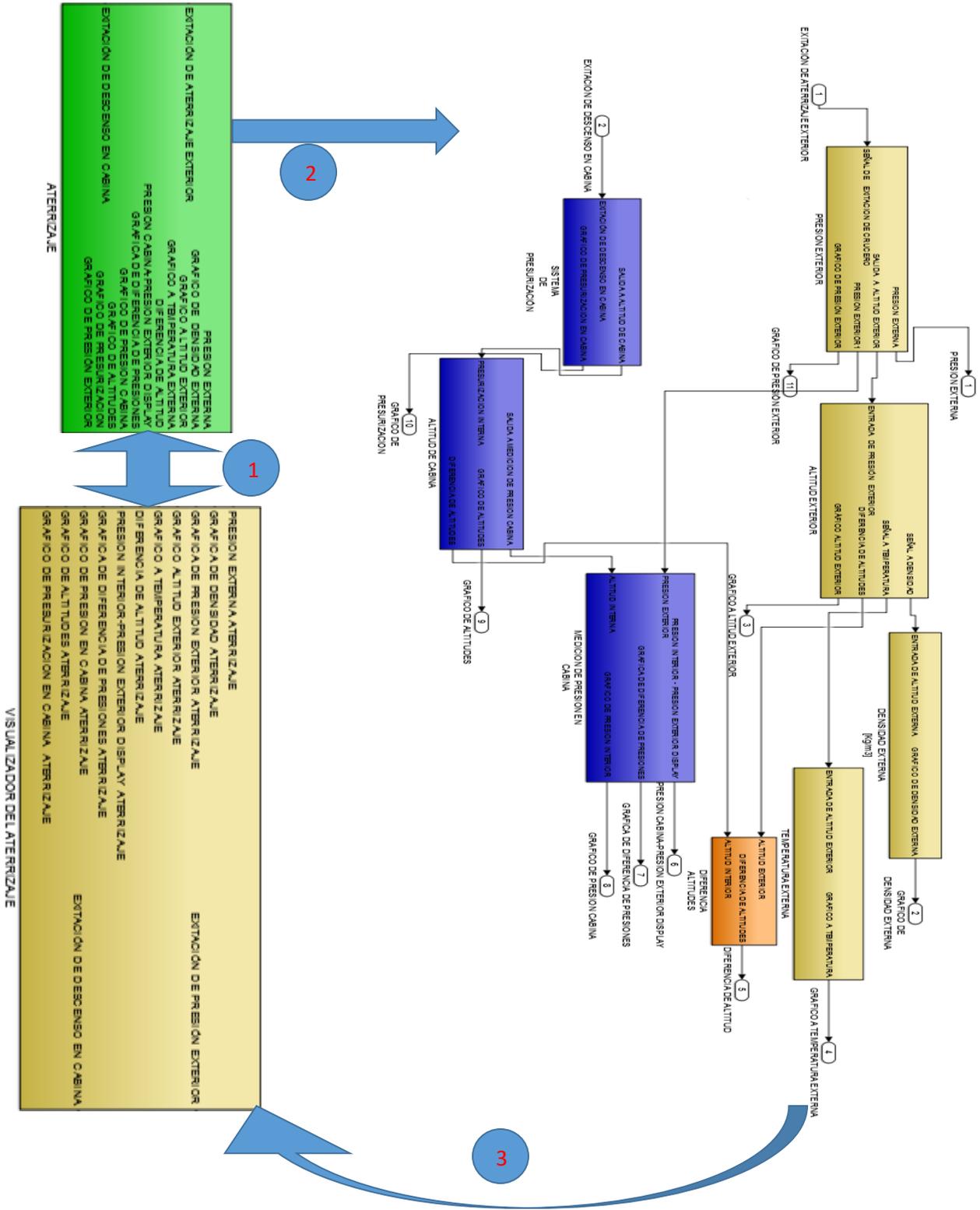
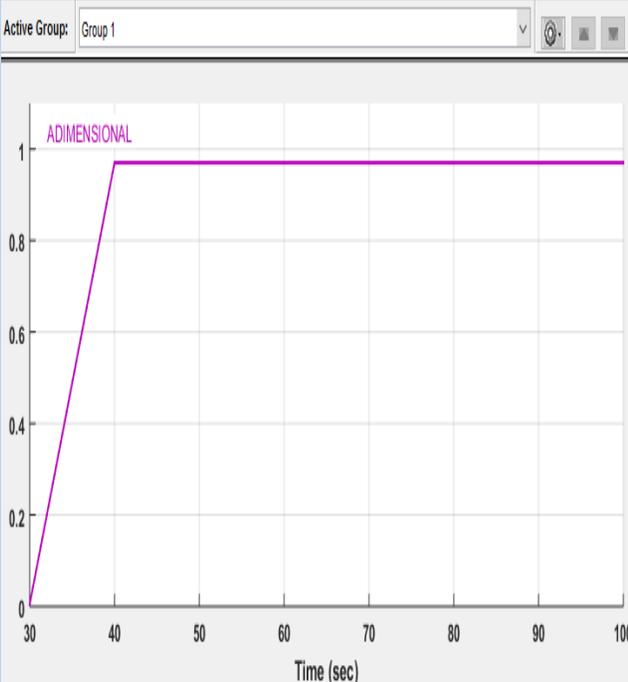


Figura 43.- Etapa de aterrizaje del avión.

**Tabla 17.- Configuración de las señales de excitación en el aterrizaje de un avión.**

Tipo de señal	Configuración de la señal	Razón												
<p>Presión exterior de descenso.</p>		<p>Señal de tipo rampa y constante con una pendiente de 0.97 positiva, construida, de tipo adimensional. La señal es conectada a la ecuación (1) del capítulo 2 que es la presión atmosférica, utilizando la señal de altitud en crucero. La señal tiene un comienzo en 30 [s], debido a que es aproximadamente el tiempo en que las etapas pasadas llegan a completar su ciclo.</p> <div data-bbox="1045 877 1365 1073"> <table border="1"> <tr> <td>Main</td> <td>Signal Attributes</td> <td>Parameter Attributes</td> </tr> <tr> <td colspan="3">Gain:</td> </tr> <tr> <td colspan="3">11000</td> </tr> <tr> <td colspan="3">Multiplication: Element-wise(K.*u)</td> </tr> </table> </div>	Main	Signal Attributes	Parameter Attributes	Gain:			11000			Multiplication: Element-wise(K.*u)		
Main	Signal Attributes	Parameter Attributes												
Gain:														
11000														
Multiplication: Element-wise(K.*u)														
<p>Descenso en cabina.</p>	<p>Ramp (mask) (link) Output a ramp signal starting at the specified time.</p> <p>Parameters</p> <p>Slope: 0.10</p> <p>Start time: 30</p> <p>Initial output: 0</p>	<p>Señal tipo rampa con pendiente de 0.10, que es iniciada en 30[s], de igual manera que la señal de presión en el exterior, se le asigna este tiempo debido a que necesita esperar que las etapas anteriores completen su ciclo. Esta señal es conectada a la presurización de cabina en aterrizaje, utilizando la tasa de tiempo teórica en la que el avión tarda en aterrizar.</p> <div data-bbox="1045 1587 1365 1822"> <table border="1"> <tr> <td>Main</td> <td>Signal Attributes</td> <td>Parameter Attributes</td> </tr> <tr> <td colspan="3">Gain:</td> </tr> <tr> <td colspan="3">1200</td> </tr> <tr> <td colspan="3">Multiplication: Element-wise(K.*u)</td> </tr> </table> </div>	Main	Signal Attributes	Parameter Attributes	Gain:			1200			Multiplication: Element-wise(K.*u)		
Main	Signal Attributes	Parameter Attributes												
Gain:														
1200														
Multiplication: Element-wise(K.*u)														

#### 4.7.- Pruebas en la máquina OPAL RT 5600.

**Tabla 18.- Descripción de las pruebas realizadas en la máquina OPAL RT 5600.**

Nombre de la prueba	Descripción de la prueba	Descripción del proceso.
Cierre de Puertas	<p>Las puertas del avión se han cerrado, esto trae como consecuencia un aumento de presión dentro de cabina debido al sistema de presurización, mayor a la presión exterior; esta presión es de aproximadamente 102 057[Pa]. Esta presión es recomendada, pero puede seguir aumentando hasta unos 50 000 [Pa] más, por encima de la presión atmosférica, siempre y cuando no se rebase la presión diferencial máxima del fuselaje; sin embargo esto no se realiza para que si llega a haber un percance de peligro antes de vuelo, las puertas de salida de emergencias sean abiertas con facilidad. Por ende la altitud dentro de cabina se ve afectada en una disminución hasta casi unos 60[m] aproximadamente. Las condiciones exteriores no muestran un cambio significativo.</p> <p>Las señales tomadas son:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• presión de cabina</li> <li>• altitud de cabina</li> <li>• diferencia de presión.</li> </ul>	<p>Las señales de presión en cabina y altitud exterior son mandadas desde el SC_ hacia el SM_ a la etapa de cierre de puertas. Estas señales se desactivan mediante un enable, siempre y cuando la señal de presión en cabina sea menor que 0. La señal de presión en cabina es enviada al primer sistema de presurización que tiene como factor la altitud a la que se desea llegar; esto hará el proceso de realizar el cálculo de presión en cabina y posteriormente la señal de salida que es la presión, será enviada al sistema de cálculo de altitud de la ecuación (4) del segundo capítulo; realizando el cálculo de la altitud en cabina. La señal de altitud exterior, es mandada al sistema de cálculo de presión atmosférica descrito por la ecuación (1) del segundo capítulo, la salida de esta presión es mandada al sistema de cálculo de la ecuación (4) determinando la altitud exterior. Para finalizar, son comparadas la presión en cabina y la presión externa.</p>
Ascenso del Avión	<p>Cuando el avión empieza a elevarse en la pista de vuelo, la presión de cabina habrá de ser la misma que la exterior. Cuando esto ocurre, el sistema de presurización actúa conforme a la tasa de ascenso del avión hasta llegar a crucero. Lo que se espera obtener al llegar al crucero es, una diferencial de presión de aproximadamente 57 000[Pa], la cual no rebasa a la presión diferencial máxima; así mismo, se espera una altitud en cabina de aproximadamente 1,828 [m] y una altitud exterior de aproximadamente 11 000[m]. Contando con esto, la presión óptima en cabina debe de ser aproximadamente 0[Pa], debido a que hay una diferencia entre la presión elegida por el piloto y la presión a la que se llega en cabina.</p> <p>Los datos que se toman son:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• altitud externa e interna</li> <li>• presión interna y externa</li> <li>• diferencia de altitudes</li> <li>• diferencia de presión óptima .</li> </ul>	<p>Para iniciar el proceso de ascenso en el avión, se habilitan mediante un enable las entradas de “presurización de cabina en ascenso y presión exterior en ascenso”, esto se realiza siempre y cuando la diferencia de presión en tierra sea igual o menor que 2[Pa]. Cuando dichas señales son activadas, la señal de presurización en cabina en ascenso, es mandada al sistema de cálculo de presurización en cabina en ascenso; donde calculará la presión que entra en cabina hasta crucero. La salida de presión es mandada al sistema de cálculo de la ecuación (4) para calcular la altitud de cabina. Posteriormente, esta altitud es mandada al sistema de cálculo de presión en cabina, utilizando como factor a la altitud, y dando como salida la verdadera presión en cabina. En cuanto a la excitación de presión exterior, es mandada al sistema de cálculo de la ecuación (1) para calcular la presión exterior, esta</p>

		<p>presión es mandada al sistema de cálculo de la ecuación (4) para calcular la altitud exterior. Se procede a realizar la diferencia entre presión interna y externa.</p> <p>Existe un bloque, el cual se simula el valor de presión óptima en cabina como constante para comparar la presión a la que se ha llegado realmente. El sistema se deshabilita cuando las señales de entrada que son presión en ambos casos presión son mayores a 1.03</p>
<p><b>Crucero del Avión</b></p>	<p>Se llega a crucero, con las condiciones que se finalizó en el ascenso del avión. Cuando el ciclo de ascenso termina, comienza la etapa de crucero, en donde se realiza una simulación en el aumento de temperatura de aproximadamente 10 [K] debido a las razones que se explicaron en el punto 3.4 del capítulo 3. Al hacer esto, la presión en cabina aumentará de 80,400[Pa] aproximadamente a 81,190 [Pa]. Dado un valor de diferencia constante de la presión de operación de fuselaje de 0.5 [psi], si es menor a la diferencia de presión, el sistema de presurización, dando como consecuencia un aumento en la altitud de cabina de un valor de 1,829 [m] aproximadamente a un valor de 2,390[m].</p> <p>Los datos que se toman son:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• presión exterior e interior</li> <li>• diferencia de presiones</li> <li>• altitud de cabina en crucero.</li> </ul>	<p>El sistema es habilitado cuando la altitud de cabina en ascenso es mayor o igual a 1,820[m], y cuando la diferencia de altitudes es mayor o igual a 9,480 [m]. Al habilitarse el sistema, y debido al tiempo de inicio de las señales de excitación, empieza el ciclo de crucero del avión. La señal de aumento de temperatura en cabina, es mandada al sistema de cálculo que realizará el proceso de aumento de temperatura. Posteriormente, esta temperatura es enviada al sistema de cálculo de presión en cabina en donde se utiliza la ecuación (1). La señal de presión de crucero exterior, es enviada de igual manera al sistema de cálculo de la ecuación (1), para calcular la presión exterior, y posteriormente, esta presión es enviada al sistema de cálculo de la ecuación (4). Se realiza la diferencia de presiones para monitoreo de la presión de operación de fuselaje y es comparada con una presión constante en [psi] propuesta de 0.5 [psi]; si esta presión es menor o igual a 0.5 [psi], se activa el sistema de presurización en cabina, la cual utiliza el mismo sistema de cálculo que en el ascenso del avión que utiliza a la altitud de crucero en cabina como factor. Posteriormente esta presión es enviada al sistema de cálculo de la ecuación (4), para observar el aumento de altitud que se tiene en cabina.</p>
<p><b>Aterrizaje del Avión</b></p>	<p>Antes de aterrizar, se tienen las mismas condiciones que se tienen en crucero, después de haberse estabilizado la presión interior. El último sistema de presurización es activado conforme a la tasa de descenso del avión. Los valores de temperatura, presión, altitud, y densidad exteriores, llegan a ser los mismos que antes de despegar. Por otra parte la</p>	<p>Las señales de excitación son habilitadas mediante un enable, cuando la señal que sale de la diferencia de operación de presión en el fuselaje en crucero es mayor que 0.6 [psi]. La señal de descenso en cabina, es enviada al último sistema de cálculo de presurización que utiliza</p>

	<p>presión y altitud interior serán cercanas a la presión y altitud exterior.</p> <p>Los datos que se toman son:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• presión externa</li> <li>• densidad externa</li> <li>• temperatura externa</li> <li>• altitud externa</li> <li>• presión interna</li> <li>• altitud interna</li> <li>• diferencia de presiones</li> <li>• diferencia de altitudes</li> </ul>	<p>como factor a la tasa del tiempo de descenso del avión; la salida que es la presión que se envía a cabina, posteriormente es enviada al sistema de cálculo de la ecuación (4), que utiliza como factor la presión con ganancia de 1. La altitud es conducida hacia el sistema de cálculo que medirá la presión existente en cabina durante el descenso, utilizando como factor la altitud con ganancia de 1. La señal de aterrizaje exterior, es enviada al sistema de cálculo de la ecuación (1), que tiene como factor la altitud de crucero; posteriormente esta señal es enviada al sistema de cálculo de la ecuación (4) que tiene como factor la presión en función de la altitud con ganancia de 1, donde obtenemos la altitud exterior. Esta altitud es enviada tanto a la densidad como a la temperatura exterior donde el factor en común es la altitud con ganancia de 1. Posteriormente, son comparadas la presión interna y externa, así como las altitudes. El sistema es desactivado mediante un enable cuando la señal de excitación de descenso es mayor o igual a 1.106.</p>
--	--	---

La tabla [18] describe en qué consiste cada una de las pruebas, así como también la descripción de los procesos que se siguen para la realización de las mismas; esto es importante debido a que en los resultados será mostrado si se pudo llegar a los objetivos de cada prueba.

Es importante mencionar que las salidas que se utilizaron para habilitar y deshabilitar tanto las señales de excitación como los sistemas, fueron elegidas debido a que son las salidas donde el fenómeno no tiene grandes variaciones en sus valores. Las constantes de comparación, se escogieron realizando pruebas en el sistema.

Por otra parte en las tablas de la [14] a la [17], las señales de excitación siempre permanecen constantes; es decir, las referencias no se mueven. Así mismo, la configuración en los parámetros del modelo es la misma en todas las pruebas, como también la configuración en los bloques de RT-LAB.

Con esto, damos pauta a los resultados obtenidos en las pruebas anteriores.

CAPITULO V.  
RESULTADOS OBTENIDOS DE LAS PRUEBAS DEL SISTEMA DE  
MONITOREO EN LA MÁQUINA OPAL RT 5600  
COMPROBACIÓN Y VALIDACIÓN.

## 5.1. Introducción a los resultados.



**Figura 44.- Perfil de Vuelo Automático generada en la tesis.**

En la figura [44] se muestran las etapas de vuelo de un avión que fueron consideradas en la presente tesis; como se mencionó en el capítulo 3, las condiciones de este sistema de monitoreo, no presentan cambios en las condiciones de vuelo; es decir, el vuelo del avión ocurre sin percance alguno, así como también los sistemas que hacen posible la captación de la presión, se mantienen estables.

Para la discusión de los presentes resultados, se analizará la comprobación de los resultados mediante las gráficas obtenidas en el simulador del modo de operación del sistema completo de monitoreo de presurización en cabina. Posteriormente, se verán los resultados del perfil de vuelo automático utilizando cada etapa por separado. Así mismo se realizará una validación utilizando el módulo de Matlab de "Aerospace Blockset → Environment → Atmosphere → Pressure Altitude", que utiliza el modelo COESA-extendido de 1976<sup>61</sup>. Esto se realizará para validar los modelos propuestos con un modelo que utiliza ecuaciones probablemente similares, pero que son diferentes a las ecuaciones propuestas en la tesis. Se explicará qué resultados se obtuvieron al realizar las pruebas con la máquina OPAL RT 5600 y los resultados obtenidos en una computadora. Por último se realizará la comparación entre el perfil de vuelo automático nominal y el perfil de vuelo automático generado en la presente tesis, en donde se mostrará el error relativo que nos da una idea de que tan confiable podría ser lo que se propuso.

<sup>61</sup> COESA, es el Comité de Extensión de Atmósfera Estándar establecida en 1953 en EE.UU., y posteriormente las versiones de 1958, 1962, 1966 y 1976; publicadas en un libro por la (NOAA) y la (NASA).

5.2. Resultados a partir de la descripción de los gráficos obtenidos en la simulación con OPAL RT 5600 utilizando todas las etapas en conjunto.

- CIERRE DE PUERTAS EN EL AVIÓN.

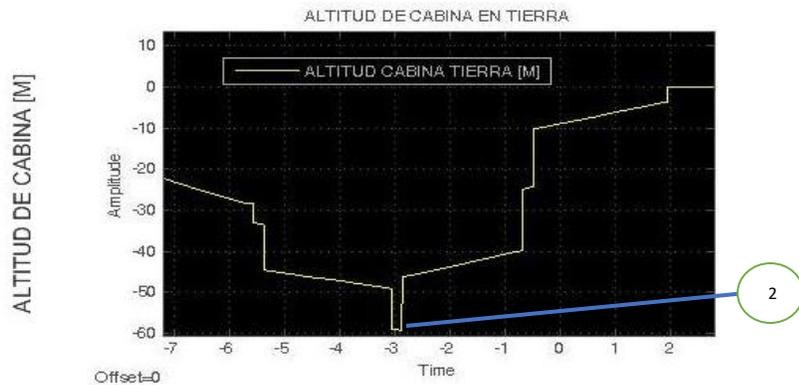
Cierre de puertas del Avión.



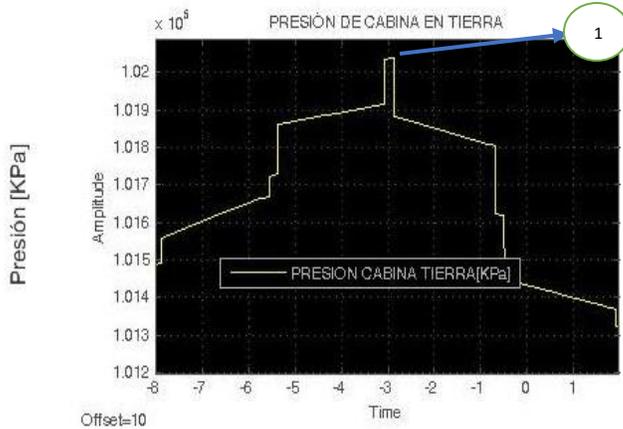
1) Presión Interna  $\approx 102057$  [Pa]

2) Altitud Interna  $\approx 60$  [m]

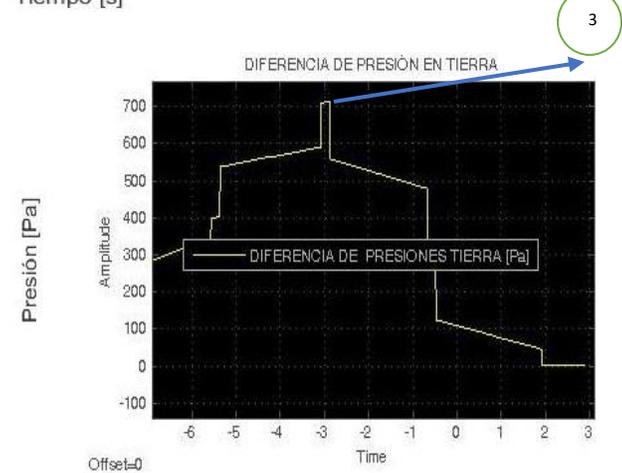
3) Diferencia de Presión  $\approx 730$  [Pa]



Tiempo [s]



Tiempo [s]



Tiempo [s]

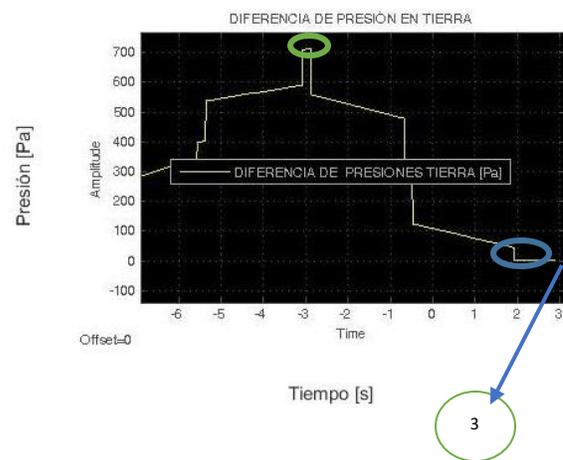
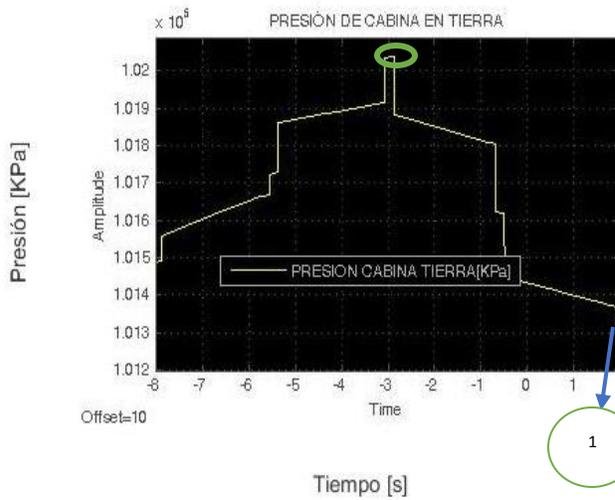
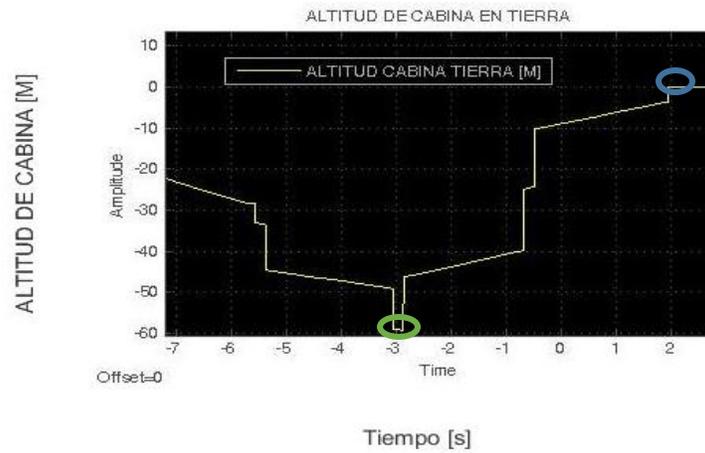
Empezando el Ascenso del avión.



1) Presión Atmosférica= 101325 [Pa]

2) Altitud a nivel del Mar= 0 [m]

3) Presión diferencial=0[Pa].



$$t_1 = \frac{\text{Fixed Step}}{\text{slope (presurización)}} \rightarrow \frac{0.001[s]}{1.55} \rightarrow t_{\text{cambio}} \log(t_1) \approx -3.19 [s]$$

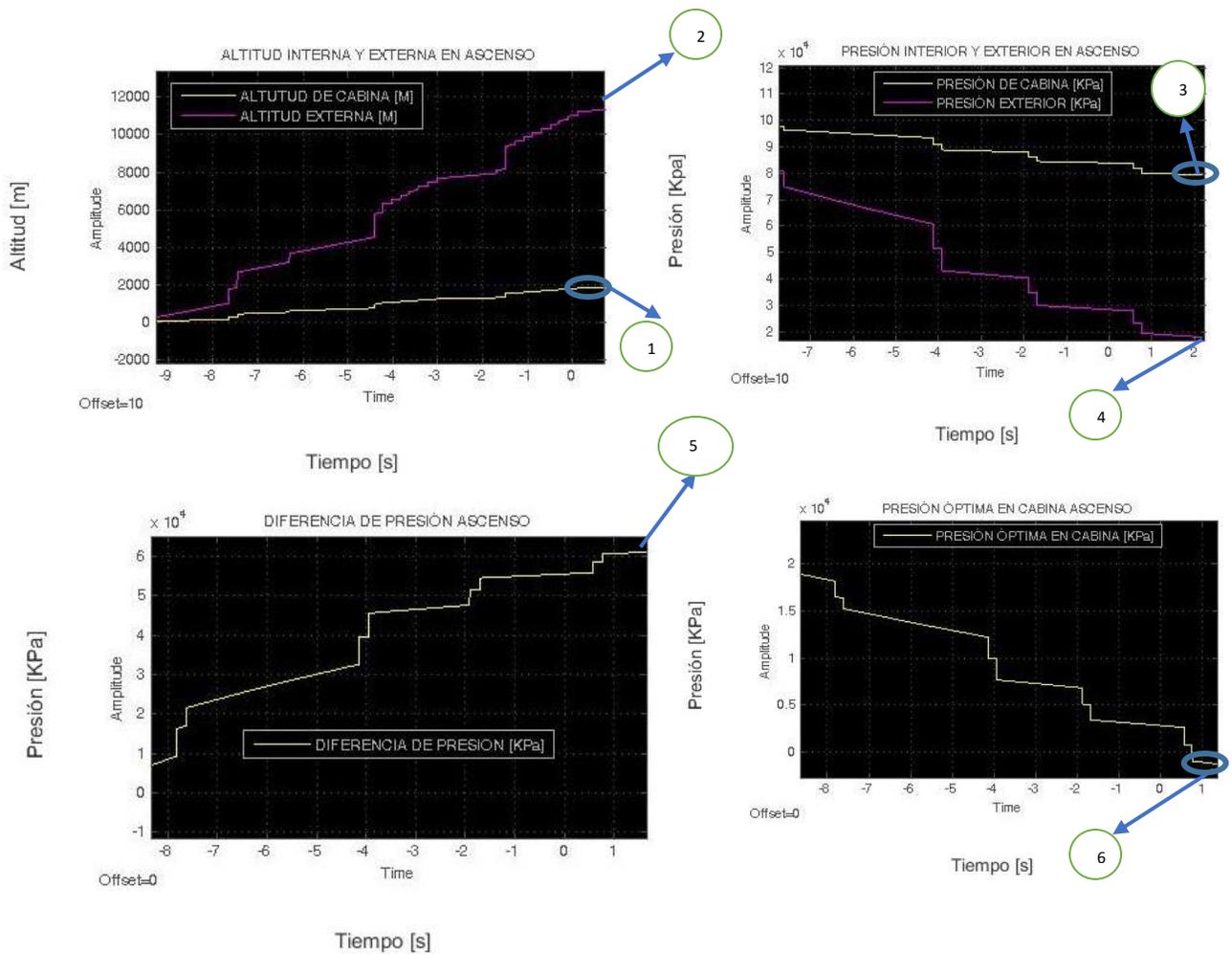
$$t_2 = \frac{0.001[s]}{-2.3} = -0.00043 [s] \rightarrow t_{\text{estable}} = 10^{t_1} + 10^{t_2} \approx 2[s]$$

- ASCENSO DEL AVIÓN.

## Ascenso del Avión



- 1) ALTITUD INTERNA ≈ 1830[m]
- 2) ALTITUD EXTERNA ≈ 11000[m]
- 3) PRESIÓN INTERNA ≈ 80400[Pa]
- 4) PRESIÓN EXTERNA ≈ 23824[Pa]
- 5) DIFERENCIA DE PRESIÓN ≈ 57370[Pa]
- 6) PRESIÓN ELEGIDA-PRESIÓN ÓPTIMA ≈ 0[Pa]



$$t = \frac{\text{Fixed Step}}{\text{Slope(excitación de presión)}} = \frac{0.001[s]}{0.01} \approx 0.1[s]$$

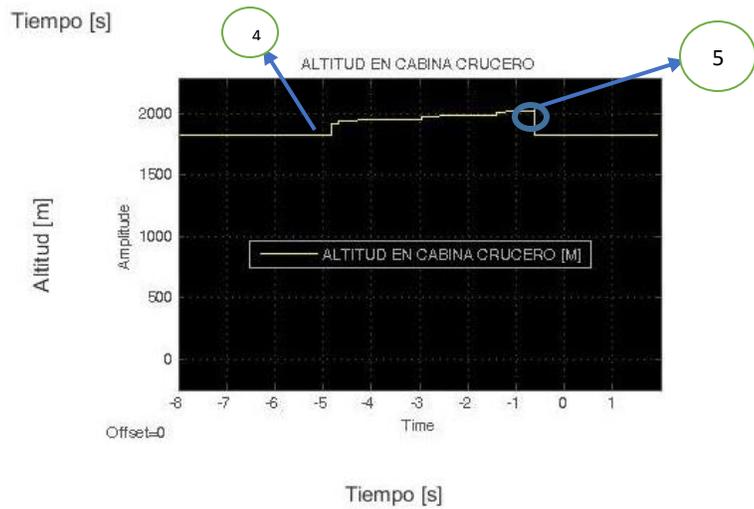
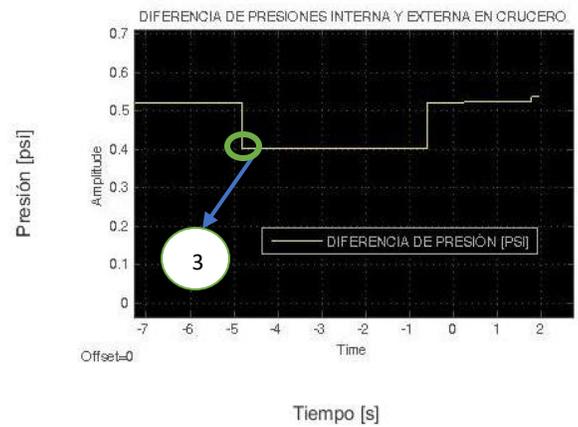
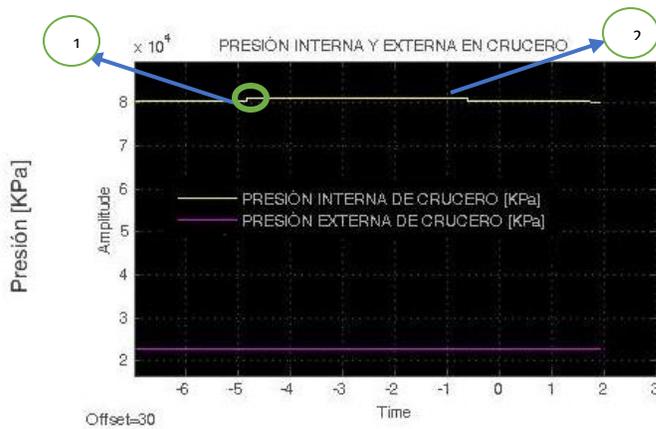
$$t_{\text{estabilidad}} = 10^{0.1} \approx 1.2[s]$$

- CRUCERO DEL AVIÓN.

### Crucero del Avión.



- 1) PRESIÓN INTERNA ≈ 80400[Pa]
- 2) AUMENTO DE PRESIÓN EN CABINA ≈ 81190 [Pa]
- 3) DIFERENCIA DE PRESIÓN ≈ 0.4 [psi]
- 4) ALTITUD INTERNA ≈ 1830 [m]
- 5) AUMENTO DE ALTITUD ≈ 2390 [m]



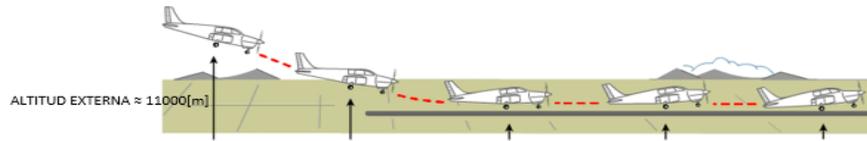
$$t_1 = \frac{\text{Fixed Step}}{\text{slope (temperatura)}} = \frac{0.001 [s]}{24} \approx 0.00004 [s] \rightarrow t_{\text{cambio}} = \log(t) \approx -4.38 [s]$$

$$t_2 = \frac{0.001 [s]}{29} \approx 0.000034 [s]$$

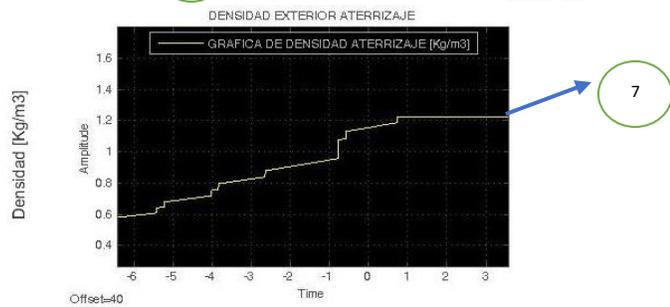
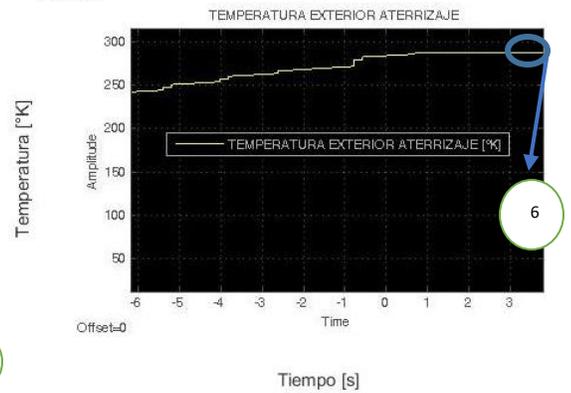
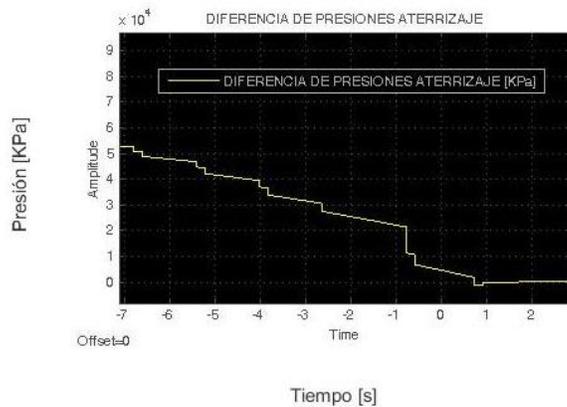
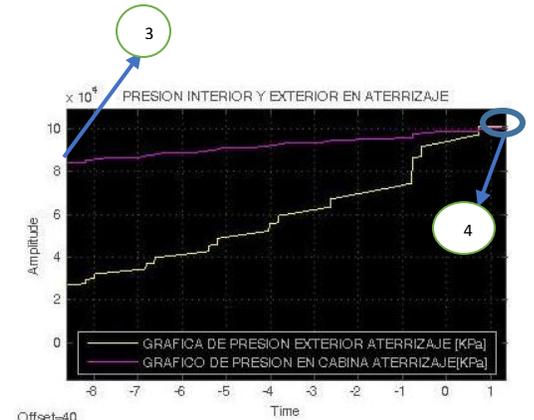
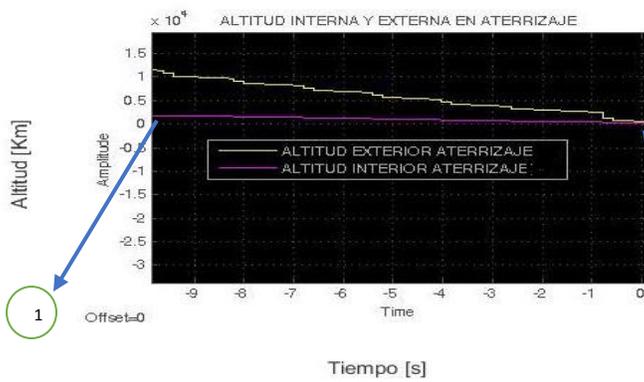
$$t_{\text{sistema de presurización}} = \frac{0.001 [s]}{0.01} \approx 0.1 [s] \rightarrow t_{\text{estabilidad}} = 10^{t_2} - 10^{t_{\text{sistema de presurización}}} \approx -0.25 [s]$$

- ATERRIJAJE DEL AVIÓN.

### Aterrizaje del Avión.



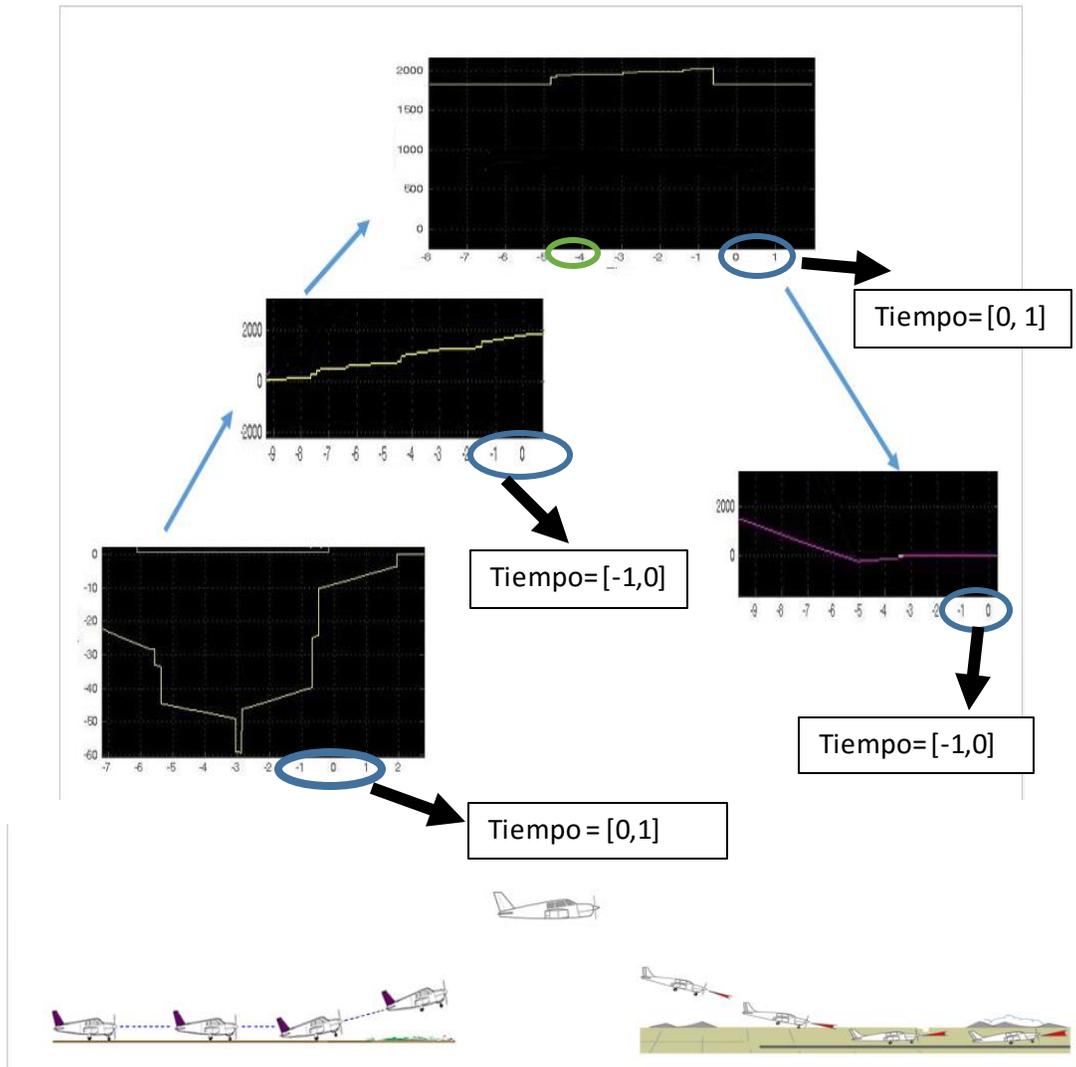
- 1) ALTITUD INTERNA ≈ 1830 [m]
- 2) ALTITUD EN LA PISTA DE ATERRIZAJE ≈ 0[m]
- 3) PRESIÓN INTERIOR ≈ 80400[Pa]
- 4) PRESIÓN INTERIOR EN LA PISTA DE ATERRIZAJE ≈ 101325[Pa]
- 5) DIFERENCIA DE PRESIÓN ≈ 0 [Pa]
- 6) TEMPERATURA EXTERNA ≈ 220 [°K]
- 7) DENSIDAD EXTERNA ≈ 0.3 [Kg/m<sup>3</sup>]
- 8) DIFERENCIA DE ALTITUDES ≈ 0 [m]



$$t_{\text{descenso en cabina}} = \frac{\text{Fixed Step}}{\text{Slope}} = \frac{0.001 \text{ [s]}}{0.97} \approx 0.001030 \text{ [s]}$$

$$t_{\text{estabilidad}} = 10 \cdot t_{\text{descenso en cabina}} \approx 1.02 \text{ [s]}$$

**5.3. Perfil de vuelo automático propuesto y simulado en OPAL RT 5600 en conjunto de todo el sistema.**



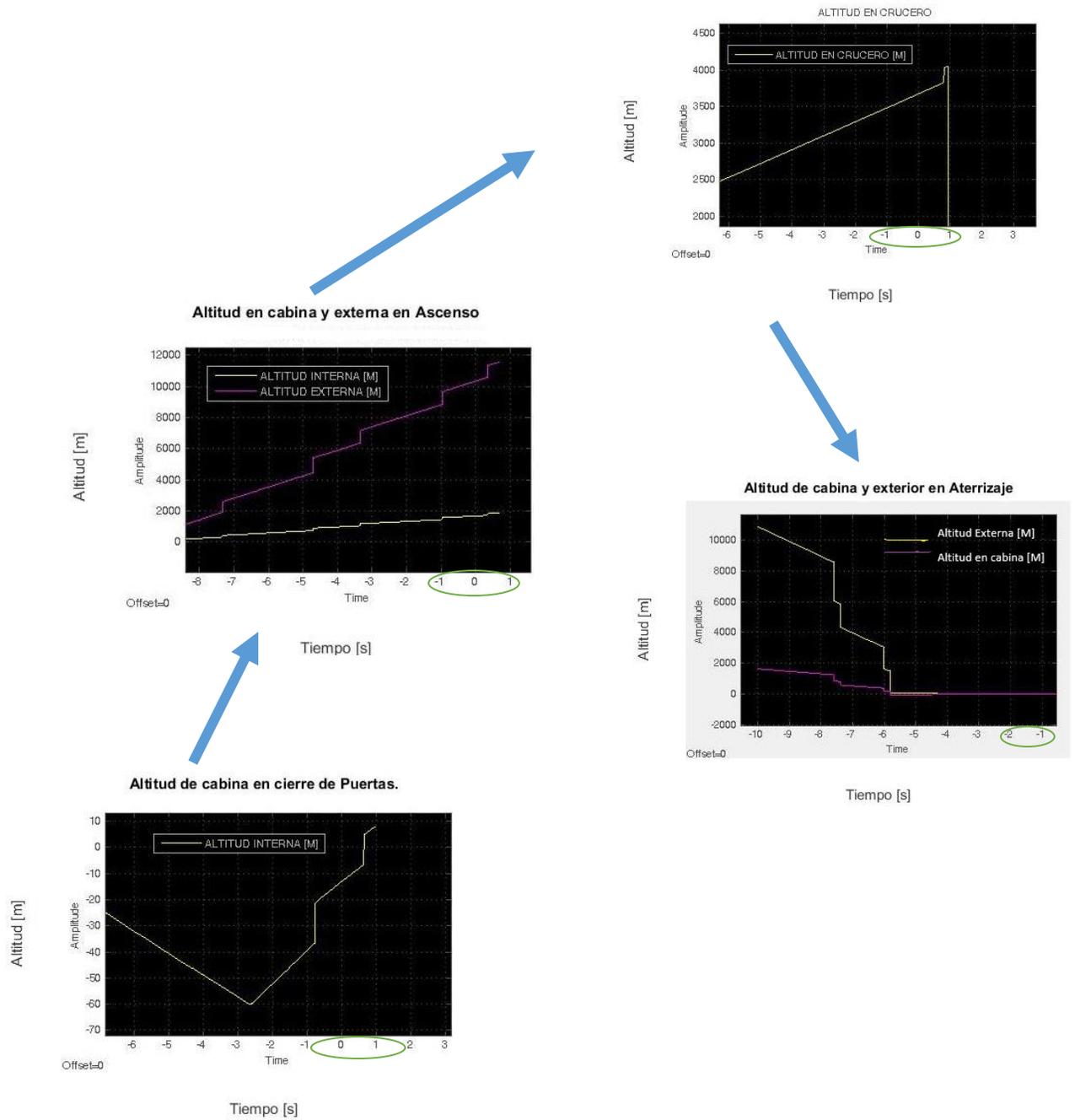
**Figura 45.- Perfil de vuelo Automático en el sistema generado por Simulink y RT-LAB, y la máquina OPAL RT 5600.**

En la figura [45] se hace una comparación entre el perfil de vuelo automático de la figura [25] del capítulo 1, y el perfil de vuelo automático que se logró generar a partir de las simulaciones con el simulado OPALRT 5600.

Lo que se puede observar en las gráficas de los resultados y en el perfil de vuelo automático generado en la máquina es que la estabilidad en cada uno de los fenómenos ocurre en un rango de tiempo real de -1 [s] a 1 [s]. El tiempo negativo, es el tiempo real en el que los cálculos de cada proceso fueron procesados y realizados en el programa y en la máquina. Así también, en este tiempo ocurren los cambios de fenómenos tanto en cierre de puertas, como en crucero del avión.

El tiempo total de la simulación de todo el proceso en la máquina OPALRT 5600, es de aproximadamente 40 [s].

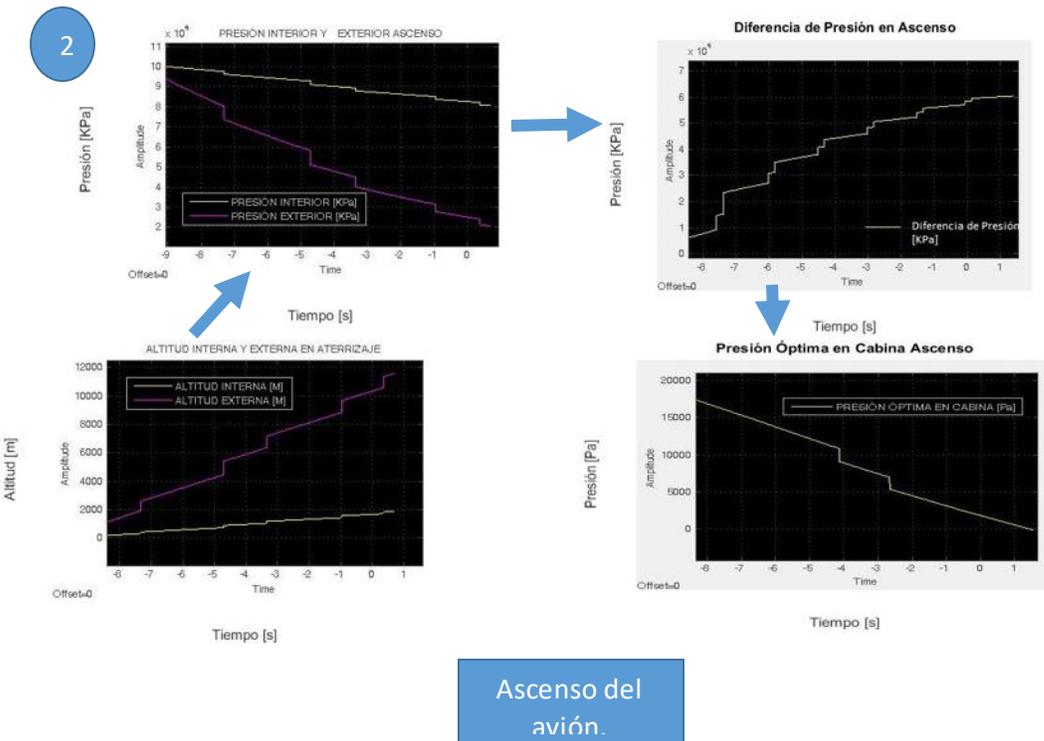
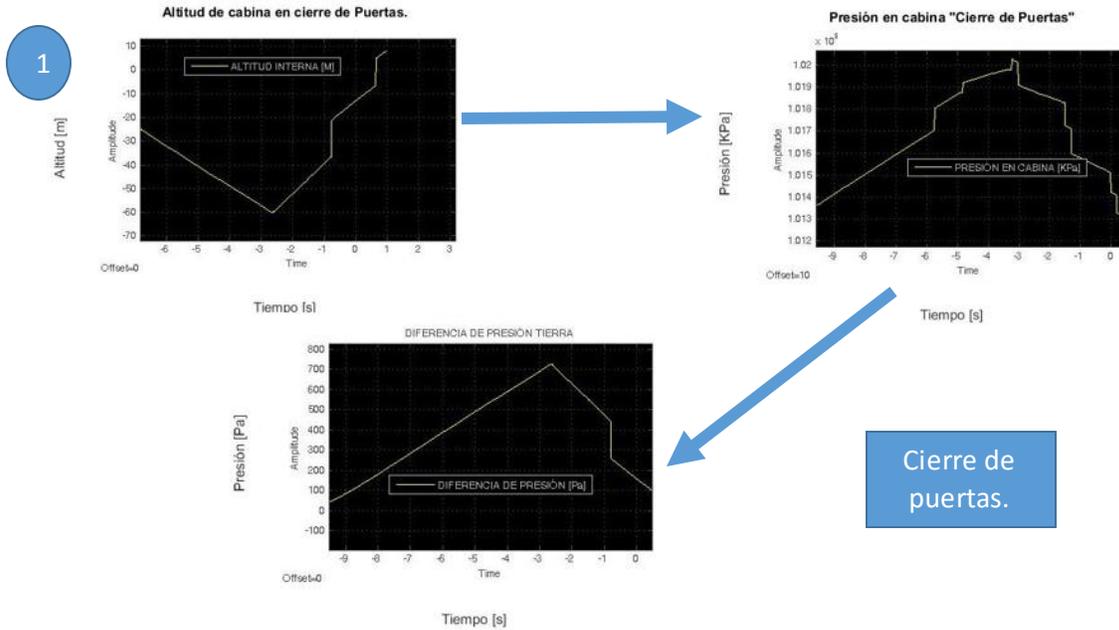
**5.4. Perfil de vuelo automático propuesto y simulado en OPAL RT 5600, utilizando las etapas del avión independientemente.**

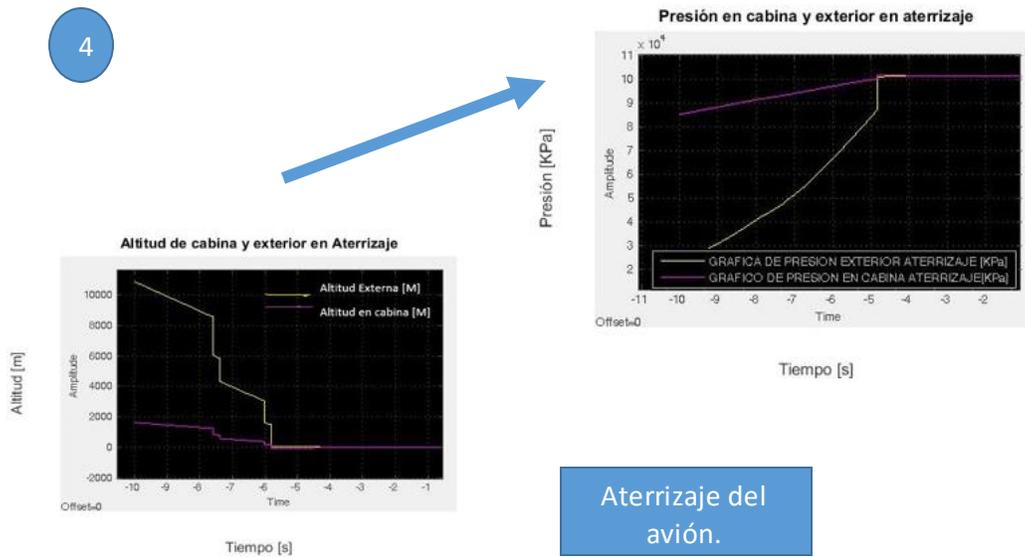
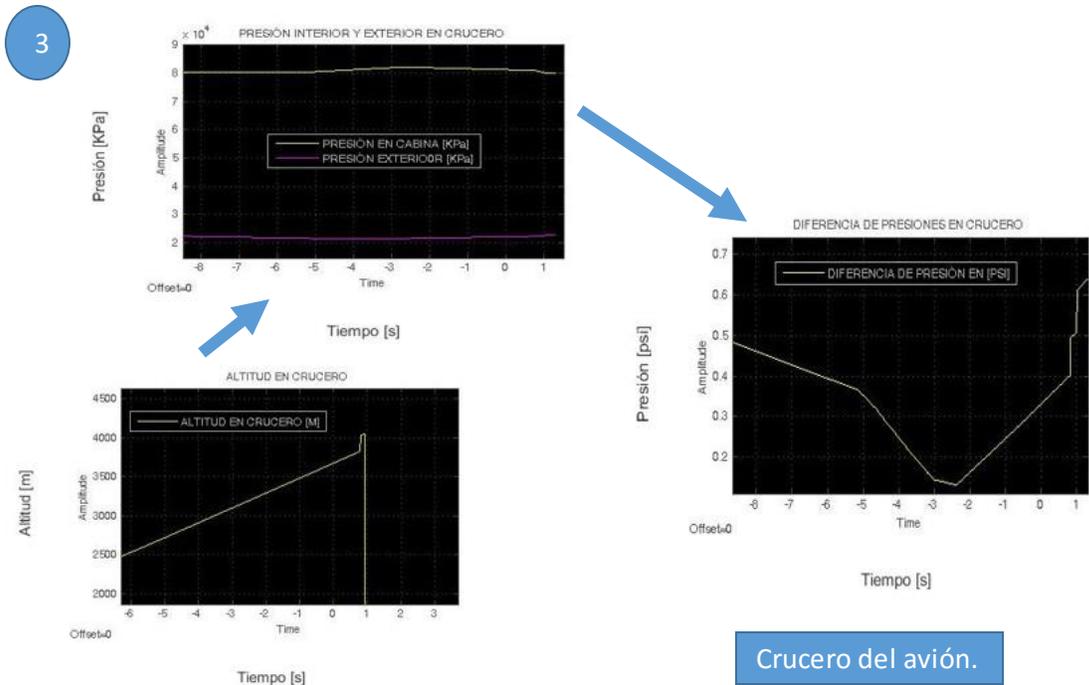


**Figura 46.- Perfil Automático de Vuelo generado en OPAL RT 5600 utilizando las etapas del avión independientemente.**

La figura [46] muestra el perfil de vuelo automático generado por las etapas de vuelo independientemente; se observa que las curvas son un poco más lineales en la etapa de ascenso y crucero. Así mismo, se puede observar que la altitud en crucero se elevó por encima de lo propuesto teóricamente; esto es debido a que cuando se realizó la prueba en crucero la excitación

de temperatura que haría el aumento de presión en cabina, se elevó mayor a los 300 [K]. A continuación, se presenta un esquemático de las gráficas obtenidas utilizando las etapas del avión independientemente.





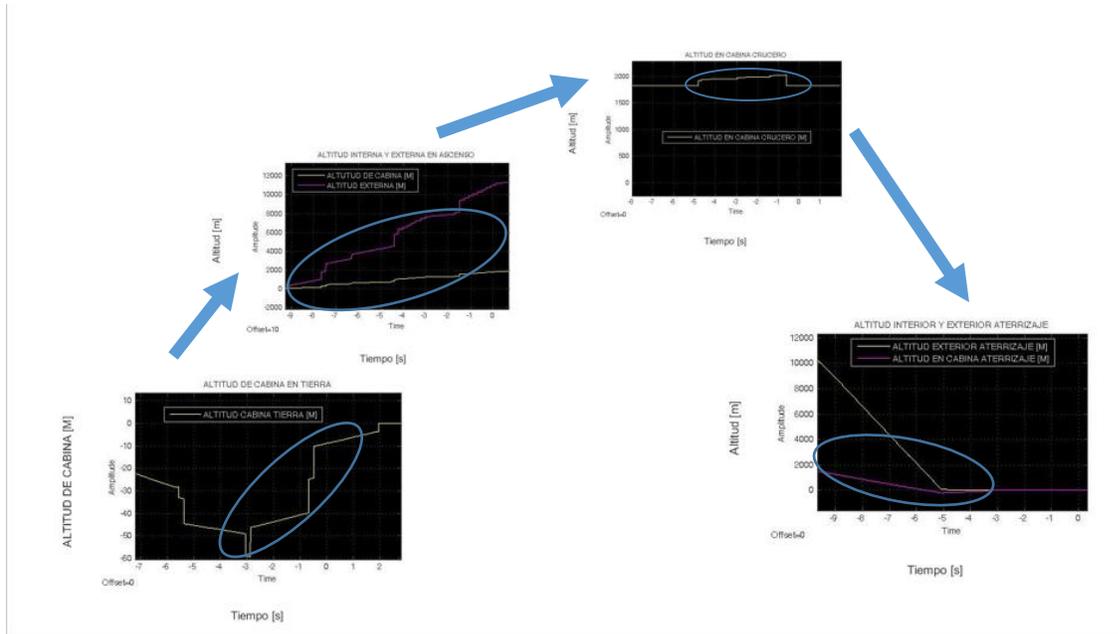
**Figura 47.- Resultados obtenidos independientes de las etapas de cierre de puertas, ascenso, crucero y aterrizaje de un avión respectivamente.**

La figura [47] muestra las gráficas de cada una de las etapas del recorrido del avión de manera independiente, la diferencia que hay entre usar las etapas en conjunto y usar las etapas independientemente, es que en el primer caso las etapas de cierre de puertas, ascenso y crucero, seguían corriendo en el simulador mientras no se les diera stop, por lo que llegaban a valores de los fenómenos que teóricamente no eran aceptables para las condiciones físicas de un avión, donde estos valores significarían una despresurización. En el segundo caso, como se mencionó

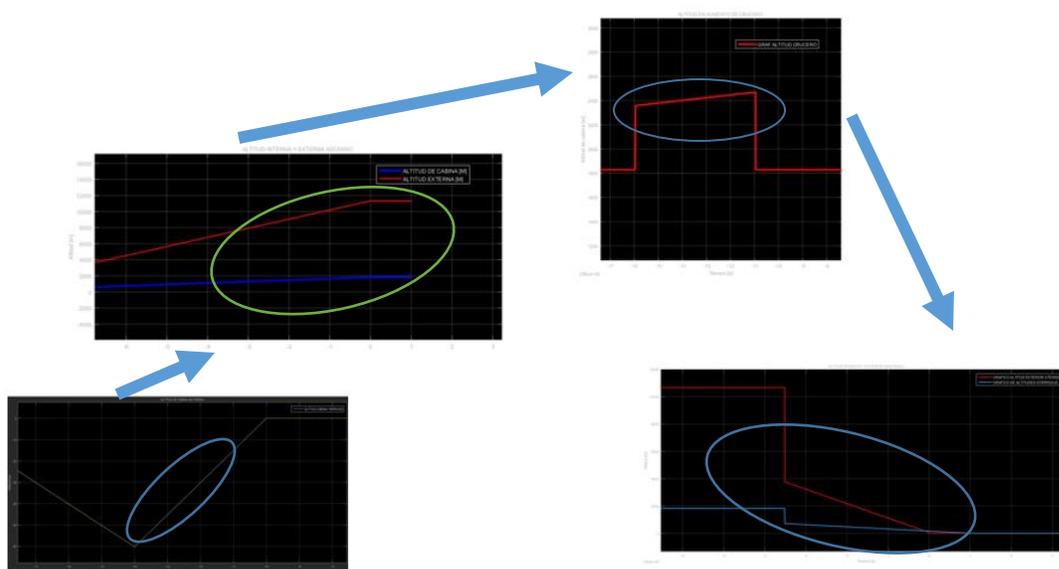
anteriormente, las etapas y las señales de excitación fueron controladas por las condiciones de las etapas anteriores y de las señales de excitación anteriores; que funcionaba como el stop en cada etapa. Así mismo, se nota que el tiempo, en el cual cada etapa se estabiliza, es de un rango de -1 [s] a 1 [s]. Con excepción de la altitud en cabina y exterior cuando el avión aterriza.

**5.5. Validación del sistema propuesto, en OPAL RT 5600, comparándolo con los resultados en una computadora.**

A partir de las gráficas de perfil de vuelo automático generadas utilizando los bloques de RT-LAB y la máquina OPAL RT 5600, se realiza una comparación con las gráficas de perfil de vuelo automático que se obtuvieron al simular el sistema en una computadora.



**Figura 48.- Perfil de vuelo Automático generado en RT-LAB y OPAL RT 5600.**



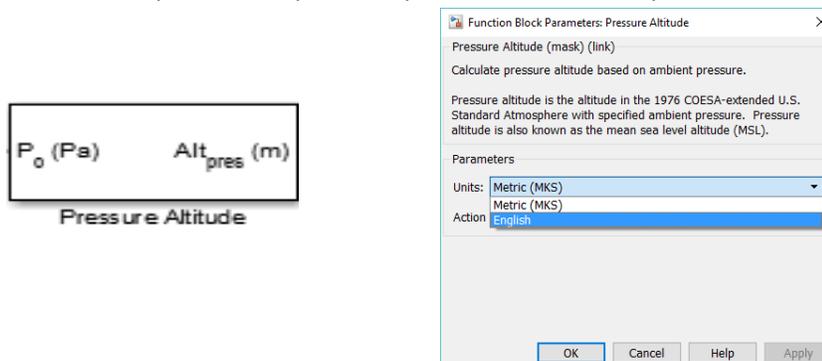
**Figura 49.- Perfil de vuelo Automático generado en una computadora.**

En las figuras [48] y [49], se muestra mediante óvalos, la diferencia que hay en las gráficas del perfil de vuelo automático obtenidas usando RT-LAB y OPAL RT 5600 y usando simplemente una computadora “laptop”. De ahí se observa, que las gráficas obtenidas en la computadora tienen una tendencia completamente lineal a comparación de las gráficas obtenidas en RT-LAB y OPAL.

Esto se debe a que al momento de realizar las simulaciones en tiempo real y probarlas en SIL, el sistema generado obedece al reloj interno de la máquina OPAL mediante el bloque OpComm de adquisición, descomponiendo a cada uno de los procesos matemáticos de los bloques en cada etapa y haciendo que el proceso sea lo más fidedigno<sup>62</sup> posible, por lo que las gráficas parecen escalonadas. Mientras que al simular el sistema en la laptop, el sistema generado es solamente comandado por el reloj interno de la computadora. El escalonamiento se hubiera notado con mayor tendencia al aumentar el número de muestras obtenidas en el simulador RT-LAB; aunque el tiempo de simulación hubiera sido mayor.

### 5.5. Validación del sistema propuesto, en OPAL RT 5600, comparándolo con el bloque de Simulink llamado “Pressure Altitude”.

La siguiente validación, se realiza para comparar los bloques de ecuaciones propuestos y generados por el autor de los fenómenos que ocurren en la cabina de un avión durante todas sus etapas, comparando estos bloques con un bloque de propósito específico disponible en Simulink llamado Pressure Altitude; anteriormente, se mencionó que este bloque utiliza el modelo COESA de 1976 que calcula la altitud a partir de la presión que entre a este bloque.



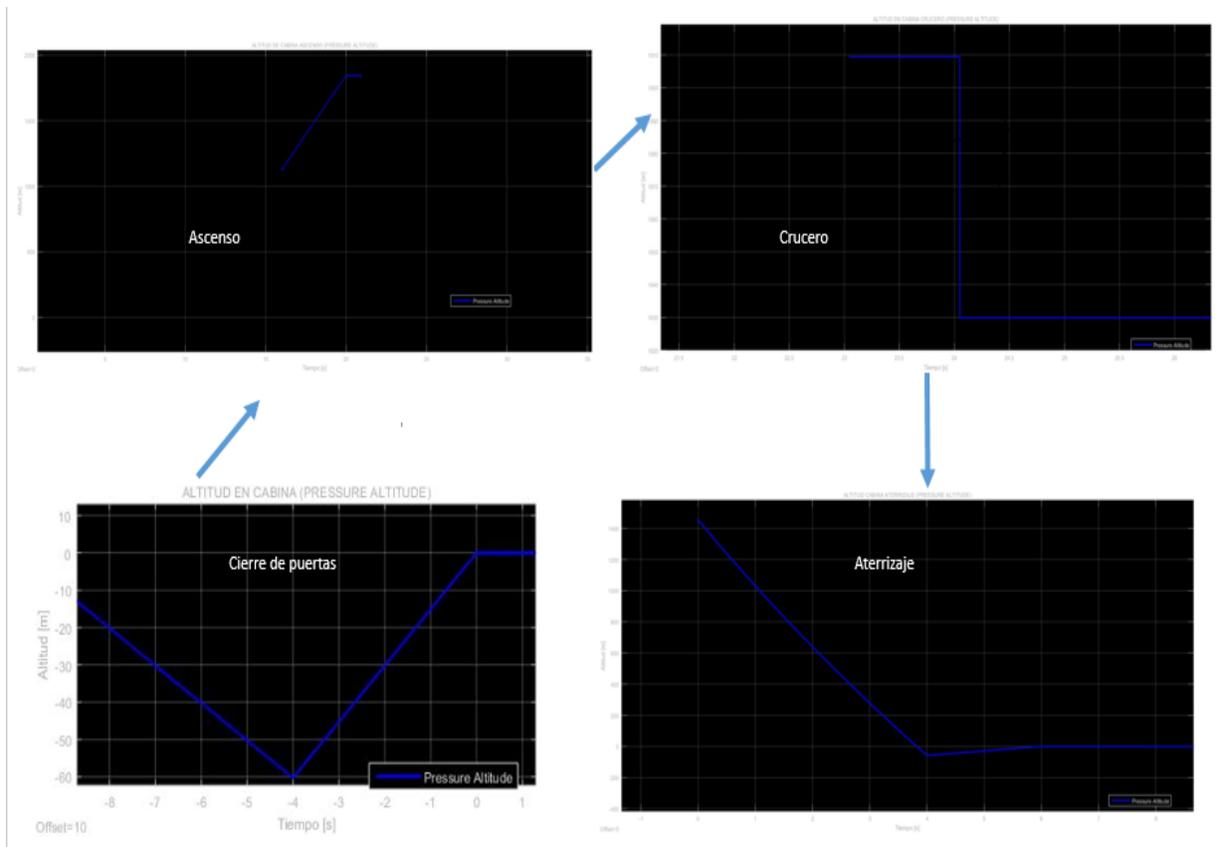
**Figuras 50.- Bloque Pressure Altitude y parámetros del mismo.**

En las figuras [50] se muestran tanto el bloque dispuesto en simulink, como sus respectivos parámetros. Se observa que la señal de entrada es la presión en pascales y la salida es la altitud en metros; dado que están en el sistema (MKS), aunque se puede cambiar las unidades al sistema inglés. Dado que la señal de entrada es presión y la señal de salida es altitud, la comparación se realizará con el perfil de vuelo automático.

Para su respectiva prueba, el bloque es conectado a la salida de cada uno de los bloques donde se muestre la presión interna en cabina durante las cuatro etapas. Esto se hace únicamente en la computadora, sin usar el OPAL RT 5600.<sup>63</sup>

<sup>62</sup> Esto quiere decir, que los procesos que realice la máquina al simular cada uno de los bloques matemáticos del sistema generado, sean más cercanos a la realidad posible.

<sup>63</sup> Por el tiempo, ya no se pudo generar pruebas con este bloque en OPAL RT 5600.



**Figura 51.- Perfil de vuelo Automático utilizando el bloque de Simulink “Pressure Altitude”.**

La figura [51] muestra el perfil de vuelo automático generado por el bloque Pressure Altitude. En donde se observa que los perfiles tienen similitud a los perfiles generados por los bloques propuestos en la presente tesis. Como se mencionó anteriormente, este bloque es conectado en la salida de presión interior en cada etapa del sistema, es decir, tiene que ser acondicionado<sup>64</sup> debido a que si lo conectamos a una fuente de excitación simple, el bloque actúa de otra manera. A continuación, se presenta una tabla obtenida de los resultados mediante los displays que se colocaron en el sistema de SC\_VISUALIZACIÓN para reforzar las gráficas presentadas anteriormente.

<sup>64</sup> Es decir, el bloque necesita una presión inicial para poder estimularse y tener la reacción que se requiere.

Tabla 19.- Resultados obtenidos de los displays.

ETAPA	ALTITUD CABINA	ALTITUD EXTERNA	PRESIÓN INTERNA	PRESIÓN EXTERNA	DIFERENCIA DE PRESIÓN	DENSIDAD EXTERNA	TEMPERATURA EXTERNA	PRESIÓN DE OPERACIÓN
Cierre de puertas	-60.26 [m]	No se tomó	102.051 [KPa]	No se tomó	727.16 [Pa]	No se tomó	No se tomó	No se tomó
Ascenso	1.829 [Km]	11.318 [Km]	81.050 [KPa]	21.503 [KPa]	No se tomó	No se tomó	No se tomó	No se tomó
Crucero	1.900 [Km]	No se tomó	79.56 [KPa]	22.614 [KPa]	56394 [Pa]	No se tomó	No se tomó	81.19 [Pa]
Aterrizaje	-0.68 [m]	7.40 [m]	101.236 [KPa]	101.32 [KPa]	83.8 [Pa]	1.22 [Kg/m <sup>3</sup> ]	288.12 [K]	No se tomó

En la tabla [19] se muestran los resultados obtenidos de los displays que se visualizan en el sistema SC\_Visualización, a continuación se tiene la figura [25] mostrada en el capítulo 1, en donde se comparará dicho perfil de vuelo automático, con el perfil de vuelo que se obtuvo del sistema generado.

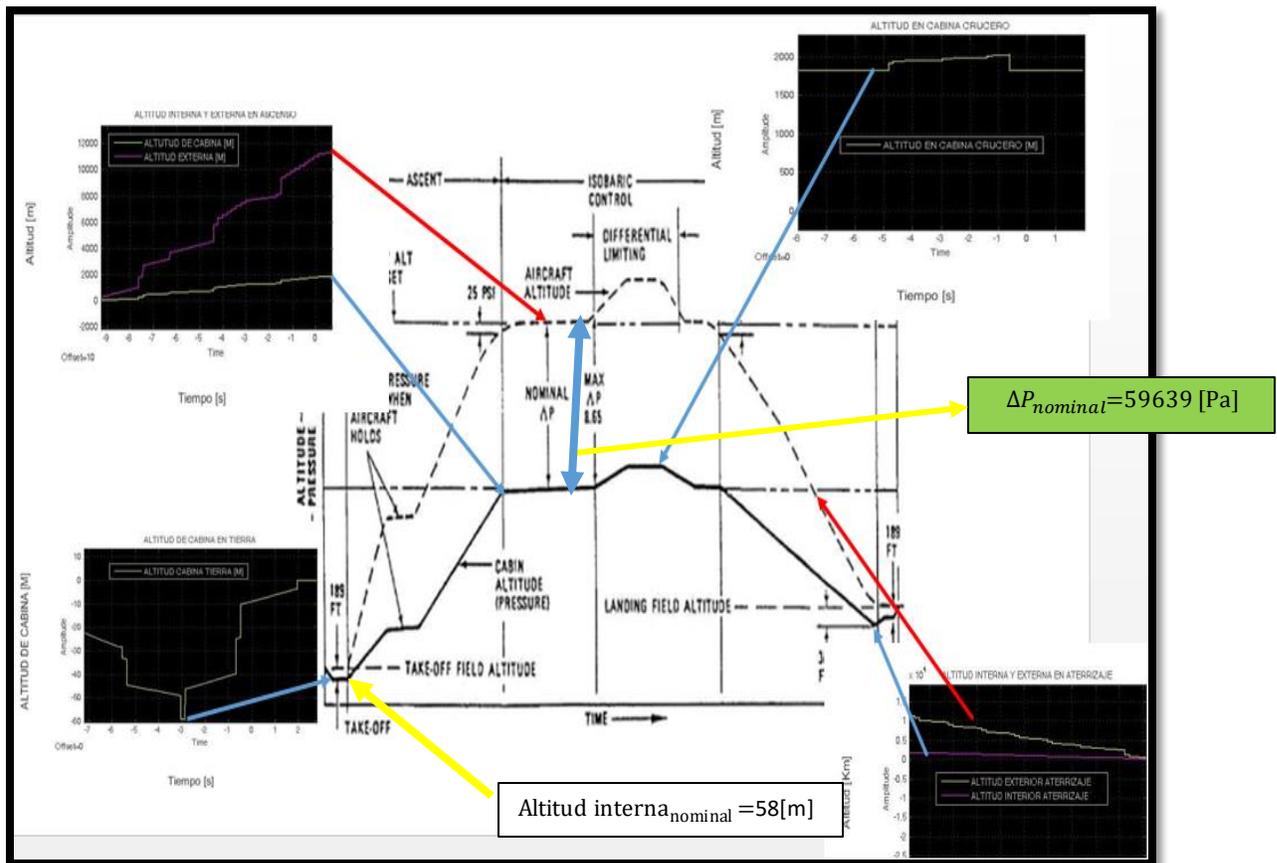


Figura 52.- Perfil de vuelo automático comparado con el perfil de vuelo obtenido.

En la figura [52] se tiene la comparación entre el perfil de vuelo automático nominal y el perfil de vuelo automático obtenido en las simulaciones; a continuación a modo de análisis se obtendrá el error relativo, para analizar qué tan cercana es la propuesta realizada del monitoreo de la presión en la cabina de un avión, tomando como referencia la tabla [19] y tomando como parámetros la altitud interna y la diferencia de presión.

La siguiente ecuación nos ayudará a calcular el error relativo para el análisis:

$$\epsilon_{\text{relativo}} = \frac{|x - x_i|}{x_i} * 100$$

**x = medida obtenida.**

**X<sub>i</sub> = medida nominal.**

$$\epsilon_{\text{altitud interior en cierre de puertas}} = \frac{|-60.29 \text{ [m]} - (-58 \text{ [m]})|}{58 \text{ [m]}} * 100 \approx 4\%$$

$$\epsilon_{\text{altitudes en crucero}} = \frac{|1.829 \text{ [Km]} - 1.828 \text{ [Km]}|}{1.828 \text{ [Km]}} * 100 \approx 0.054\%$$

$$\epsilon_{\text{Diferencia de presión en crucero}} = \frac{|56 \ 394 \text{ [Pa]} - 59 \ 639 \text{ [Pa]}|}{59 \ 639 \text{ [Pa]}} * 100 \approx 5.4\%$$

Para el caso de la etapa de aterrizaje, se toma la presión interna como medida de error.

$$\epsilon_{\text{presión interna en aterrizaje}} = \frac{|101.236 \text{ [KPa]} - 101.325 \text{ [KPa]}|}{101.325 \text{ [KPa]}} * 100 \approx .09\%$$

Los siguientes errores calculados, nos servirán para la discusión en las conclusiones que a continuación se presentan.

## Conclusiones.

- Mediante una profunda investigación, se logró generar el conocimiento para poder entender el comportamiento de los fenómenos que ocurren en cabina de un avión.
- Se obtuvieron conocimientos de aeronáutica, que sirvieron posteriormente para poder desarrollar la propuesta en la presente tesis.
- Se aprendió a usar un sistema, que permitiera usar el modelo desarrollado en la presente tesis.
- Se logró realizar un sistema de cálculo en un simulador, que pudiera representar el perfil de vuelo automático o monitoreo de la presión en la cabina de un avión que realiza un avión durante toda su trayectoria, desde el aeropuerto de salida, hasta el aeropuerto de destino.
- Mediante la simulación en la máquina OPAL RT 5600, utilizando la técnica de SIL, se logró simular el sistema en conjunto para obtener un perfil de vuelo automático que simulara el comportamiento de los fenómenos que describe el avión dentro de cabina; así también se visualizó aspectos del ambiente exterior.
- Mediante el cálculo de los errores, se puede discutir los siguientes puntos:
  - Debido a que cuando en el avión se sellan las puertas y todas las entradas del mismo, la altitud de éste disminuye por debajo de la altitud a nivel del mar; el 4% de error que se obtiene en la altitud interior en cierre de puertas es el óptimo debido a que los -60. 29 [m] obtenidos en las simulaciones es la altitud máxima y recomendable que un avión puede tener para que en caso de percance, las puertas de emergencia puedan ser abiertas. Cabe señalar que este error es pequeño para que ocurriera un hinchamiento en el fuselaje y por lo tanto una explosión en el mismo mientras se encuentra en tierra.
  - Con respecto a la altitud de crucero y la presión diferencial en crucero, cabe señalar que un error de 8% en adelante aproximadamente, podría haber significado una despresurización explosiva; debido a que la presión diferencial se estaría acercando a la presión de supervivencia en donde sólo podría intervenir la válvula de presión positiva para aliviar esa presión excesiva. Así también, sería falta de presión dentro de cabina causando una despresurización lenta y se tenga que activar la válvula de alivio negativo; cabe señalar que este error pudiera crecer por dos motivos, uno de ellos es que la presión interior sea insuficiente, y otro de ellos es que la presión interior sea excesiva. Por lo que el error que nos arroja el cálculo realizado del 5% aproximadamente, es óptimo ya que se encuentra dentro de la presión de operación del fuselaje, y así también existe la suficiente presión dentro de cabina.
  - Por otro lado en el aterrizaje, el error que se obtiene de la presión interior que se genera en el sistema comparado con la presión nominal a la que debería de llegar, es un error de 0.09%, lo suficientemente pequeño como para decir que la presión interior obtenida en la simulación, no daría ningún problema en un percance ocurrido antes de que se abrieran las puertas de la cabina al llegar el avión a su destino.
  - En general el error más grande obtenido dentro del sistema, fue el de la presión diferencial en crucero; aun así, es aceptable debido a que se encuentra en el

rango de operación del fuselaje. Por lo que errores mayores a 5% en cualquier etapa, estarían representando un fallo en el sistema simulado.

- Se muestra también, que se trata de un control de vuelo automático de tipo isobárico; debido a que el la altitud del avión se mantiene casi constante en todo momento.
- Utilizando el bloque de Pressure Altitude, se demuestra que el sistema generado en la presente tesis es válido como propuesta de un bloque que contenga a todo el sistema para acondicionamiento de los fenómenos atmosféricos. Debido a que el bloque necesita tener una presión de entrada acondicionada para que pueda operar según lo queramos usar.
- La computadora la cual contenga el programa de RT-LAB y que se utilice con la máquina OPAL RT 5600, tendría que ser de uso específico sólo para trabajar con los sistemas que se generen en OPAL RT 5600, así no habría problema de errores en el sistema a la hora de realizar las simulaciones.
- Utilizando la técnica de SIL en la máquina OPAL RT 5600, podemos decir que los cálculos generados en los bloques, se realizan con mayor precisión, que sólo utilizando una computadora sin estos elementos.
- El sistema que se generó, puede servir posteriormente para desarrollar las técnicas de Hardware in the Loop, debido a que se tiene el comportamiento de los fenómenos; y al realizar la simulación en HIL, se tendría que aplicar estos modelos a las ecuaciones de los sensores que captarían los fenómenos.

## Trabajo a Futuro.

- Poder comparar el tiempo de adquisición de los datos que se realizan desde la máquina OPAL RT hacia la computadora que adquiere la información, con el tiempo de adquisición solamente con una computadora. Esto se puede lograr realizando un reloj de adquisición que nos muestre la tasa de transferencia que existe desde la máquina OPAL hacia la computadora que está adquiriendo los datos.
- Realizar un sistema de control, en donde solamente la señal de excitación de presión controle a todos los demás sistemas en los bloques. Es decir, que la presión sea la única señal de excitación para todos los demás sistemas.
- Simular el comportamiento de la válvula OUT-FLOW e cada una de las etapas del sistema de monitoreo. Así como también, simular el comportamiento de las válvulas de alivio. Esta simulación, se lograría modelando el comportamiento matemático de las válvulas así como el control de las mismas.
- Simular el comportamiento del ARINC 429, en donde este sistema sería la excitación para los datos que se requieren tomar.
- Pasar de SIL a HIL, teniendo sensores de presión y actuadores como la válvula OUT-FLOW, que permitan realizar el HIL; tomando como referencia el sistema generado en la presente tesis. Como ejemplo de ello, se podría tener el sistema simulado en la presente tesis, para que generara la excitación primaria de los sensores de medición del fenómeno, acondicionando y mejorando el entorno del sistema generado, podríamos tener un control que comandará a los actuadores, que en este caso serían las válvulas de presión.

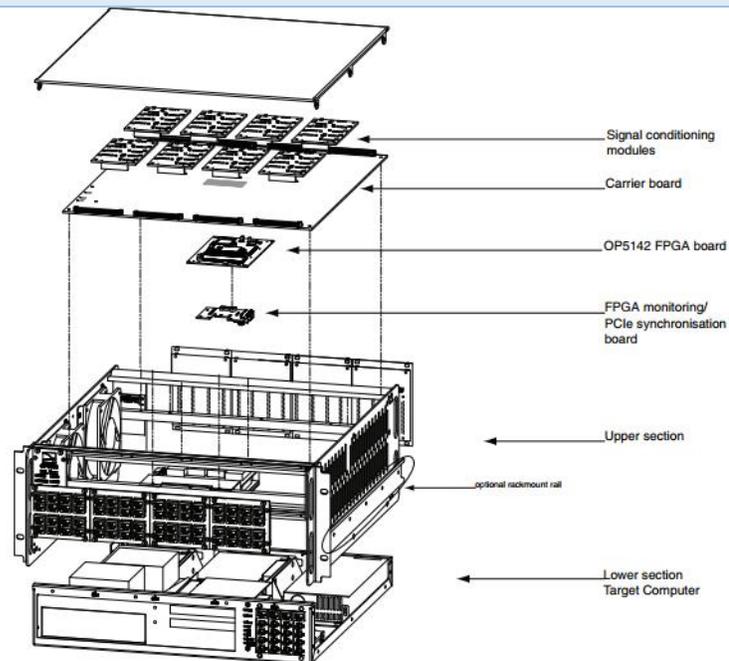
## BIBLIOGRAFÍA.

- [1] C. Andrea, «Fullblog,» 8 Marzo 2011. [En línea]. Available: <http://sistemasacf.fullblog.com.ar/sabes-que-es-la-sinergia.html>. [Último acceso: 23 Enero 2016].
- [2] M. Isidoro, «TERMODINÁMICA DE LA ATMOSFERA,» 1995. [En línea]. Available: <http://webserver.dmt.upm.es/~isidoro/Env/Atmospheric%20thermodynamics.pdf>. [Último acceso: Enero 2016].
- [3] M. Lilith, «Mecatronica en Aeroespacial y Aeronáutica. Prezi,» 4 Noviembre 2013. [En línea]. Available: <https://prezi.com/mqz2uttfvpbh/mecatronica-en-la-aeroespacial-y-aeronautica/>. [Último acceso: 2 Febrero 2016].
- [4] Geofrik, «Blog dedicado a las distintas ramas de la ciencia,» 6 Febrero 2014. [En línea]. Available: <http://geofrik.com/2014/02/06/temperatura-atmosferica/>. [Último acceso: 2016].
- [5] E.H.J.Pallet, INSTRUMENTOS DEL AVIÓN, MADRID: PARANINFO MADRID, 1984.
- [6] H. Gabriel, «Sistema de Presurización,» 12 Abril 2014. [En línea]. Available: [https://prezi.com/h-it\\_3apbrfm/sistema-de-presurizacion/](https://prezi.com/h-it_3apbrfm/sistema-de-presurizacion/). [Último acceso: Febrero 2016].
- [7] M. M. ÁNGEL, «Manual de vuelo,» [En línea]. Available: <http://www.manualvuelo.com/indice.html>. [Último acceso: Febrero 2016].
- [8] C. V. L. Ángel, «Medición e Instrumentación. Universidad Nacional Autónoma de México.,» Marzo 2015. [En línea]. Available: [angelo@comunidad.unam.mx](mailto:angelo@comunidad.unam.mx). [Último acceso: Febrero 2016].
- [9] R. S. Alejandro, «Manual del Piloto Privado. 5ª Edición,» Suministros Aeronáuticos S.A., Madrid, 1990.
- [10] H. Elías, «International Virtual Aviation Organization.,» [En línea]. Available: <http://www.ivaoo.es/formacion/lpack/Files/L5-Altimetry.htm>. [Último acceso: Febrero 2016].
- [11] S. RT-LAB, «Getting Started User's Manual. Center for Intelligent Machine,» 27 Marzo 2003. [En línea]. Available: [http://www.cim.mcgill.ca/~ialab/members/usefuldoc/RT-Lab\\_Instructions\\_v2.11.pdf](http://www.cim.mcgill.ca/~ialab/members/usefuldoc/RT-Lab_Instructions_v2.11.pdf). [Último acceso: Febrero 2016].
- [12] O. H. U. GUIDE, «OPAL-RT Technologies, Inc.175 Richardson,» 2011. [En línea]. Available: [www.OPAL-RT.com](http://www.OPAL-RT.com). [Último acceso: Febrero 2016].
- [13] «Real Academia Española,» [En línea]. Available: <http://dle.rae.es/?id=U7tQzUU>. [Último acceso: Febrero 2016].
- [14] B. G. J. Che, «Mecatrónica. Sección de Mecatrónica,» [En línea]. Available: <http://www.meca.cinvestav.mx/quees.html>. [Último acceso: Febrero 2016].
- [15] Stephan Werner, Leonard Masing, Fabian Lesniak, Jürgen Becker. «Software-in-the-Loop Simulation of Embedded Control Applications based on Virtual Platforms». [En línea]. Available: [ieeexplore.ieee.org/Xplore/home.jsp](http://ieeexplore.ieee.org/Xplore/home.jsp)
- [16] D. Bian. M. Pipattanasomporn. Y. Wu. «Real-time Co-simulation Platform using OPAL-RT and OPNET for Analyzing Smart Grid Performance». [En línea]. Available: [ieeexplore.ieee.org/Xplore/home.jsp](http://ieeexplore.ieee.org/Xplore/home.jsp)
- [17] G.G Felipe, SISTEMAS DE AERONAVES DE TURBINA Tomo I, Madrid: Editorial Club Universitario, 2009.
- [18] L.G.O. Franchini Sebastián, Introducción a la Ingeniería Aeroespacial. 2 EDICIÓN., Madrid: Editorial ALFAOMEGA.
- [19] G. Nicolas, «Física, Aerodinámica» 1 Septiembre 2014. [En línea]. Available: <http://gelfensteinfisica.blogspot.mx/>. [Último acceso: Febrero 2016].
- [20] M. J. Adriana, «CD OBREGÓN EN SONORA, FIERRO POR LA 2000,» 12 Febrero 2011. [En línea]. Available: <https://obson.wordpress.com/tag/aeroespacial/>. [Último acceso: Marzo 2016]

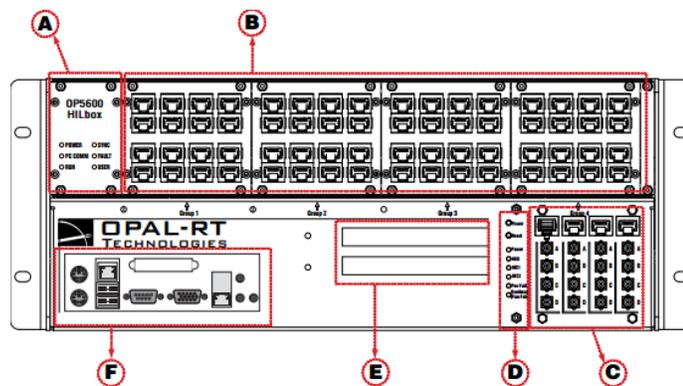
# ANEXOS.

## ANEXO 1.- CARACTERÍSTICAS FÍSICAS Y TÉCNICAS DE LA MÁQUINA OPAL RT 5600

Nombre del sistema	Características
<b>Alimentación de energía</b>	Entrada universal y potencia activa de factor de corrección 650 W, potencia continua DC a DC convertidores para voltaje analógico.
<b>Conectores I/O</b>	Spartan 3: 4 paneles de 4 conectores DB37F. Virtex 6: 3 paneles de 4 conectores DB37F.
<b>Conectores de Monitoreo</b>	Spartan 3: 4 paneles de conectores RJ45. Virtex 6: 3 paneles de conectores RJ45
<b>Interface de PC</b>	Conectores de PC estándar (monitor, teclado, mouse y red)
<b>Ranuras PCI</b>	2 PCI 4 PCIe
<b>Panel de soporte</b>	Spartan 3 configurado con: 8 entrepisos Virtex 6 configurado con: 6 entrepisos.
<b>Disco Duro</b>	250 Gb, 7200 rpm, SATA
<b>Dimensiones</b>	48.3 x 45.7 x17.8cm(19''x18'' x7)WxDxH
<b>Peso</b>	Con PC: 9.07-11.34Kg(20 lbs a 25 lbs) Sin PC: 4.54 x5.9Kg(10 lbs a 13 lbs)
<b>Temperatura de operación</b>	10 a 40°C(50 a 104 °F)
<b>Temperatura de almacenamiento</b>	-55 a 85°C(-67 a 185°F)
<b>Humedad Relativa</b>	10 a 90% no condensado.
<b>Altitud Máxima.</b>	2000 m (6562 ft)



Producto	Descripción	Número de Pieza
<b>Simulador OP5600</b>	Simulador completo ya sea con QNX o Redhat O/S	N/A
<b>Cubierta del sistema de integración</b>	CD del software RT-LAB. CD O/S (Redhat o QNX). CD de documentación.	N/A
<b>4 conectores mini-BNC</b>	2 m (6 ft 6'') conectores adaptados para mini-BNC a BNC. 75 Ohms.	MBBN1PP-3
<b>4 conectores RJ45</b>	61 cm (24'') conectores RJ45.	C-02B-CAT6
<b>Tablero de desbloqueo DB37M</b>	Provee un espacio amplio para conexiones.	BRKSD37M-R
<b>Doble fila de tablero de desbloqueo</b>	Provee un espacio amplio para conexiones.	BRK2X20
<b>Conector plano</b>	Conector IDC con 40 pines IDC	CPWLS4104
<b>Conector de alimentación</b>	Cable de alimentación de 1.83 m (6'), negro (10 A 125 V)	CPC06



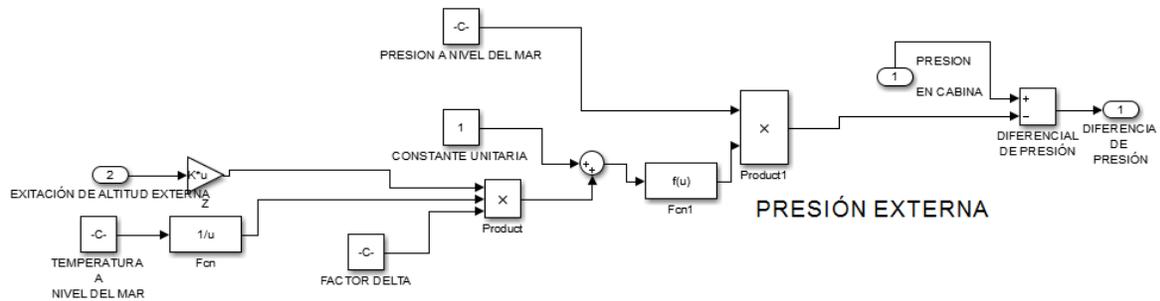
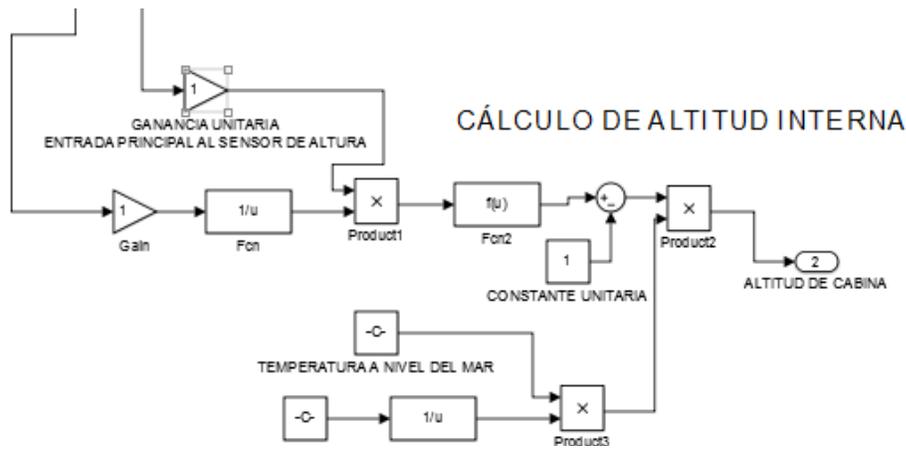
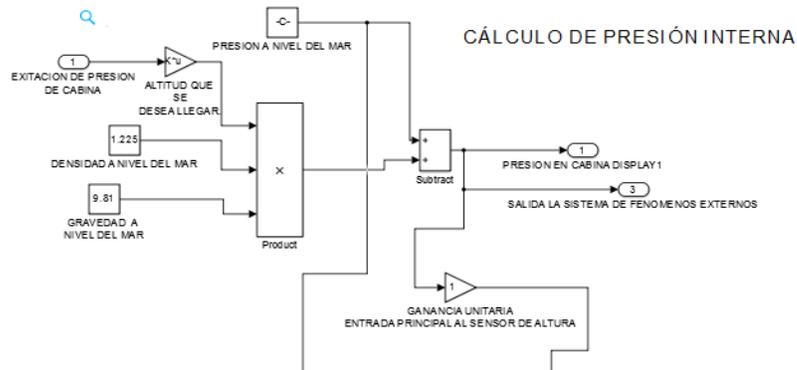
- A) Sección Inactiva. Estas funciones actualmente están en desarrollo por lo tanto no están disponibles.
- B) 4 paneles de conectores RJ45 que proveen conexiones hacia la salida del monitor de los tableros I/O. Cada conector es enlazado hacia el frente y hacia atrás de la máquina en el panel de soporte. Los entresijos analógicos (canales 0-15) se usarán únicamente la primera columna de conectores. Los entresijos digitales se usarán ambas columnas (canales del 0-15 en la primera columna y canales del 16-31 en la segunda columna de conectores).
- C) Monitoreo de conectores RJ45 con terminales BNC: Los conectores RJ45 de un canal en un panel RJ45 (B) hacia uno de los 4 conectores de monitoreo RJ45 (C). Los conectores mini-BNC permiten una rápida conexión de conectores hacia los dispositivos de monitoreo (tales como un osciloscopio).
- D) Monitoreo de la interfaz de la tarjeta de computadora. 2 botones incluyen “power” en la posición superior al comienzo de la tarjeta de computadora y un “reset” en la posición del botón a resetear la tarjeta de computadora. Hay 6 led indicadores:

LED	NOMBRE	DESCRIPCIÓN
<b>VERDE</b>	Alimentación	Indica que la unidad está encendida.
<b>VERDE</b>	HDD	Indica que los controles del disco duro están en operación.
<b>VERDE</b>	NIC1	Indica que el puerto de red 1 está en uso.
<b>VERDE</b>	NIC2	Indica que el puerto de red 2 está en uso.
<b>ROJO</b>	Falla de alimentación	Indica que la alimentación ha fallado.
<b>ROJO</b>	Sobrecalentado/falla del ventilador	Indica ya sea que la unidad se ha sobrecalentado o que el ventilador ha fallado.

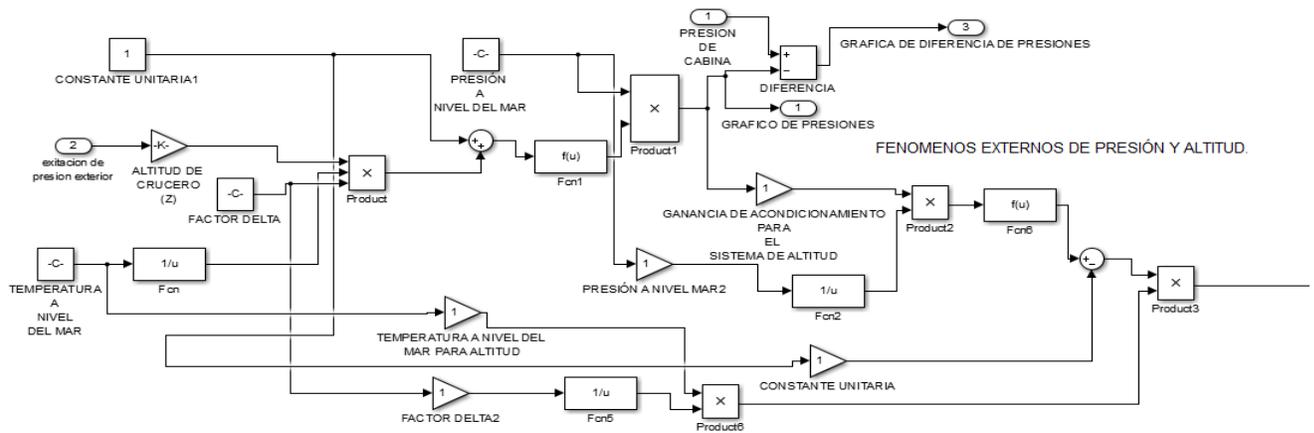
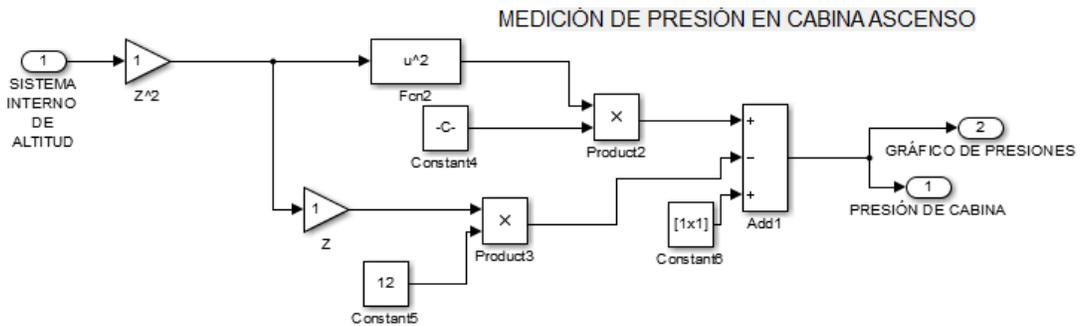
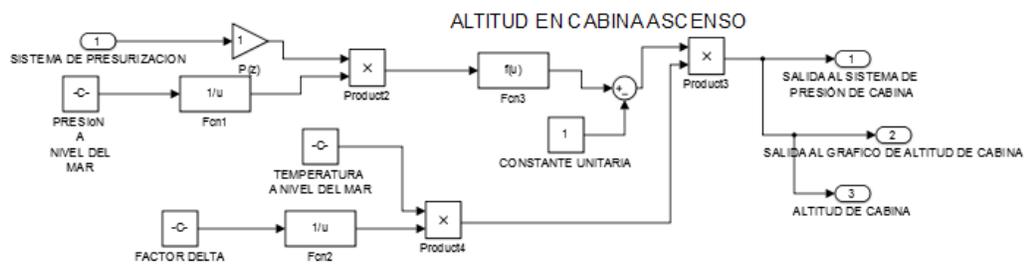
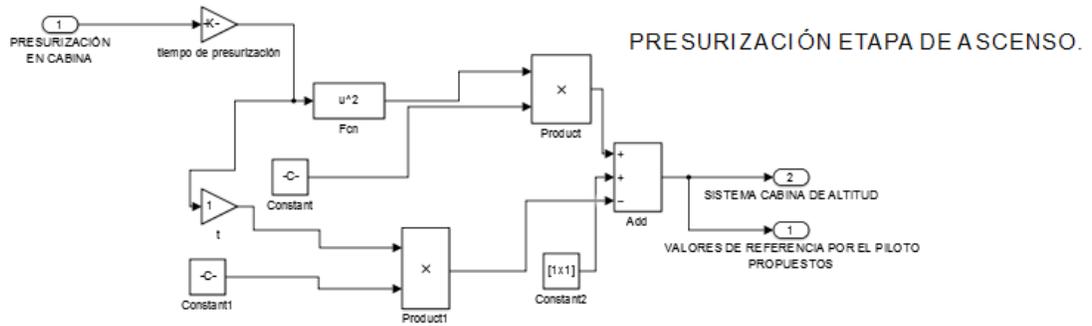
- E) Conectores de ranura opcionales PCI o PCIe (por defecto, espacios serán cubiertos por placas en blanco si no hay opción de tarjetas PCI. Sí hay tarjetas PCI instaladas, el espacio contendrá los conectores PCI).
- F) Conectores estándar de computadora (izquierda o derecha): Mouse y teclado, puertos USB, monitor, puertos de red. A pesar de que el uso de esos conectores es opcional pero no requiere el uso de OP 5600, un puerto de red es requerido para la conexión de red.

## ANEXO 2. BLOQUES UTILIZADOS EN SIMULIK PARA EL DISEÑO DEL SISTEMA.

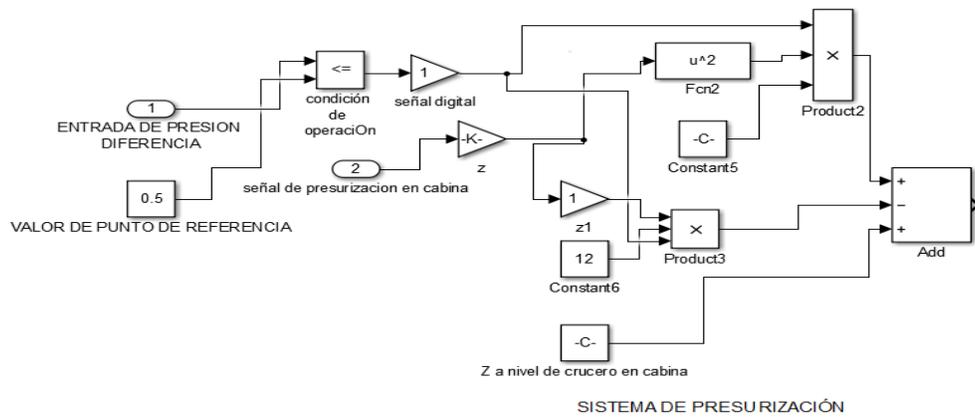
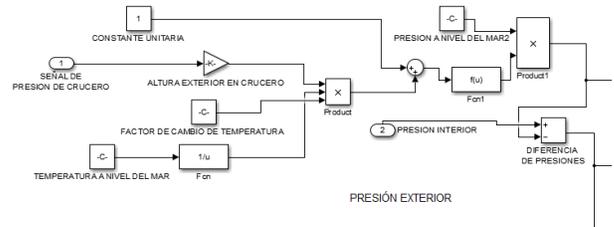
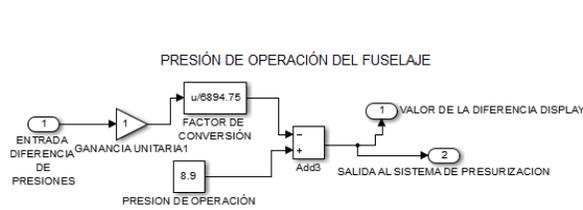
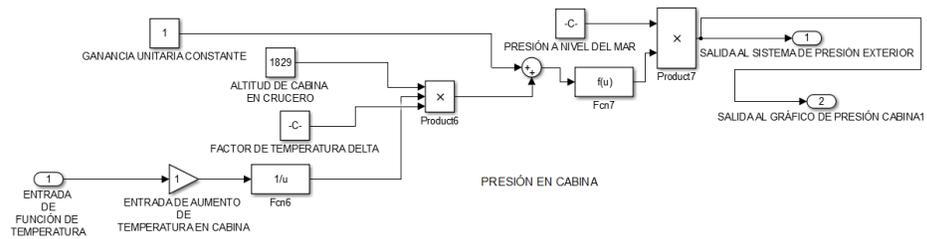
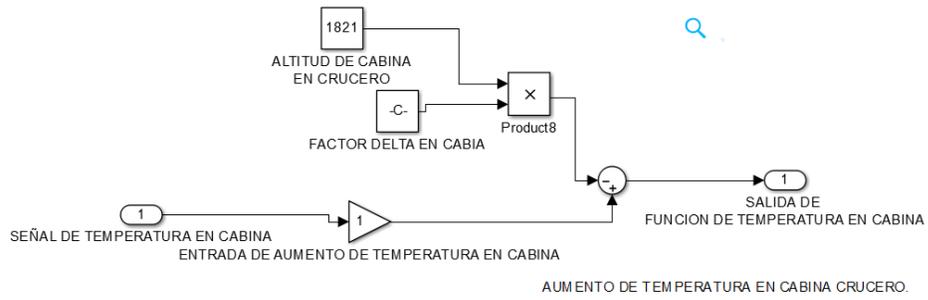
- BLOQUES DEL PROCESAMIENTO DE CÁLCULO DE LOS FENÓMENOS EN EL CIERRE DE PUERTAS.



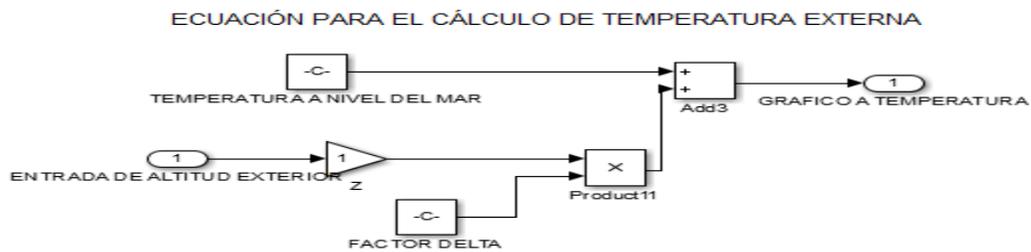
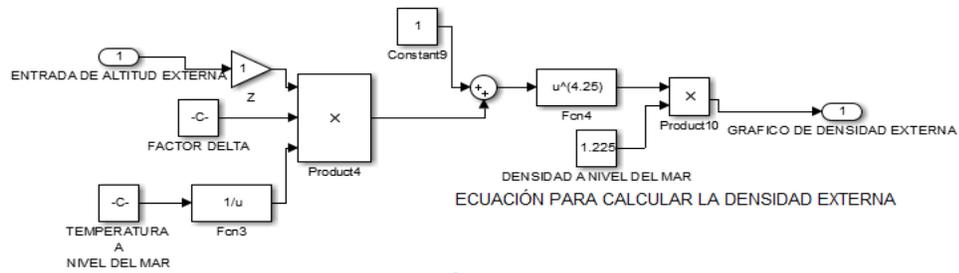
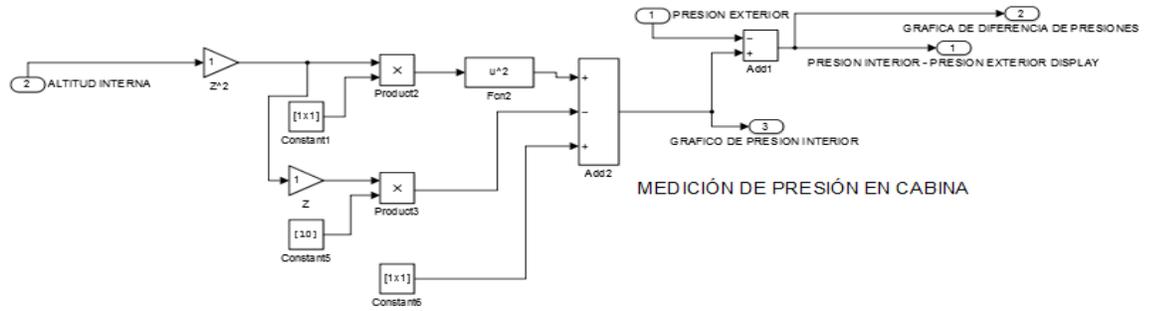
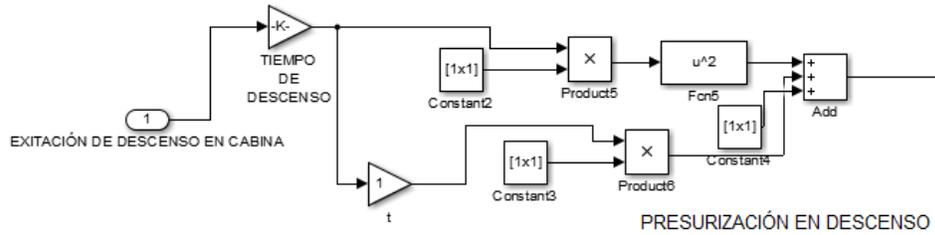
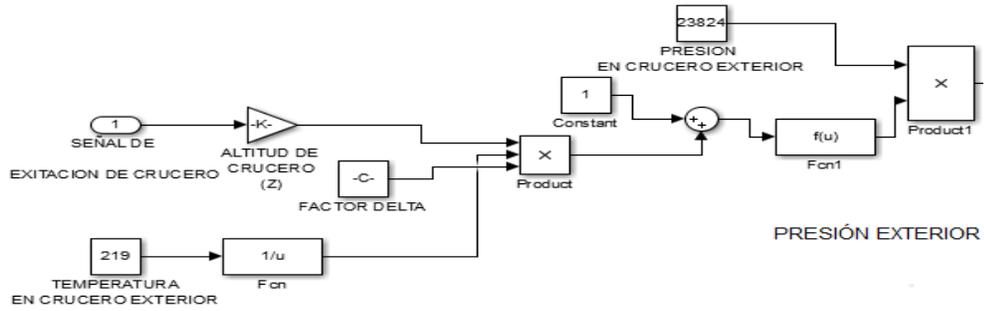
- BLOQUES DEL PROCESAMIENTO DE CÁLCULO DE LOS FENOMENOS EN ASCENSO.



- BLOQUES DEL PROCESAMIENTO DE CÁLCULO DE LOS FENOMENOS EN CRUCERO.

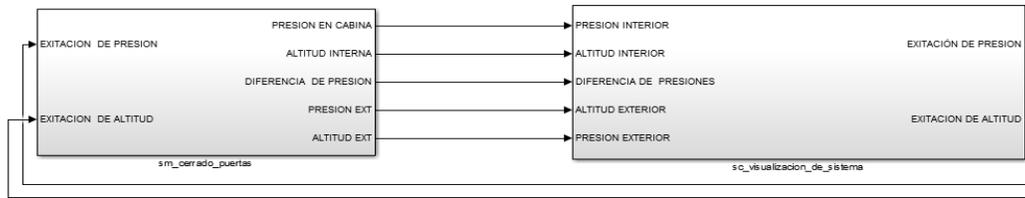


- BLOQUES DEL PROCESAMIENTO DE CÁLCULO DE LOS FENOMENOS EN ATERRIZAJE.

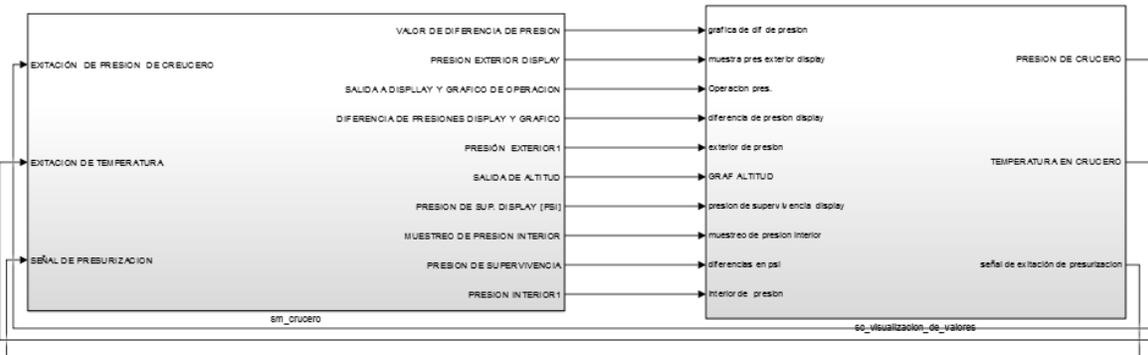
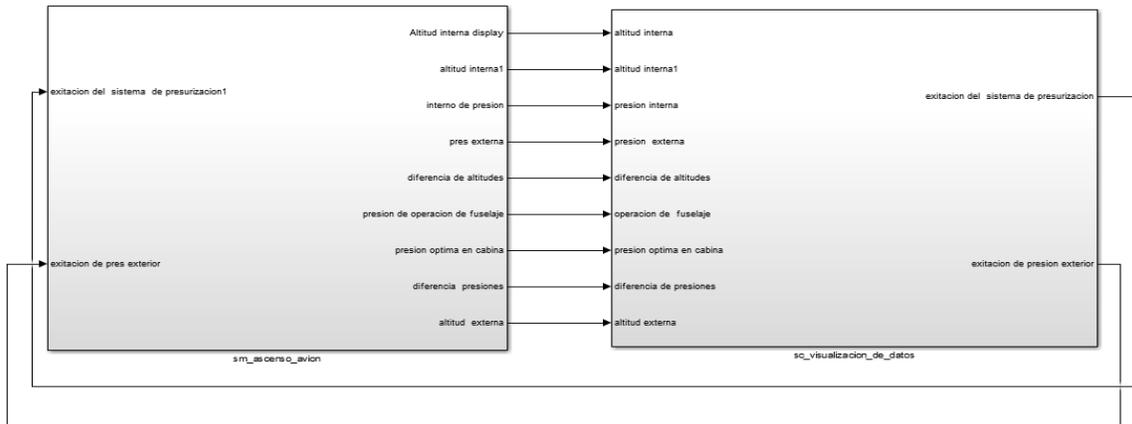


- USO DE LAS ETAPAS DEL VUELO DEL AVIÓN INDIVIDUALMENTE.

### CICLO DE CIERRE DE PUERTAS



### ASCENSO DEL AVIÓN

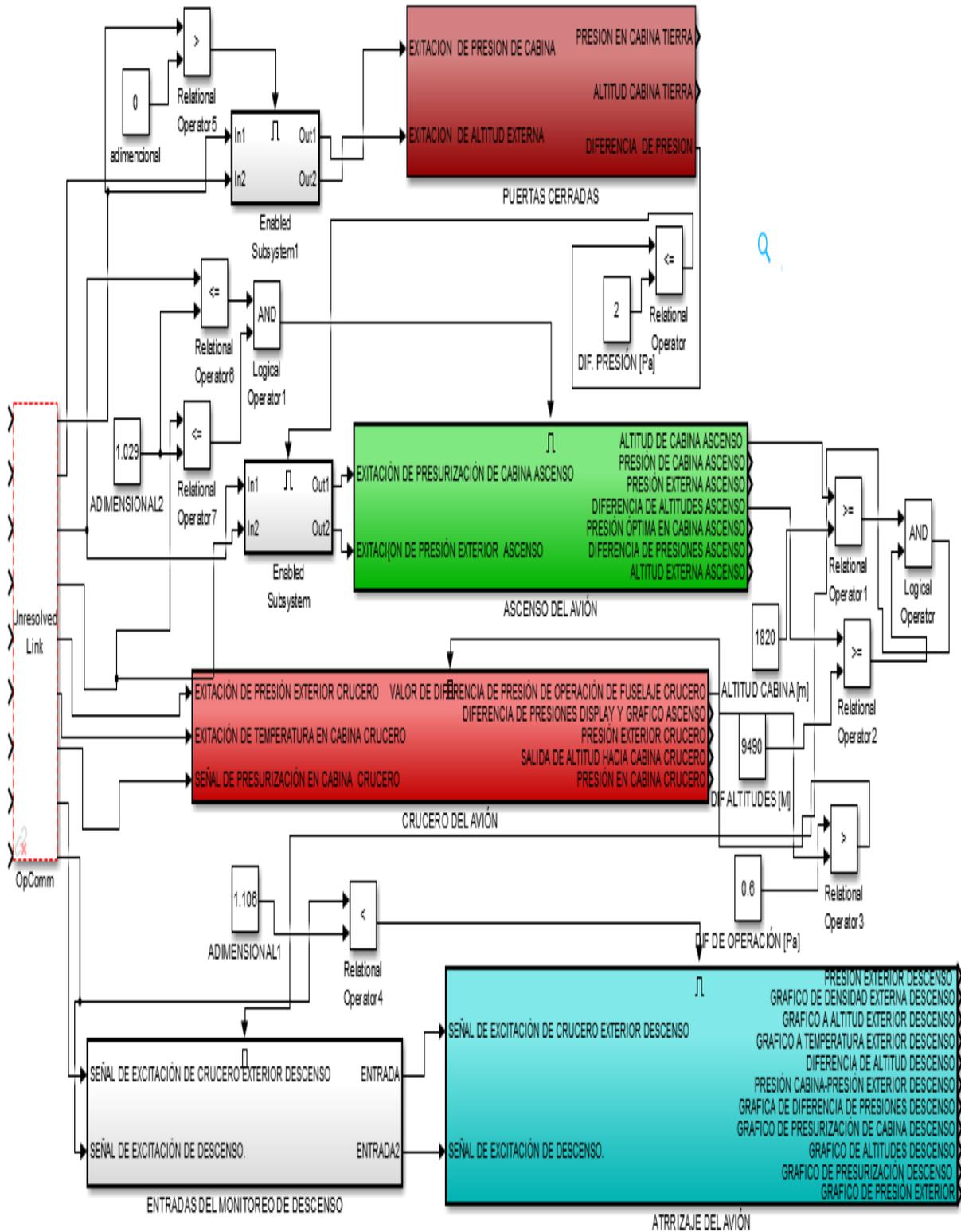


### CRUCERO DEL AVIÓN

#### ATERRIZAJE DEL AVIÓN



- USO DE LAS ETAPAS DEL VUELO DEL AVIÓN EN CONJUNTO.



### ANEXO 3. ECUACIONES Y GRÁFICOS EN MATLAB

```
%%VARIABLES DEL FENÓMENO DE PRESURIZACIÓN EN LA CABINA DE UN AVIÓN PRIMERA
% PARTE
%DEFINICIÓN DE LOS PARAMETROS UTILIZADOS PARA CALCULAR PRESIÓN, DENSIDAD Y
%TEMPERATURA
format loose
R=287; %Constante universal de los gases ideales en [m2/ (s2*K)]
L = -0.0065; % TASA DE CAMBIO DE LA TEMPERATURA CON RESPECTO A LA ALTURA
EN [K/m]
g=9.81; %Constante de la gravedad a nivel del mar en unidades de [m/s2]
P0=101325; %Presión atmosférica a nivel del mar en unidades de [Pa]
T0= 288.15; %TEMPERATURA A NIVEL DEL MAR EN UNIDADES DE [K]
D =1.225; % DENSIDAD DEL AIRE A NIVEL DEL MAR EN UNIDADES DE [Kg/m3]

%% UN AVIÓN COMERCIAL PUEDE VOLAR SOLAMENTE DENTRO DE LA TROPOSFERA ES
%% DECIR DE 0 [M] A 11000[KM]; LO QUE EQUIVALE EN PIES A 36089.24 [ft].
%% ESTO ES DEBIDO A SU ESTRUCTURA MECÁNICA Y TAMBIÉN DEBIDO A QUE SON
%% USADOS PARA TRANSPORTE DE HUMANOS.

%% En este primer segmento se comparará el cambio que existe entre la
altura
%% y los tres fenómenos de interés que son: PRESIÓN, TEMPERATURA Y
DENSIDAD.
%% Básicamente porque estos tres fenómenos son funciones de la altura; es
%% decir si la altura cambia existe un cambio significativo en los
fenómenos
%% anteriormente mencionados.

% como todos los fenómenos son dependientes de la altura, definiremos una
% variable llamada z espaciada de 25 en 25 [m] desde 0[m] hasta llegar a
11000[m]
% empezaremos con el fenómeno de la presión atmosférica para visualizar su
% cambio con respecto a la altura. Se va a poder visualizar que mientras
la
% altura aumenta, la presión disminuye de forma exponencial.
%% para realizar esta operación, se tiene la siguiente fórmula.
%%  $p(z)=P_0*(1+(z/T_0)^{-g/R})$ 
fprintf('p(z)=P0*(1+(L*z/T0)^(-g/R*L)\n\n');
z=0:25:11000; %incremento de la altura en 25[m]
a= 1+ (z*L/T0);
b= ((-g)/(R*L));
Presion=P0*a.^b;
table=[z',Presion'];
plot (z,Presion,'g');
title('PRESIÓN vs. ALTITUD');
xlabel('ALTITUD,metros');
ylabel('PRESIÓN, Pascales');
grid on

%%EL SEGUNDO FENÓMENO QUE SE PRESENTA ES LA DENSIDAD; RECORDEMOS QUE LA
%%DENSIDAD ES TAMBIÉN FUNCIÓN DE LA ALTURA, Y ESTA DISMINUYE DE FORMA
%%EXPONENCIAL.
fprintf('D(z)= D0(1+ (L*Z/T0))^{(-g/R*L)-1}\n');
z=0:25:11000;
a2=1+(z*L/T0);
b2=(-g/(R*L))-1;
```

```

Densidad=D*a2.^b2;
table2=[z',Densidad'];
plot(z,Densidad,'r');
title('DENSIDAD vs. ALTITUD');
xlabel('ALTITUD, [m]');
ylabel('DENSIDAD, [Kg/m3]');
grid on
%%POR ÚLTIMO EN ESTA PRIMERA ETAPA, SE ANALIOZA EL CAMBIO DE LA
TEMPERATURA
%%RESPECTO A LA ALTURA. SE PODRÁ VISUALIZAR QUE MIENTRAS LA ALTURA AUMENTA
%%LA TEMPERATURA DECRECE DE UNA FORMA LINEAL Y NO EXPONENCIAL COMO ERAN
LOS
%%CASOS DE LA DENSIDAD Y PRESION
fprintf('T(z)=T0+L*z \n');
z=0:25:11000;
a3=L*z;
Temperatura=a3+T0;
table3= [z', Temperatura'];
Plot (z, Temperatura,'g');
title('TEMPERATURA vs. ALTITUD');
xlabel('ALTITUD, [m]');
ylabel('TEMPERATURA, [K]');
grid on

% FUNCIONES DE ASCENSO DEL AVIÓN
%ALTITUD RESPECCTO AL TIEMPO, UTILIZANDO AL TIEMPO COMO VARIABLE
%INDEPENDIENTE.
t=0:10:730; % valores de t en segundos.
z=t.*2.54-1E-12; % ECUACIÓN QUE REPRESENTA LA VARIACIÓN DE LA ALTITUD CON
RESPECTO AL TIEMPO
plot(t,z,'r');
title('ALTITUD vs. TIEMPO');
xlabel('TIEMPO, [s]');
ylabel('ALTITUD, [m]');
grid on
table10=[t',z'];
%ECUACIÓN DE LA PRESIÓN DENTRO DE CABINA RESPECTO AL TIEMPO, UTILIZANDO AL
%TIEMPO COMO VARIABLE INDEPENDIENTE
t2=0:10:730; % valores de t2 en segundos.
p=t2.^2*0.0047-t2.*30.318+101313;% ECUACIÓN QUE REPRESENTA EL CAMBIO DE LA
PRESIÓN RESPECTO AL TIEMPO, LA PRESIÓN VIENE DADA EN PASCALES.
plot(t2,p,'g');
title('PRESION vs. TIEMPO');
xlabel('TIEMPO, [s]');
ylabel('PRESIÓN, [KPa]');
grid on
table11=[t2',p'];
%ECUACIÓN QUE REPRESENTA LA PRESIÓN RESPECTO A LA ALTITUD EN ASCENSO,
%UTILIZANDO A LA ALTITUD COMO VARIABLE INDEPENDIENTE.
Altura=z; % Valor de la altura "z" tomada de la ecuación del cambio de
altura respecto al tiempo
p2=0.0005*z.^2-z.*11.992+101321;% Ecuación que representa al cambio de
presión respecto del tiempo.
plot(z,p2,'b');
title('PRESION vs. ALTITUD');
xlabel('ALTITUD, [m]');
ylabel('PRESIÓN, [KPa]');
grid on

```

```

table12=[z',p2'];
%ECUACIÓN PARA SACAR LA TEMPERATURA A PARTIR DEL TIEMPO DE ASCENSO.
t3=0:10:730;
Tem=t3.*(-0.0165)+288.15;
plot(t3,Tem,'k');
title('TEMPERATURA vs. TIEMPO');
xlabel('TIEMPO, [s]');
ylabel('TEMPERATURA, [K]');
grid on
table13=[t3',Tem'];
%ECUACIÓN DE LA TEMPERATURA RESPECTO A LA ALTITUD
Tem2=z.*(-0.0065)+288.15; % Cambio de temperatura respecto a la añitud
plot(z,Tem2,'b');
title('TEMPERATURA vs. ALTITUD');
xlabel('ALTITUD, [m]');
ylabel('TEMPERATURA, [K]');
grid on
table14=[z',Tem2'];
%ECUACIÓN DE LA DENSIDAD TOMANDO COMO VARIABLE INDEPENDIENTE, AL TIEMPO DE
%ASCENSO
t4=0:10:730;
Dens1=(2E-17*t4.^4)-(1E-12*t4.^3)+(3E-08*t4.^2)-(t4.*0.0003)+1.225;
plot(t4,Dens1,'r');
title('DENSIDAD vs. TIEMPO');
xlabel('TIEMPO[s]');
ylabel('DENSIDAD, [Kg/m3]');
grid on
table15=[t4',Dens1'];

%ECUACIÓN DE LA DENSIDAD RESPECTO A LA ALTITUD.
D21=(-7E-14*z.^3)+(4E-09*z.^2)-(z.*0.0001)+1.225; %Cambio de densidad
respecto a la altura.
plot(z,D21,'r');
title('DENSIDAD vs. ALTITUD');
xlabel('ALTITUD[m]');
ylabel('DENSIDAD, [Kg/m3]');
grid on
table16=[z',D21'];
%%FUNCIONES DE DESCENSO
%ECUCIÓN DE LA ALTITUD RESPECTO AL TIEMPO DE DESCENSO
ti1=0:10:1200;
z2=(7E-18*ti1.^2)-ti1.*1.524;
plot(ti1,z2,'b');
title('ALTITUD vs TIEMPO DE DESCENSO');
xlabel('TIEMPO[s]');
ylabel('ALTITUD, [m]');
grid on
table17=[ti1',z2'];
%ECUACIÓN DE LA PRESIÓN, RESPECTO AL TIEMPIO DE ATERRIZAJE
ti2=0:10:1200;
p_2=(0.002*ti2.^2)+ti2.*15.162+81205;
plot(ti2,p_2,'b');
title('PRESION DE DESCENSO vs. TIEMPO');
xlabel('TIEMPO[s]');
ylabel('PRESION DE DESCENSO, [Pa]');
grid on
table18=[ti2',p_2'];

```

```

%ECUACIÓN DE LA PRESIÓN, UTILIZANDO A LA ALTITUD COMO VARIABLE
INDEPEDIENTE
p_3=(0.00009*z2.^2)-z2.*9.9488+81205;
plot(z2,p_3,'b');
title('PRESION DE DESCENSO vs. ALTITUD');
xlabel('ALTITUD[m]');
ylabel('PRECION DE DESCENSO, [Pa]');
grid on
table19=[z2',p_3'];

%ECUACIÓN DE LA DENSIDAD RESPECTO AL TIEMPO DE ATERRIZAJE DEL AVIÓN
ti3=0:10:1200;
D_3=(2E-08*ti3.^2)-ti3*0.0001+1.2249;
plot(ti3,D_3,'b');
title('DENSIDAD DE DESCENSO vs. TIEMPO');
ylabel('DENSIDAD[Kg/m3]');
xlabel('TIEMPO, [s]');
grid on
table20=[ti3',D_3'];

%ECUACIÓN DE LA DENSIDAD UTILIZANDO A LA ALTITUD DE ATERRIZAJE.
D_4=(1E-08*z2.^2)-z2.*0.0002+1.2249;
plot(z2,D_4,'b');
title('DENSIDAD DE DESCENSO vs. ALTITUD');
ylabel('DENSIDAD[Kg/m3]');
xlabel('ALTITUD, [m]');
grid on
table21=[z2',D_4'];

%ECUACIÓN DE LA TEMPERATURA %%VARIABLES DEL FENÓMENO DE PRESURIZACIÓN EN
LA CABINA DE UN AVIÓN PRIMERA
% PARTE
%DEFINICIÓN DE LOS PARAMETROS UTILIZADOS PARA CALCULAR PRESIÓN, DENSIDAD Y
%TEMPERATURA
format loose
R=287; %Constante universal de los gases ideales en [m2/(s2*K)]
L = -0.0065;% TASA DE CAMBIO DE LA TEMPERATURA CON RESPECTO A LA ALTURA EN
[K/m]
g=9.81; %Constante de la gravedad a nivel del mar en unidades de [m/s2]
P0=101325; %Presión atmosférica a nivel del mar en unidades de [Pa]
T0= 288.15; %TEMPERATURA A NIVEL DEL MAR EN UNIDADES DE [K]
D =1.225; % DENSIDAD DEL AIRE A NIVEL DEL MAR EN UNIDADES DE [Kg/m3]

```