

# Análisis termo-fluido con Flowmaster® del sistema de combustible de una aeronave bimotor

Guillermo A. Robiglio<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Oficina de Certificación y Aeronavegabilidad, Fábrica Argentina de Aviones "Brig. San Martín" S.A., Córdoba, Argentina

Fecha de recepción del manuscrito: 01/02/2019

Fecha de aceptación del manuscrito: 28/06/2019

Fecha de publicación: 15/07/2019

**Resumen**—El análisis termo-fluido es la simulación de fluidos fluyendo a través de un sistema de tuberías para obtener predicciones de valores de caída de presión, caudal y temperatura. Flowmaster V7 es una herramienta de simulación CFD de flujo interno unidimensional que permite realizar esta clase de análisis. El uso de esta herramienta para el diseño de los sistemas de combustible de las aeronaves reviste gran importancia ya que tales sistemas deben estar contruidos y dispuestos para asegurar un caudal y presión definidos para que los motores funcionen correctamente ante cualquier condición de operación probable. El trabajo que aquí se presenta consiste en la simulación, mediante el software para análisis termo-fluido Flowmaster V7, de un sistema de combustible de una aeronave bimotor con certificación FAR 23 en la que se estudia, por medio de un análisis estacionario paramétrico el comportamiento del sistema en todas las condiciones de operación posible; básicamente se estudia la presión de alimentación de los motores en casos de alimentación normal con g positivas y con g negativas. Finalmente se verifica el modelo con datos obtenidos de ensayos en tierra.

**Palabras clave**—Flowmaster, análisis termo-fluido, sistema de combustible, presión, temperatura, caudal.

**Abstract**— The thermo-fluid analysis is the simulation of fluids flowing through a pipe system to obtain predictions of pressure drop, flow and temperature values. Flowmaster V7 is a one-dimensional internal flow CFD simulation tool that allows this type of analysis to be performed. The use of this tool for the design of aircraft fuel systems is of great importance since such systems must be constructed and arranged to ensure a defined flow and pressure for the engines to function properly under any likely operating conditions. The work presented here consists of the simulation, using the software for thermo-fluid analysis Flowmaster V7, of a fuel system of a twin-engine aircraft with FAR 23 certification in which is studied, by means of a parametric steady-state analysis, the behavior of the system in all the possible operating conditions; basically, the feeding pressure of the engines is studied in the cases of normal feeding with positive and negative g's. Finally the model is verified with data acquired from ground tests.

**Keywords**— Flowmaster, thermo-fluid analysis, fuel system, pressure, temperature, flow.

## INTRODUCCIÓN

El análisis termo-fluido a nivel sistema ha estado sirviendo a una gama de industrias durante más de 30 años. Ha permitido y continúa permitiendo el diseño seguro y eficiente de sistemas de fluidos que varían ampliamente en escala, tipo de fluido y aplicación de ingeniería. Este tipo de simulación se denomina con frecuencia, aunque erróneamente, "CFD 1D del sistema".

### ¿Qué es el análisis termo-fluido a nivel sistema?

Es la simulación de fluidos fluyendo a través de un sistema de tuberías para obtener predicciones de valores de caída de presión, caudal y temperatura (Mentor Graphics, 2014).

### ¿Por qué es importante?

En todos los proyectos, los riesgos siempre son una preocupación, usualmente, mientras el proyecto progresa, los riesgos asociados al proyecto tienden a decrecer. Uno de los principales factores que contribuyen a esto es el incremento de la información que naturalmente se da mientras el proyecto madura. Ganando conocimiento en etapas tempranas del proyecto, es posible bajar los riesgos asociados a la falta de información. Este concepto se ilustra de modo cualitativo en la Fig. 1.

Aquí es donde un análisis termo-fluido a nivel sistema puede agregar valor significativo al proceso; permitiendo investigar un creciente número de prototipos virtuales durante las etapas de mayor riesgo del proyecto, antes de que puedan construirse modelos físicos. Las inversiones tempranas en construcción de modelos termo-fluidos virtuales aportan un valor significativo permitiendo

Dirección de contacto:

Guillermo A. Robiglio, Av. Fuerza Aérea Argentina 5500, X5010JMN, Córdoba, Argentina, Tel. 0351-4668700 interno 2710, robiglio@fadeasa.com.ar

disminuir esfuerzo más tarde en el diseño de modelos físicos. Como los ensayos físicos son muy caros y demandan mucho tiempo, estos tendrán lugar en etapas más avanzadas del proyecto, cuando los riesgos estén más acotados; mientras tanto los prototipos virtuales habrán permitido analizar mayores variantes en un menor lapso de tiempo.

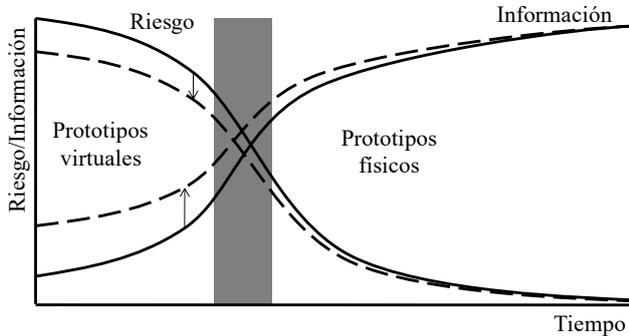


Fig. 1: Disminución de riesgo en un proyecto debido al incremento de información en etapas tempranas del mismo.

## HERRAMIENTA PARA ANÁLISIS TERMO-FLUIDO

El software utilizado para la solución de los casos de estudio planteados en este trabajo es Flowmaster V7 Aerospace (FM V7.9.2.3 Build 2), denominado en adelante Flowmaster®. Cabe aclarar que este software ha evolucionado y en la actualidad recibe el nombre de FloMASTER V9.2.

Flowmaster® permite:

- Simular sistemas complejos de flujo de fluidos compresibles e incompresibles con intercambio de calor a nivel de sistemas.
- Entender el comportamiento de las presiones, temperaturas y flujos en sistemas complejos de fluidos durante todo el proceso de diseño y desarrollo del proyecto.
- El acceso a datos de performance de componentes de un sistema (bombas, válvulas, tuberías, codos, tanques, transiciones, orificios, intercambiadores de calor, fluidos, etc.).
- Personalizar componentes definiendo sus performances a través de CFD 3D o ensayos en bancos.

El uso de Flowmaster® consiste en ocho pasos principales según se ilustra en Fig. 2 (Mentor Graphics, 2013).

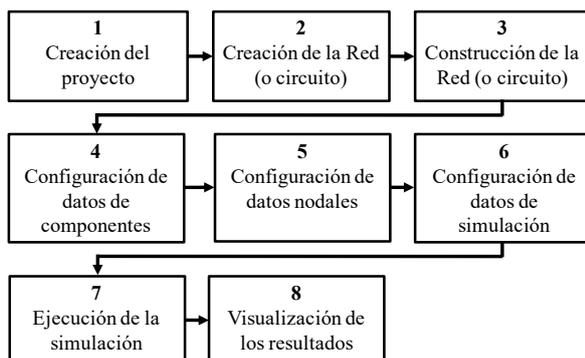


Fig. 2: Ocho pasos principales para la construcción de un modelo en Flowmaster®.

En la Fig. 3 se identifican algunos los elementos relacionados con los pasos ilustrados en la Fig. 2.

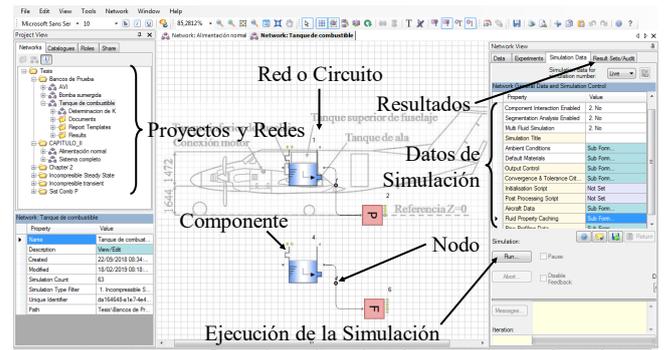


Fig. 3: Interfaz del usuario gráfica (GUI) de Flowmaster®.

## CASO DE ESTUDIO

Corresponde a un avión biturbohélice de ala baja con tren triciclo (Fig. 4) con las siguientes características principales:

- Envergadura: 14.50 m.
- Longitud: 14.25 m.
- Altura: 5.36 m.
- Peso máximo de despegue: 6800 Kg.
- Peso máximo de aterrizaje: 5500 Kg.

En adelante, a la aeronave caso de estudio de este trabajo se la denominará: *aeronave en estudio*.

La necesidad del análisis termo-fluido del sistema de combustible de la aeronave en estudio surge tras una modificación mayor (aquellas que tienen un efecto considerable sobre el peso, balanceo, resistencia estructural, confiabilidad, características operativas u otras características que afectan la aeronavegabilidad del producto) que consiste en el reemplazo de sus motores por cuestiones de obsolescencia.

El motor que equipa a la aeronave está caracterizado por una potencia nominal de 950 SHP y consumo específico de 0.578 lb/hp/hr.

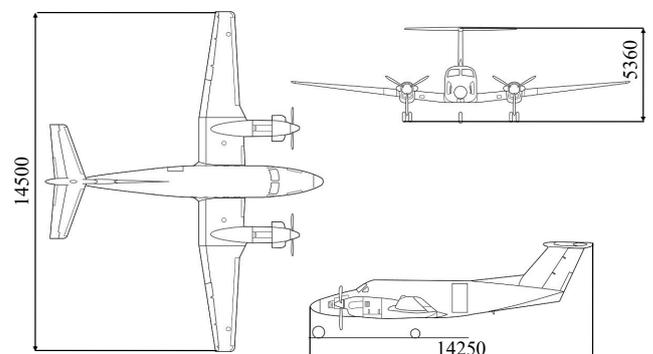


Fig. 4: Tres vistas de la aeronave caso de estudio de este trabajo.

## Problema a resolver

El problema que se debe resolver consiste en verificar que el sistema de combustible de la aeronave, adaptado a la

planta de potencia que se incorpora, cumple con los *requerimientos* establecidos y las *regulaciones* aplicables.

### Requerimientos

La aeronave debe mantener las performances originales definidas en el Manual de Vuelo en términos de las siguientes limitaciones:

- Velocidad máxima de operación: 360 KIAS.
- Número de Mach máximo de operación: 0.63.
- Factor de carga: +5.67 g / -2.33 g.
- Máxima altitud operativa: 30000 ft.
- Tiempo máximo de vuelo invertido: 60 s (limitación del motor).
- Temperatura ambiente máxima para arrancar: 45°C.
- Temperatura ambiente mínima para arrancar: -18°C.

### Regulaciones

Ningún diseño de aeronave, motor de aeronave, hélice o equipamiento de aeronave puede ser llevado a la práctica a menos que cumpla con ciertos estándares de aeronavegabilidad. Estos estándares de aeronavegabilidad están definidos según el vehículo volador en cuestión.

El cumplimiento de un diseño de los estándares aplicables es certificado por una autoridad aeronáutica (o Administrador) que en el caso de Argentina es la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC).

El marco regulatorio aplicable a nuestro caso de estudio, en virtud de lo que declara su sección 23.2005 *Certification of normal category airplanes*, es el Título 14 del Código de Regulaciones Federales de los Estados Unidos, Parte 23 - AIRWORTHINESS STANDARDS: NORMAL CATEGORY AIRPLANES, denominado en forma resumida como FAR 23. Dicho estándar es aceptado por la ANAC para la certificación de productos.

### Generalidades sobre sistemas de combustible

Toda aeronave motorizada requiere de combustible a bordo para operar los motores. Un sistema de combustible que consiste de tanques de almacenamiento, bombas, filtros, válvulas, tuberías, dispositivos reguladores y para monitoreo, debe proveer un flujo ininterrumpido de combustible no contaminado independientemente de la actitud de la aeronave (Federal Aviation Administration, 2012).

La regulación definida como aplicable para este caso de estudio establece lo siguiente:

#### §23.2430 Fuel systems

(a) Each fuel system must—

...

(3) Provide the fuel necessary to ensure each powerplant and auxiliary power unit functions properly in all likely operating conditions;

En virtud de este requerimiento el sistema de combustible debe estar construido y dispuesto para asegurar flujo de combustible a un caudal y presión definidos para que el motor funcione correctamente ante cualquier condición de

operación probable (Federal Aviation Administration, 2012, págs. 14-2).

### Análisis termo-fluido del sistema de combustible

Los datos de entrada de todo proyecto están definidos por los *requerimientos* y las *regulaciones*.

En nuestro caso de estudio los *requerimientos* se definen en los siguientes términos: "La aeronave debe mantener las performances originales después de aplicada la modificación consistente en el cambio de planta motriz"; mientras que las *regulaciones* aplicables establecen que, para todas las condiciones de operación probables, "la planta de potencia debe funcionar apropiadamente". Las condiciones de operación probables son aquellas permitidas según lo establecido en el Manual de Vuelo de la aeronave.

El análisis del sistema de combustible consiste en investigar el flujo dentro del mismo, para todas las condiciones de operación probables, las cuales serán simuladas en el prototipo virtual.

El funcionamiento apropiado de la planta de potencia se garantizará siempre que se cumpla con los valores de presión admisibles a la entrada del motor definidos por el fabricante del mismo. Estos valores admisibles de presión se exponen en la Tabla 1.

TABLA 1: VALORES DE PRESIÓN DE COMBUSTIBLE ADMISIBLES A LA ENTRADA DEL MOTOR DE LA AERONAVE EN ESTUDIO.

Condición	Presión admisible
Operación normal	<ul style="list-style-type: none"> <li>• No debe ser menor a 5 psi por encima de la tensión de vapor verdadera del combustible.</li> <li>• No debe exceder los 50 psig, incluyendo transitorios y condición de corte.</li> </ul>
Emergencia	<p>Con las bombas de la aeronave inoperativas, la presión a la entrada del motor no debe ser tal que la relación vapor/líquido no exceda:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 0.1 para operación continua.</li> <li>• 0.3 durante más de 10 horas después de una recorrida general de la bomba del motor.</li> </ul>

### Pérdida de carga

Esta es la razón por la cual el combustible que consume el motor, tras ser tomado de los tanques de almacenamiento e impulsado por las bombas al sistema, podría llegar a la planta de potencia con presión insuficiente, constituyendo esto un riesgo para la operación de la aeronave.

La pérdida de carga, generalmente expresada en términos de energía por unidad de peso del fluido circulante (medidas de longitud) puede dividirse en pérdidas mayores o pérdidas menores (Fox et al., 2004).

Las pérdidas de carga mayores se deben a los efectos de fricción en flujos completamente desarrollados en tubos de área constante. La expresión válida para flujo turbulento ( $Re > 4000$ , caso de todos los sistemas de una aeronave) que permite calcular este tipo de pérdidas de carga se encuentra en la ecuación (1).

$$H_l = f \frac{L \bar{V}^2}{D 2g} \quad (1)$$

Donde:

$f$  = factor de fricción según aproximación de Colebrook-White (ecuación (2)).

$L$  = longitud del tubo.

$D$  = diámetro interno del tubo.

$\bar{V}$  = velocidad media del fluido en el tubo.

$g$  = aceleración de la gravedad.

$$f = \frac{0.25}{\left[ \log \left( \frac{e}{3.7D} + \frac{5.74}{Re^{0.9}} \right) \right]^2} \quad (2)$$

Donde:

$e$  = rugosidad absoluta.

$Re$  = número de Reynolds.

Las pérdidas de carga menores resultan de entradas, acoples, cambios de área, etc. La expresión para estimar este tipo de pérdidas es la de la ecuación (3).

$$H_{lm} = K \frac{\bar{V}^2}{2g} \quad (3)$$

Donde:

$K$  = coeficiente de pérdida que se determina para cada situación.

El estudio de pérdida de carga, que se realiza mediante simulaciones estacionarias, es el más importante para un sistema de combustible, ya que el caudal demandado para el tipo de operación, proveniente de los tanques y que atraviesa una serie de componentes, debe ingresar a los motores con un valor de presión dentro del rango establecido por las limitaciones de la Tabla 1. Los componentes del sistema de combustible deben ser tenidos en cuenta con el mayor grado de detalle posible a los fines de obtener resultados que se aproximen a la realidad.

Adicionalmente a lo antes dicho, la pérdida de carga, básicamente, tiene lugar debido a dos efectos: el primero es debido a la fricción del fluido contra las paredes de la tubería; el segundo es debido al flujo secundario que tiene lugar cuando el flujo es perturbado por la presencia de elementos que introducen componentes de velocidad normales a las del flujo principal. Cuando la pérdida de carga es medida en laboratorio, ésta se realiza para condiciones de flujo completamente desarrollado, con las componentes de velocidad normales a las del flujo principal nulas aguas arriba del componente. Como en los sistemas de una aeronave, la proximidad entre los componentes no permite el restablecimiento del flujo a completamente desarrollado (50 a 60 diámetros aguas abajo del componente), la pérdida de carga real en cada componente no coincide con la estimada en laboratorio.

Flowmaster® posee una importante base de datos de performances que permite calcular las pérdidas de carga mayores y menores, incluso teniendo en cuenta la interacción entre los componentes debido a la proximidad que existe entre los mismos.

En aquellos casos en que no se dispone de la información necesaria para la estimación de pérdida de carga, la misma se obtiene mediante ensayos en banco.

## Cavitación

Así se llama al fenómeno que se pretende evitar al requerir valores de presión por encima de cierto umbral mínimo a la entrada del motor.

Se define en el glosario del Aviation Maintenance Technician Handbook Airframe, Vol. 2 (Federal Aviation Administration, 2012, págs. G-7) como una condición que existe en una bomba hidráulica cuando no hay suficiente presión en el depósito para forzar el fluido hacia el interior de la bomba, de modo que la bomba toma aire en lugar de líquido.

La cavitación es un proceso en el cual la combinación de grandes altitudes, temperatura del combustible relativamente alta y grandes demandas del motor produce una serie de circunstancias donde el combustible tiende a vaporizarse. La vaporización es el resultado de la combinación de baja tensión de vapor del combustible y alta temperatura. El efecto es una reducción drástica de combustible hacia el motor que podría causar el apagado del mismo (flame-out) al mismo tiempo que su aireación (tal como podría suceder en caso de que se tenga aire en el combustible) (Moir y Seabridge, 2001).

La cavitación es susceptible de que suceda cuando la aeronave asciende hasta la máxima altitud de operación, a la máxima velocidad de ascenso posible, después de que la aeronave estuvo en tierra durante una jornada en la que el clima se caracteriza por temperatura ambiente elevada.

## Descripción del sistema de combustible

En la Fig. 5 se encuentra un esquema del sistema de combustible de la aeronave en estudio en sus tres configuraciones posibles: (a) Alimentación normal, donde cada tanque de combustible, izquierdo y derecho, alimenta el motor correspondiente. (b) Alimentación cruzada, donde ambos tanques de combustible alimentan ambos motores. Esta configuración es utilizada también en caso de emergencia, ante la pérdida de un tanque de combustible, en cuyo caso la alimentación de ambos motores proviene del tanque de combustible operativo. (c) Condición de emergencia correspondiente a la pérdida de un motor, siendo el único motor operativo alimentado desde ambos tanques de combustible.

Lo que define la configuración del sistema es la llave de tres vías (5), que admite las tres posiciones mostradas en la Fig. 5: (a) Ambas llaves de tres vías abiertas. (b) Ambas llaves de tres vías en alimentación cruzada. (c) Una llave de tres vías en alimentación cruzada y la otra cerrada.

## Descripción de componentes

Basado en la Fig. 5, los componentes que integran el sistema de combustible son:

- (1) Tanque de fuselaje: capacidad 390 litros cada uno.
- (2) Tanque de ala: capacidad 250 litros cada uno.
- (3) Bomba reforzadora sumergida en el interior del tanque de ala.
- (4) Válvula no retorno. Impide el flujo de combustible hacia el tanque en caso de avería del mismo cuando el sistema está configurado en alimentación cruzada (b).
- (5) Llave de tres vías. Admite tres posiciones posibles: abierta, cruzada y cerrada.

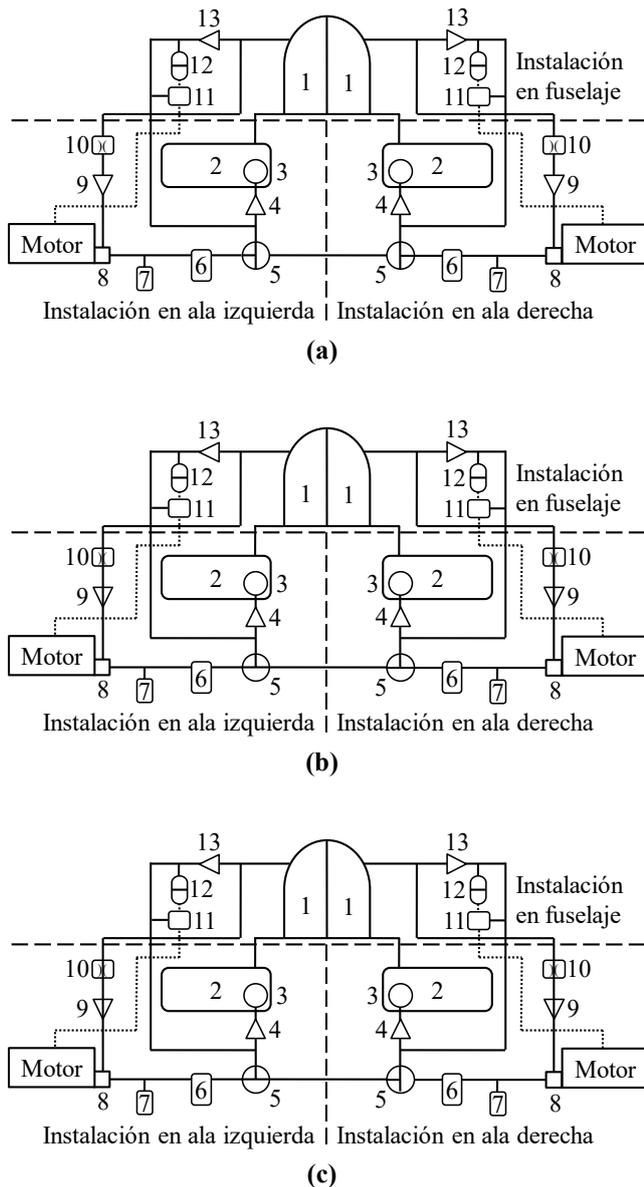


Fig. 5: Esquema del sistema de combustible. (a) Operación normal. (b) Operación normal/emergencia con alimentación cruzada. (c) Operación de emergencia con pérdida de un motor.

(6) Filtro de combustible.

(7) Interruptor de presión. Censa la presión aguas arriba del puerto de entrada al motor, si la presión es menor a 0.012 psig envía una señal de alarma a la tripulación.

(8) Unidad de control de combustible (FCU). Administra el combustible que ingresa a la cámara de combustión del motor.

(9) Válvula no retorno. Esta válvula se encuentra en una línea de venteo que conecta la FCU con el tanque de combustible de fuselaje. El propósito de la conexión es eliminar, en la fase de arranque del motor, vapores que pudieran haberse acumulado en el sistema. La válvula no retorno impide el flujo inverso hacia la FCU.

(10) Restrictor. Orificio de 0.5 mm que restringe el combustible que circula hacia el tanque a través de esta línea de venteo.

(11) Válvula de vuelo invertido. Censa la presión del sistema de combustible en el conducto de retorno al tanque. Si la presión cae por debajo de los 20 psig, permite la entrada

de aire al acumulador de vuelo invertido para que este provea combustible al motor.

(12) Acumulador de vuelo invertido (AVI). Es un reservorio que contiene 8 litros de combustible para ser utilizados en caso de vuelo invertido, operaciones con g negativas o falla de la bomba reforzadora (3).

(13) Válvula no retorno. Su presión de apertura es tal que permite que el sistema de combustible se encuentre presurizado durante la operación normal e impide flujo de combustible desde el acumulador de vuelo invertido hacia el tanque.

## MODELO COMPUTACIONAL

Una imagen del modelo computacional realizado en Flowmaster®, conocido también como prototipo virtual, se encuentra en la Fig. 6. El mismo se construyó siguiendo los pasos descritos en la Fig. 2, detallados a continuación.

### Proyecto

Los proyectos se organizan en forma jerárquica dentro del panel *Project View* de la Interfaz del Usuario Gráfica (GUI) de Flowmaster® (ver Fig. 3). Existe un proyecto de nivel máximo, bajo el cual se encuentran los demás proyectos. Los proyectos contienen a las redes o circuitos. Toda la información que se utiliza en un modelo virtual se encuentra dentro del proyecto.

### Redes o circuitos

Las redes o circuitos se encuentran ordenados en forma jerárquica en el panel *Project View* de la GUI de Flowmaster®.

Para el caso en estudio se crearon 5 redes o circuitos:

- Sistema completo (Fig. 6): Tiene correspondencia con los esquemas de la Fig. 5, utilizado para el análisis del sistema completo mediante simulaciones estacionarias o inestacionarias.
- Alimentación normal (Fig. 7): Modelo que comprende al circuito desde un tanque hacia el motor correspondiente; se utiliza para el análisis estacionario de pérdida de carga para el caso de alimentación normal.
- Alimentación AVI (Fig. 8): Modelo que corresponde al circuito desde un AVI hacia el motor correspondiente; se utiliza para el análisis estacionario de pérdida de carga para el caso en que el AVI provea combustible al motor.
- Alimentación cruzada 1 (Fig. 9): Para el análisis estacionario de un tanque proveyendo combustible a ambos motores.
- Alimentación cruzada 2 (Fig. 10): Para el análisis estacionario de ambos tanques proveyendo combustible a un motor.

### Componentes

Cada componente de Flowmaster® es una representación matemática de un componente real que forma parte de la aeronave. Los componentes seleccionados se conectan unos a otros por medio de nodos que conforman una red, tal red es el modelo computacional del sistema termo-fluido. Una vez

que el modelo ha sido configurado, y las condiciones generales del sistema han sido definidas, es posible ejecutar la simulación e interpretar los resultados.

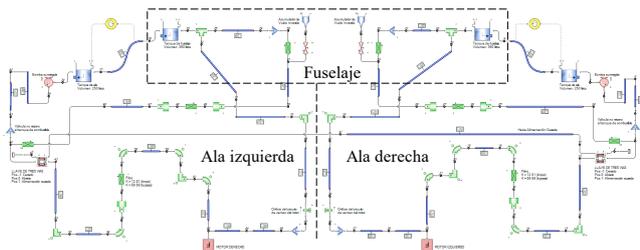


Fig. 6: Modelo Flowmaster® del sistema de combustible.

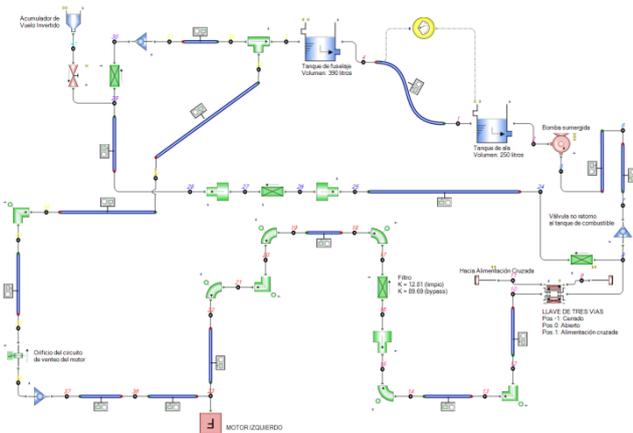


Fig. 7: Modelo para estudio de pérdida de carga durante alimentación normal.

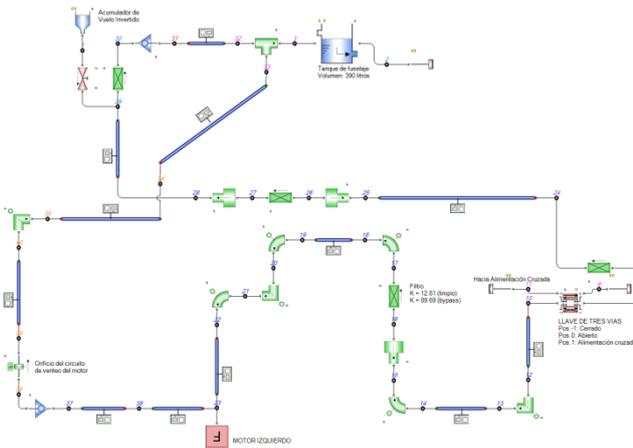


Fig. 8: Modelo para estudio de pérdida de carga durante alimentación desde el AVI.

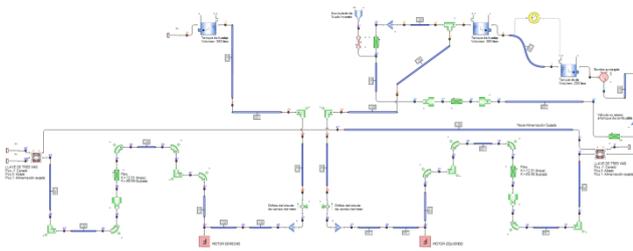


Fig. 9: Modelo para estudio de pérdida de carga durante alimentación desde un tanque hacia ambos motores.

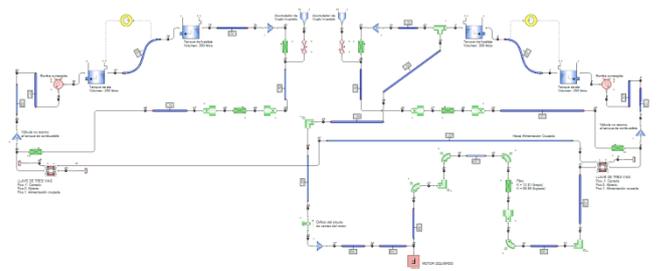


Fig. 10: Modelo para estudio de pérdida de carga durante alimentación desde ambos tanques hacia un solo motor.

Siempre se comienza produciendo un modelo simple del sistema y luego se progresa en etapas hasta llegar al modelo detallado y preciso del sistema completo.

Para configurar los datos de componentes correctamente se utilizan redes simples dentro de un proyecto llamado *Bancos de Prueba* donde se simula el comportamiento del componente y se comparan los resultados con aquellos obtenidos de cálculos auxiliares utilizando las ecuaciones que definen el modelo matemático del componente. En el Apéndice se dan los detalles de los datos de cada componente utilizado en modelo de las Fig. 6 a 10.

**Datos nodales**

Los datos nodales proveen información de la geometría tridimensional del sistema, basado en el sistema de referencia de avión, la cual es utilizada para calcular los efectos inerciales sobre el fluido; asimismo, contienen información de tensión de vapor del fluido, útil para predecir efectos de cavitación.

Un dato de fundamental importancia que debe ser suministrado al nodo, es su nivel o cota respecto de una referencia. En la Fig. 11 el nivel del nodo corresponde a las variables  $z_1$  y  $z_2$ .

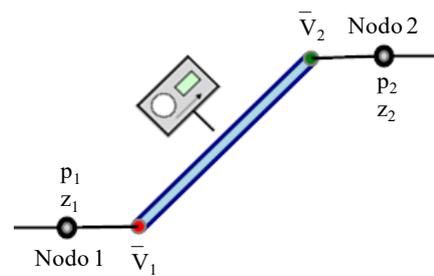


Fig. 11: Modelo de tubería en Flowmaster junto a dos nodos que configuran la condición de contorno para el cálculo del flujo a través de la misma.

Los valores  $z_1$  y  $z_2$  se utilizan en la ecuación (4) para calcular la diferencia de presión entre dos puntos cualquiera de un sistema de tuberías, en que la pérdida de carga total  $H_{IT} = H_l + H_{lm}$  (suma de la pérdidas de carga mayores y menores) se determina mediante las ecuaciones (1) y (3) respectivamente (Fox et al., 2004).

$$\left( \frac{p_1}{\rho g} + \alpha_1 \frac{\bar{V}_1^2}{2g} + z_1 \right) - \left( \frac{p_2}{\rho g} + \alpha_2 \frac{\bar{V}_2^2}{2g} + z_2 \right) = H_{IT} \quad (4)$$

Donde:

$p_1$  y  $p_2$  = presión en los nodos 1 y 2 respectivamente.

$\rho$  = densidad de referencia utilizada para expresar cada término de la ecuación (4) en unidades de energía por unidad de peso del fluido.

$\alpha_1$  y  $\alpha_2$  = factor de corrección que permite utilizar la velocidad media para computar la energía cinética en la sección del conducto. Para flujo turbulento se puede considerar  $\alpha_1 = \alpha_2 = 1$ .

$\bar{V}_1$  y  $\bar{V}_2$  = velocidad media del fluido a la entrada y salida del conducto respectivamente.

En la Fig. 12 se muestra la referencia  $Z=0$  de la aeronave en estudio respecto de la cual:

- La salida desde el tanque de combustible hacia el sistema se encuentra en la cota  $z = 1644$  mm.
- El reingreso de combustible al tanque desde el sistema se encuentra se encuentra en la cota  $z = 2955$  mm.
- La conexión del sistema al motor se encuentra en la cota  $z = 1981$  mm.

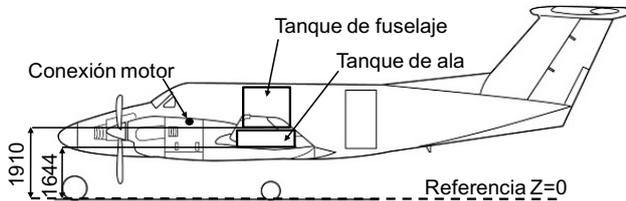


Fig. 12: Referencia  $Z=0$  (nivel) en la aeronave a partir de la que se configura el nivel de los nodos y de los tanques.

El modelo virtual mostrado en la Fig. 6 contiene 82 nodos, cada uno de ellos con coordenadas  $X$ ,  $Y$  y  $Z$  definidas respecto del sistema de referencias de la aeronave. En la Tabla 2 se encuentran las coordenadas de aquellos nodos cuya función en el sistema se pretende destacar.

**Datos de simulación**

Los principales datos de simulación que se deben configurar son:

- Tipo de simulación:
  - Incompresible estacionaria.
  - Transferencia de calor estacionaria.
  - Incompresible transitoria.
  - Transferencia de calor transitoria.
  - Balance de flujo incompresible.
  - Llenado de tuberías incompresible.
  - Compresible estacionaria.
  - Compresible transitoria.
  - Balance de flujo compresible.
  - Dos fases estacionaria.
  - Dos fases transitoria.
- Tiempo inicial, tiempo final y paso de tiempo para los casos de simulaciones transitorias.
- Título de la simulación.
- Condiciones ambientales:
  - Temperatura.
  - Presión.
  - Aceleración de la gravedad.

TABLA 2: COORDENADAS TRIDIMENSIONALES DE ALGUNOS NODOS DEL MODELO VIRTUAL DE LA FIG. 6.

Nodo #	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	Descripción
1	5234	-3211	1644	Define la posición del tanque de ala izquierdo.
2	5234	-3211	1644	Define la posición del tanque de ala izquierdo.
3	5234	-160	2955	Define la posición del tanque de fuselaje izquierdo. Corresponde a la entrada al tanque desde la parte superior.
4	5234	-160	1905	Define la posición del tanque de fuselaje izquierdo. Corresponde a la salida desde la parte inferior.
5	5234	-3211	1644	Define la posición de la bomba sumergida izquierda.
8	5276	-2400	1511	Define la posición de la llave de tres vías izquierda.
15	4400	-2211	2090	Define la posición del filtro izquierdo.
23	4216	-1992	1981	Conexión al motor izquierdo.
29	6500	-350	2300	Define la posición del AVI izquierdo.
44	5276	2400	1511	Define la posición de la llave de tres vías derecha.
51	6500	350	2300	Define la posición del AVI derecho.
63	4216	1992	1981	Conexión al motor derecho.
73	5234	160	2955	Define la posición del tanque de fuselaje derecho. Corresponde a la entrada al tanque desde la parte superior.
76	5234	160	1905	Define la posición del tanque de fuselaje derecho. Corresponde a la salida desde la parte inferior.
77	5234	3211	1644	Define la posición del tanque de ala derecho.
78	5234	3211	1644	Define la posición del tanque de ala derecho.
79	5234	3211	1644	Define la posición de la bomba sumergida derecha.

- Materiales por defecto. En el Apéndice se presentan los datos de materiales utilizados en las simulaciones.
- Datos de la aeronave:
  - Velocidad (ground speed).
  - Radio de giro (turn radius).
  - Lectura del inclinómetro (inclinometer reading).
  - Posición del centro de rotación (coordenada  $X$ ,  $Y$  y  $Z$ ).
  - Rolido (roll).
  - Cabeceo (pitch).
  - Guiñada (yaw).
  - Aceleración longitudinal.
  - Aceleración transversal.
  - Aceleración normal.

Una primera aproximación en la búsqueda de resultados que permitan demostrar el cumplimiento de los requerimientos y regulaciones antes mencionados consiste en un análisis paramétrico capaz de barrer en forma automática las posibles condiciones de operación de la aeronave, aún a sabiendas de que ciertas condiciones no pueden tener lugar simultáneamente.

Durante la operación normal de la aeronave es posible encontrarse con temperaturas de combustible que, según lo definido en el Manual de Vuelo, puedan variar entre  $-18^{\circ}\text{C}$  y  $+45^{\circ}\text{C}$ . La altitud máxima de vuelo es de 30000 ft; el filtro de combustible puede estar limpio como sería el caso de un reemplazo reciente, o bloqueado, haciendo que el combustible circule por el sistema de bypass; el filtro limpio tiene un coeficiente de pérdida K de 12.81 (ecuación (3)), mientras que el mismo coeficiente toma el valor 89.69 para el caso de filtro bloqueado. El nivel de combustible en los tanques influye sobre la presión del combustible a la entrada del motor, tal nivel puede variar desde lleno (390 litros en fuselaje + 250 litros en ala) hasta el nivel mínimo admisible (150 litros en ala). La estructura de la aeronave permite además aceleraciones normales de la misma entre  $-2.33\text{ g}$  y  $+5.67\text{ g}$ .

Un análisis paramétrico permitirá explorar todas las posibles operaciones antes mencionadas proveyendo una primera aproximación conservativa de la aptitud del sistema. La aproximación es conservativa debido a que hay condiciones de operación que es imposible que tengan lugar simultáneamente, y esto es así porque Flowmaster® configura automáticamente los valores de simulación en función de los rangos establecidos para los parámetros; definirá, por ejemplo, una condición de consumo de 602.3 PPH a 30000 ft de altitud, lo cual es una condición de operación inexistente; asimismo, si la condición de temperatura de combustible durante el arranque es  $+45^{\circ}\text{C}$ , lo más probable es que ésta haya disminuido después de 25 minutos de ascenso de la aeronave hasta su techo operativo, pero tal detalle es obviado en la etapa preliminar de análisis.

En la Tabla 3 se encuentran los valores de los parámetros utilizados para el análisis estacionario del sistema de combustible durante su operación normal simulado con el circuito de la Fig. 7. La combinación de todos estos parámetros genera en forma automática 648 simulaciones cuyos resultados consisten en el valor de presión a la entrada del motor, es decir en el nodo 23 (ver Tabla 2).

Deben hacerse algunas aclaraciones respecto de los parámetros de la Tabla 3; para el caso de la aceleración normal se partió de un valor mínimo de 0 g, a partir del cual subsecuentes disminuciones de factor de carga harán que el combustible en los tanques se deposite en la parte superior de los mismo impidiendo esto que la bomba sea capaz de impulsarlo hacia el sistema.

Los casos que cubren factores de carga entre  $-2.33\text{ g}$  a  $0\text{ g}$  se evaluarán con el modelo de la Fig. 8 utilizando los parámetros de la Tabla 4, en cuyo caso es el AVI el encargado de proveer combustible al motor.

Los 648 casos que surgen de combinar los parámetros de la Tabla 3, más los 216 casos que surgen de combinar los parámetros de la Tabla 4 se simularon para cada uno de los combustibles permitidos para el motor:

- Jet A-1.

- JP-8 (Jet A).
- JP-4 (Jet B).

TABLA 3: PARÁMETROS A EVALUAR EN LA SIMULACIÓN ESTACIONARIA DE LA CONDICIÓN DE OPERACIÓN NORMAL.

Parámetro	Valor mínimo	Valores intermedios	Valor máximo
Consumo del motor	79.9 PPH	341.1 PPH	602.3 PPH
Altitud de vuelo	0 ft 14.7 psia	11500 ft 9.532 psia	30000 ft 4.364 psia
Aceleración normal	0 g $a_z = -9.81\text{ m/s}^2$	$a_z = 8.73 / 27.27\text{ m/s}^2$	$+5.67\text{ g}$ $a_z = 45.81\text{ m/s}^2$
Nivel de combustible en tanque de fuselaje	0.05 m 21.76 litros	0.55 m 239.36 litros	1.05 m 390 litros
Temperatura del combustible	$-18^{\circ}\text{C}$	$13.5^{\circ}\text{C}$	$+45^{\circ}\text{C}$
Estado del filtro	Limpio (K = 12.81)	-	Bypass (K = 89.69)

TABLA 4: PARÁMETROS A EVALUAR EN LA SIMULACIÓN ESTACIONARIA DE LA CONDICIÓN DE OPERACIÓN NORMAL CON G NEGATIVA.

Parámetro	Valor mínimo	Valores intermedios	Valor máximo
Consumo del motor	79.9 PPH	320.65 PPH	561.4 PPH
Presión AVI	6.7 psia 30000 ft	17.1 psia 17500 ft	27.5 psia 5000 ft
Aceleración normal	$-2.33\text{ g}$ $a_z = -32.67\text{ m/s}^2$	$a_z = -25.05 / -17.43\text{ m/s}^2$	0 g $a_z = -9.81\text{ m/s}^2$
Temperatura del combustible	$-18^{\circ}\text{C}$	$13.5^{\circ}\text{C}$	$+45^{\circ}\text{C}$
Estado del filtro	Limpio (K = 12.81)	-	Bypass (K = 89.69)

## Resultados

### Combustible Jet A-1, operaciones con g positivas

Los 648 valores de la presión a la entrada del motor que surgen de combinar los parámetros de la Tabla 3 están graficados en la Fig. 13. Los límites superior e inferior se encuentran en la misma figura con el fin de demostrar que bajo ninguna condición de operación con g positivas éstos pueden ser excedidos. Dichos límites surgen de la Tabla 1.

- El límite máximo es 50 psig = 64.7 psia.
- El límite mínimo es 5 psia. En la Fig. 38 se puede apreciar que la tensión de vapor del combustible Jet A-1 es prácticamente nula en el rango de  $-18^{\circ}\text{C}$  a  $+45^{\circ}\text{C}$ .

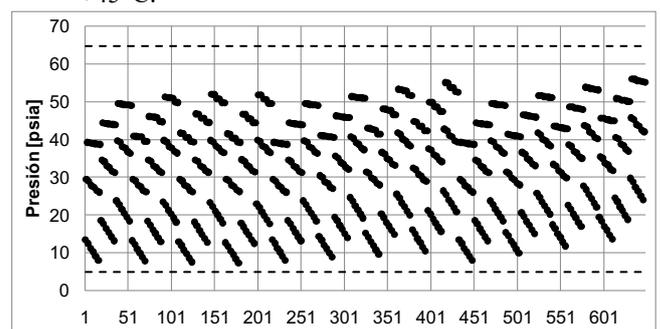


Fig. 13: Presión a la entrada del motor para cada una de las 648 simulaciones con g positivas. Combustible Jet A-1.

*Combustible Jet A-1, operaciones con g negativas*

Cuando la aeronave opera con g negativas la bomba de combustible que se encuentra en la parte inferior del tanque es incapaz de proveer combustible al sistema, en tal caso es el AVI quien se encarga de cumplir tal función, utilizando la presión del aire de sangrado del motor como fuente de energía.

Los 216 valores de la presión a la entrada del motor que surgen de combinar los parámetros de la Tabla 4 están graficados en la Fig. 14. Allí puede notarse que hay valores de presión que se encuentran por debajo del límite inferior admisible, lo que lleva a explorar estos casos particulares.

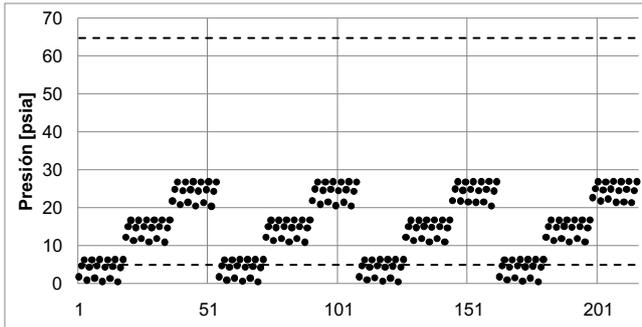


Fig. 14: Presión a la entrada del motor para cada una de las 216 simulaciones con g negativas. Combustible Jet A-1.

De la exploración y análisis de los casos particulares surge que existen 48 casos imposibles debido a la relación que existe entre el consumo del motor y la presión de sangrado de aire, ya que ambos son una función de la altitud de vuelo como puede apreciarse en las Fig. 15 y 16.

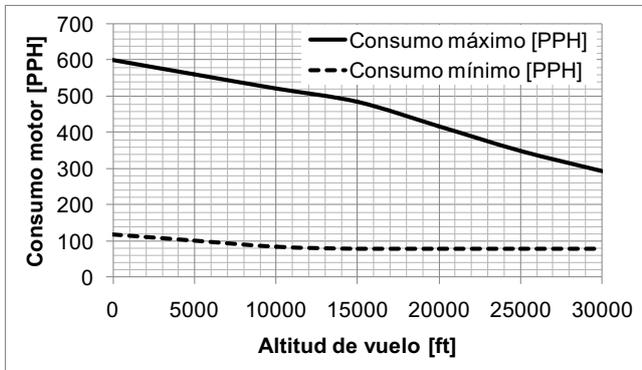


Fig. 15: Consumo de combustible máximo y mínimo vs. altitud de vuelo. Los valores intermedios de consumo de combustible es función de la posición de la palanca de potencia y de la velocidad de vuelo.

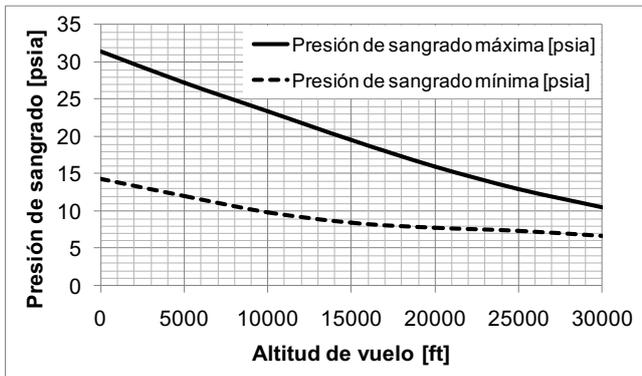


Fig. 16: Presión máxima y mínima de sangrado de aire del motor vs. altitud de vuelo. Los valores intermedios son función de la posición de la palanca de potencia y de la velocidad de vuelo.

Descartando los 48 casos, se obtienen los resultados mostrados en la Fig. 17, con un valor mínimo de presión de 6.3 psia, caracterizado por los siguientes datos:

- Consumo motor: 79.9 PPH.
- Filtro bloqueado, K = 89.69.
- Temperatura del combustible: -18°C.
- Presión en AVI: 6.7 psia (altitud de vuelo: 30000 ft).
- Aceleración normal: -32.67 m/s<sup>2</sup> (-2.33 g).

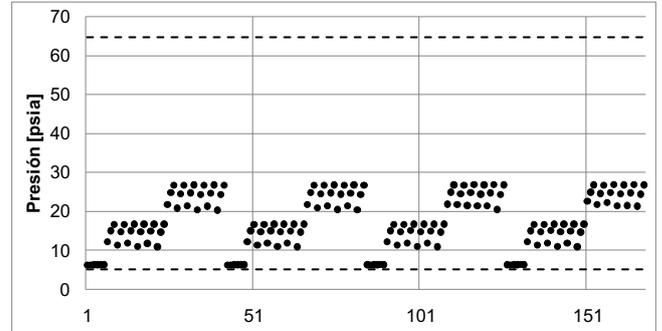


Fig. 17: Presión a la entrada del motor para cada simulación tras descartar 48 casos imposibles. Cantidad de simulaciones: 168.

Para los datos antes mencionados se tiene en el sistema la distribución de presiones mostradas en la Fig. 18. Lecturas de caudales y presiones en componentes del sistema permiten concluir que:

- El AVI suministra el 100% del combustible que consume el motor.
- No hay caudal de combustible hacia el tanque.
- No hay caudal de combustible por la línea de venteo del motor.

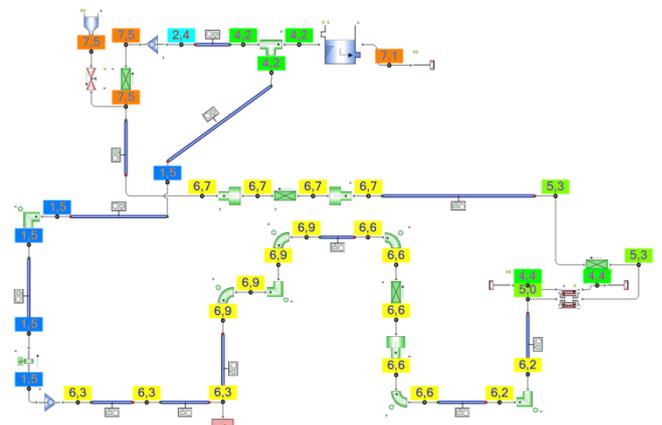


Fig. 18: Distribución de presiones en el sistema de combustible.

En base al análisis de los resultados obtenidos se puede concluir que la planta motriz integrada en el sistema de combustible funcionará correctamente en todas las condiciones de operación probable de la aeronave, cuando se utilice combustible Jet A-1.

*Combustible JP-8 (Jet A)*

Los 648 valores de la presión a la entrada del motor que surgen de combinar los parámetros de la Tabla 3 están graficados en la Fig. 19, superpuestos a los valores de la Fig. 13.

Los límites superior e inferior para ambos combustibles, Jet A-1 y JP-8 son idénticos.

- El límite máximo es 50 psig = 64.7 psia.
- El límite mínimo es 5 psia.

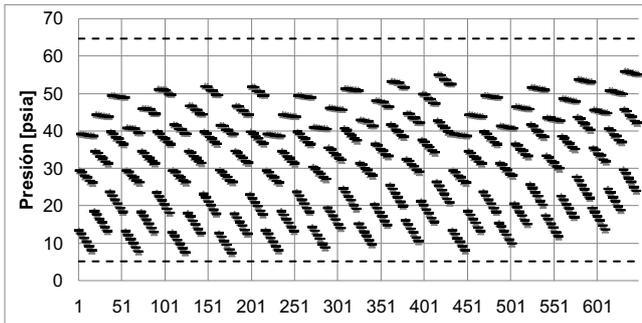


Fig. 19: Presión a la entrada del motor para cada una de las 648 simulaciones con  $g$  positivas. Marcas horizontales color negro corresponden a combustible JP 8; triángulos color gris corresponden a combustible Jet A-1.

La superposición de los valores tiene como fin demostrar que al obtenerse resultados similares, corresponden a éste combustible las mismas consideraciones que tuvieron lugar para el Jet A-1.

Esto permite concluir que el sistema es compatible con la planta motriz instalada cuando el combustible utilizado es el JP-8 (Jet A).

#### Combustible JP-4, operaciones con $g$ positivas

Los 648 valores de la presión a la entrada del motor que surgen de combinar los parámetros de la Tabla 3 están graficados en la Fig. 20 junto con los límites superior e inferior que surgen de la Tabla 1.

- El límite máximo es 50 psig = 64.7 psia.
- El límite mínimo depende de la temperatura del combustible. 5.637 psi a  $-18^{\circ}\text{C}$  y 8.418 psi a  $+45^{\circ}\text{C}$ . En la Fig. 38 se puede apreciar que la tensión de vapor del combustible JP-4 es 0.637 psi a  $-18^{\circ}\text{C}$  (extrapolando el valor) y 3.418 a  $+45^{\circ}\text{C}$ .

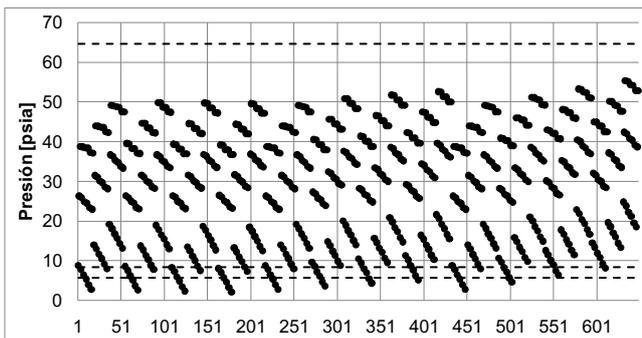


Fig. 20: Presión a la entrada del motor para cada una de las 648 simulaciones con  $g$  positivas. Combustible JP-4.

Quitando 115 casos imposibles debido a combinación entre consumo de combustible y altitud (fuera del rango posible según la Fig. 15) o altitud y aceleración normal (no es posible lograr  $+5.67 g$  a 0 ft de altitud), queda el gráfico de la Fig. 21.

El valor mínimo de presión a la entrada del motor de 13 psi corresponde al caso, posible, aunque poco probable, que está caracterizado por los siguientes datos:

- Consumo motor: 602.3 PPH.
- Filtro bloqueado,  $K = 89.69$ .
- Temperatura del combustible:  $+45^{\circ}\text{C}$ .

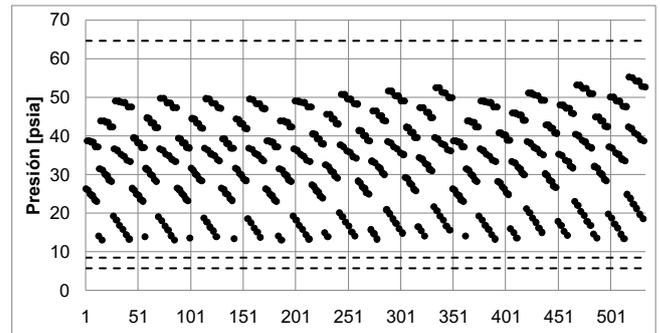


Fig. 21: Presión a la entrada del motor para cada simulación tras descartar 115 casos imposibles. Cantidad de simulaciones: 533. Combustible JP-4.

- Altitud de vuelo: 0 ft.
- Factor de carga:  $\sim 1 g$ .
- Nivel de combustible en tanque de fuselaje: 0.05 m.

Para los datos antes mencionados se tiene en el sistema la distribución de presiones mostradas en la Fig. 22. Lecturas de caudales y presiones en componentes del modelo permiten arribar a las siguientes conclusiones:

- La bomba es capaz de enviar al sistema de combustible el 100% del caudal consumido por el motor, con un incremento de presión de 5.6 psi.
- No hay caudal de combustible por las líneas de retorno a través del AVI.
- No hay caudal de combustible por la línea de venteo del motor.

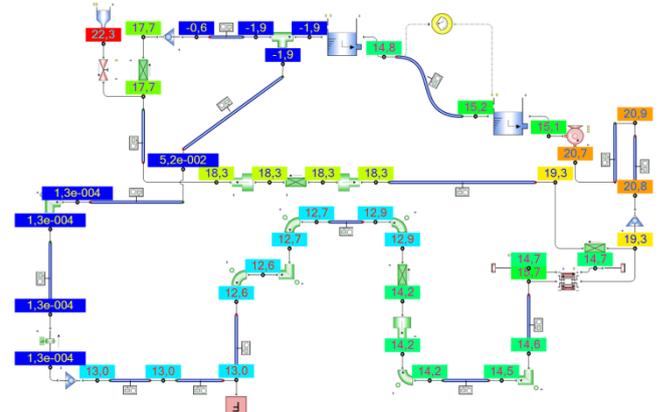


Fig. 22: Distribución de presiones en el sistema de combustible.

#### Combustible JP-4, operaciones con $g$ negativas

El análisis es similar al realizado para el combustible Jet A-1. De la ejecución de las 216 simulaciones que surgen de combinar los parámetros de la Tabla 4 surge la Fig. 23.

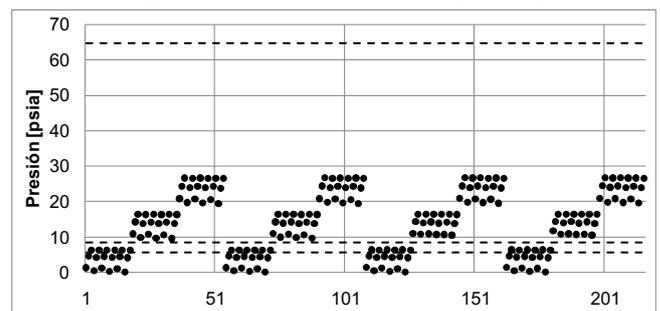


Fig. 23: Presión a la entrada del motor para cada una de las 216 simulaciones con  $g$  negativas. Combustible JP 4.

Se descartan 72 casos imposibles tras el análisis de los datos de entrada, quedando así los resultados de la Fig. 24.

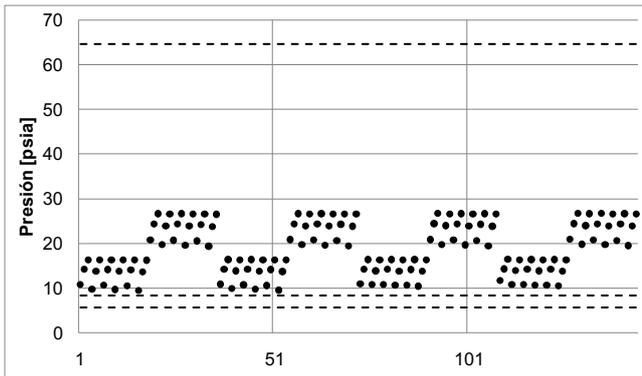


Fig. 24: Presión a la entrada del motor para cada simulación tras descartar 72 casos imposibles. Cantidad de simulaciones: 144.

El caso más desfavorable registra una presión a la entrada del motor de 9.58 psia, y se caracteriza por los siguientes datos de entrada:

- Consumo motor: 561.4 PPH.
- Filtro bloqueado,  $K = 89.69$ .
- Temperatura del combustible:  $+45^{\circ}\text{C}$ .
- Presión en AVI: 17.1 psia (altitud de vuelo: 5000 ft).
- Aceleración normal:  $-32.67 \text{ m/s}^2$  ( $-2.33 \text{ g}$ ).

Para los datos antes mencionados se tiene en el sistema la distribución de presiones mostradas en la Fig. 25.

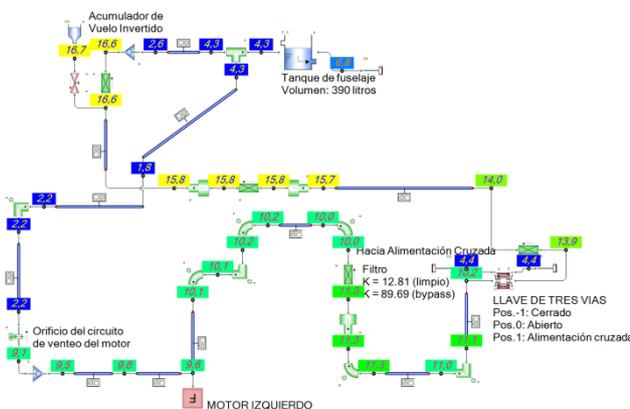


Fig. 25: Distribución de presiones en el sistema de combustible.

En base al análisis de los resultados obtenidos se puede concluir que el sistema es compatible con la planta motriz instalada cuando el combustible utilizado es el Jet A-1.

Otros resultados

Otros resultados de interés obtenidos para el combustible JP-4 que, según se vio en las secciones anteriores presenta casos más desfavorables, son:

Presión a la entrada del motor en función del consumo (indicador de la potencia y velocidad de la aeronave), parametrizado con la altitud de vuelo para las siguientes condiciones:

- Nivel de combustible mínimo (150 litros en ala), filtro bloqueado ( $K = 89.69$ ), temperatura del combustible  $-18^{\circ}\text{C}$ . Resultados graficados en la Fig. 26.

- Nivel de combustible mínimo (150 litros en ala), filtro bloqueado ( $K = 89.69$ ), temperatura del combustible  $+45^{\circ}\text{C}$ . Resultados graficados en la Fig. 27.

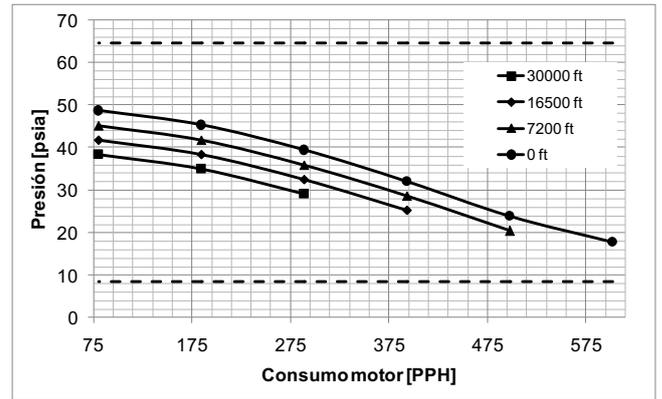


Fig. 26: Presión a la entrada del motor vs. consumo motor para diferentes altitudes de vuelo. Temperatura del combustible  $-18^{\circ}\text{C}$ . Condición de filtro bloqueado y cantidad mínima de combustible en tanque.

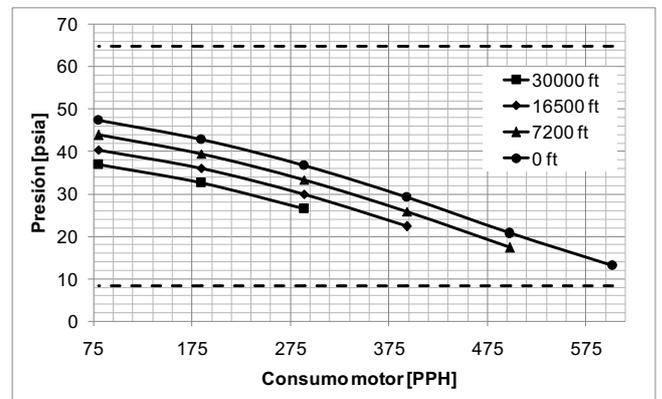


Fig. 27: Presión a la entrada del motor vs. consumo motor para diferentes altitudes de vuelo. Temperatura del combustible  $+45^{\circ}\text{C}$ . Condición de filtro bloqueado y cantidad mínima de combustible en tanque.

Otro dato importante en los sistemas de combustible es la capacidad de la bomba en relación al consumo del motor. El exceso porcentual de combustible impulsado por la bomba respecto del consumo del motor está garantizado en el sistema para todo el rango de consumos, temperaturas de combustible y altitudes de operación, según los resultados mostrados en la Fig. 28.

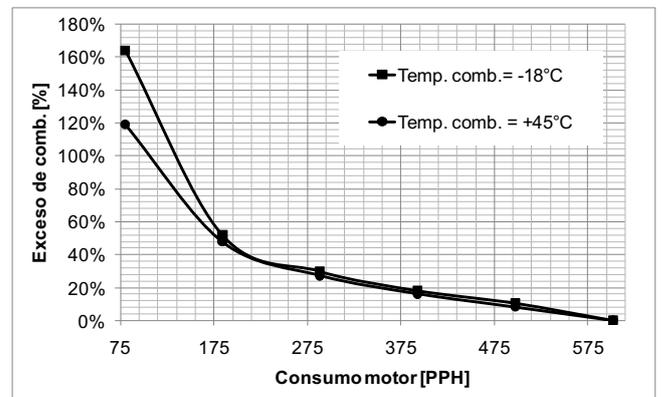


Fig. 28: Exceso de combustible provisto por la bomba vs. consumo del motor. Válido para todas las altitudes.

De la exploración de valores de presión a la entrada del motor con  $g$  negativas se observó que los valores más críticos

se obtuvieron para presión de sangrado del motor de 17.4 psia y consumo del motor de 561.4 PPH.

Debido a que estos dos valores, en la práctica no se dan en forma simultánea, para un análisis más detallado se tomaron del banco motor las características de operación en las que se da el consumo y presión de sangrado antes mencionado, para los que se calcularon la presión a la entrada del motor y el tiempo de descarga del AVI. Los resultados se encuentran en las Tablas 5 y 6.

**TABLA 5:** CONDICIONES PARA LAS QUE SE TIENE UNA PRESIÓN DE SANGRADO DE 17.4 PSIA. TEMPERATURA -18° C. FILTRO BLOQUEADO.

Consumo [PPH]	Potencia [%]	Altitud [ft]	Velocidad [KCAS]	Presión entrada motor [psia]	Tiempo de vaciado del AVI [s]
219.6	30	10000	165	16.82	228
274.9	50	15000	268	15.76	158
327.5	70	15000	201	15.61	153
393.2	92	15000	201	14.70	127
408.5	Max. Cont.	15000	150	14.48	123
433.4	Máx. Cont.	15000	150	14.11	115

**TABLA 6:** CONDICIONES PARA LAS QUE SE TIENE UNA PRESIÓN DE SANGRADO DE 17.4 PSIA. TEMPERATURA +45° C. FILTRO BLOQUEADO.

Consumo [PPH]	Potencia [%]	Altitud [ft]	Velocidad [KCAS]	Presión entrada motor [psia]	Tiempo de vaciado del AVI [s]
219.6	30	10000	165	16.66	214
274.9	50	15000	268	15.58	149
327.5	70	15000	201	15.44	144
393.2	92	15000	201	14.50	120
408.5	Max. Cont.	15000	150	14.27	115
433.4	Máx. Cont.	15000	150	13,87	108

De los valores obtenidos en las Tablas 5 y 6 se puede ver que las presiones a la entrada del motor se encuentran dentro de los valores admisibles para el motor. Además de ello, los tiempos de descarga del AVI exceden los 60 segundos de limitación para vuelo invertido establecida para el motor.

### Comparación con ensayos en tierra

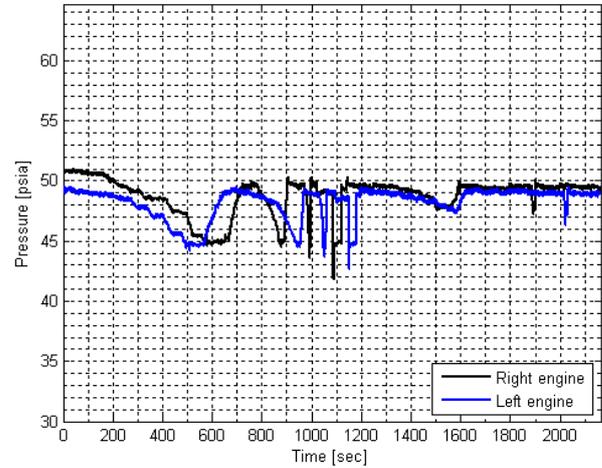
La Fig. 29 es un extracto un registro de ensayos en tierra en el que, durante 36 minutos se grabaron en un sistema de adquisición de datos valores de presión de combustible a la entrada de los motores derecho e izquierdo de la aeronave.

Para validar los datos del prototipo virtual con el que se obtuvieron los resultados de este trabajo se toma, de estabilizaciones en la condición de operación, valores medios de presión y su desviación estándar, entendiendo que la condición puede considerarse estacionaria.

Los valores obtenidos de los registros de ensayo se encuentran en la Tabla 7 comparados con los del prototipo virtual calculado bajo las mismas condiciones del ensayo, a saber:

- Consumo motor: 71 l/h (127.7 PPH) Régimen de potencia, ralenti alto.
- Filtro limpio:  $K \sim 13$ .

- Temperatura ambiente: 13°C.
- Presión ambiente: 960 HPa (13.92 psi).
- Cantidad de combustible: 1000 litros total (250 litros en cada tanque de fuselaje y 250 litros en cada tanque de ala).
- Combustible: Jet A-1.



**Fig. 29:** Registro de valores de presión de combustible a la entrada del motor tomados de ensayos en tierra.

**TABLA 7:** COMPARACIÓN DE DATOS DE ENSAYOS EN TIERRA Y RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN.

Valor medio de presión entrada motor obtenida de ensayo [psia]	Desv. estándar [psia]	Valor de presión obtenido en la simulac. [psia]	Diferencia a respecto del valor medio [%]	Tiempo de estabilización	Motor
49.0554	0,119	49.0879	0.06	300 (2000 - 1700)	Izq.
49.4786	0.128	49.0879	0.79	250 (1850 - 1600)	Der.

De la comparación entre datos de ensayos y resultados de simulación se concluye que el modelo computacional presentado es confiable y por ende lo son sus resultados.

### CONCLUSIONES

Los resultados mostrados en las Figs. 13 a 28 y en las Tablas 5 y 6 demuestran que el sistema de combustible de la aeronave en estudio es capaz de proveer a los motores, combustible a un caudal y presiones que permitirán su correcto funcionamiento en todas las condiciones de operación posibles, asegurando esto el cumplimiento de los requerimientos operativos y regulaciones aplicables.

A la conclusión del párrafo anterior se llegó tras la ejecución de 2484 simulaciones que permitieron, para los combustibles permitidos, explorar distintas condiciones de:

- Caudal de combustible consumido por el motor.
- Altitud de vuelo.
- Condición del filtro de combustible.
- Nivel de combustible en tanque.
- Temperatura de combustible.
- Factor de carga de la aeronave.

El análisis termo-fluido a nivel sistema presentado en este trabajo pone de manifiesto la potencia de los "prototipos virtuales", modelos computacionales que permiten simular sistemas de flujo interno.

Conociendo además que toda aeronave, ya sea que se trate de un desarrollo nuevo o una modificación como la aquí presentada, requiere de exhaustivas campañas de ensayos en tierra y en vuelo para ser certificadas por la Autoridad Aeronáutica competente, y que ello implica importantes costos de desarrollo; el hecho de que Flowmaster®, herramienta para análisis termo-fluido a nivel sistemas, por la confiabilidad de sus resultados, sea tenida en cuenta como medio alternativo de cumplimiento, aportando de este modo ahorros considerables en los costos de desarrollo, suma valor económico a los innumerables beneficios técnicos.

Los prototipos virtuales de Flowmaster® que en etapas tempranas de un proyecto, utilizando la importante base de datos disponible, proveen información a los equipos de diseño; en la medida en que se van consolidando y perfeccionando con información provista por fabricantes, análisis CFD 3D, ensayos en banco de componentes, y ensayos en tierra y en vuelo de los sistemas completos, extiende su utilidad más allá de las fases de diseño conceptual y de detalle; se utilizan para la optimización y mejora de los sistemas, validación de modificaciones o sistemas similares, mantenimiento y detección de fallas, abarcando con ello todo el ciclo de vida de un producto.

**APÉNDICES**

**Datos de componentes**

*Tanques de ala*

En la Fig. 30 se encuentran identificados los parámetros que definen al reservorio de Flowmaster® con el que se simulan los tanques de combustible.

En la Tabla 8 se encuentran los valores de los parámetros.

*Tanques de fuselaje*

Los parámetros que definen el tanque se encuentran ilustrados en la Fig. 30. Los valores de los parámetros se muestran en la Tabla 9.

*Bomba de combustible*

Los datos de la bomba sumergida se definen a partir de la siguiente información provista por el fabricante:

- Performances nominales.....450 PPH @ 22 PSIG  
(40 PSIG máximo con caudal nulo)
  - Fluido ..... Combustible según MIL-T-5624 (JP-4)
  - Performances del motor..... 0.13 HP @ 9300 RPM
  - Tensión de alimentación..... 28 VDC
  - Consumo..... 7.25 Amp. máximo
  - Torque ..... 13.8 oz-in
- Los valores de los parámetros se muestran en la Tabla 10.

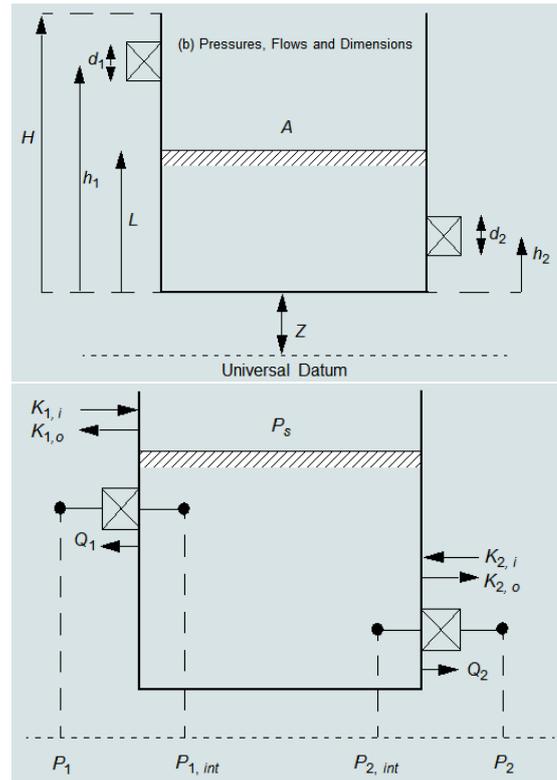


Fig. 30: Identificación de los parámetros que definen al tanque en Flowmaster®.

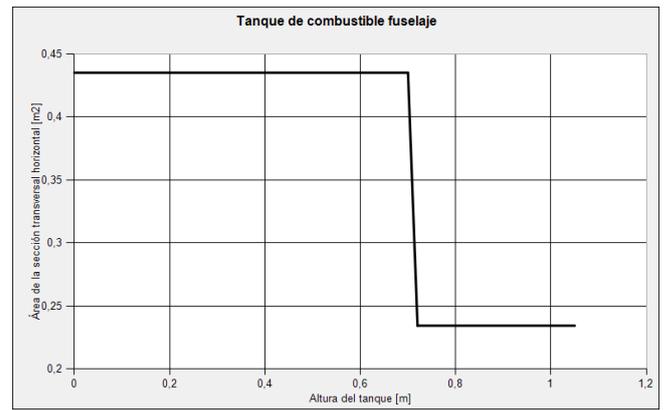
TABLA 8: VALORES DE LOS PARÁMETROS QUE DEFINEN AL TANQUE DE ALA DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

Parámetro	Descripción	Valor	Observación
$h_1$	Altura de la entrada al tanque respecto de la base del mismo	0.0835 m	
$d_1$	Diámetro del conducto de entrada al tanque de combustible	22.225 mm	
$K_{1,i}$	Coefficiente de pérdida del flujo que ingresa	1	Corresponde al coeficiente de pérdida de una expansión abrupta con una relación de áreas arriba/aguas abajo menor a 0.05
$K_{1,o}$	Coefficiente de pérdida del flujo que sale por el puerto 1	0.5	Corresponde al coeficiente de pérdida de una contracción abrupta con una relación de áreas menor a 0.05.
$h_2$	Altura de la salida del tanque respecto de la base del mismo	0	
$d_2$	Diámetro del conducto de salida del tanque de combustible	10.31 mm	
$K_{2,i}$	Coefficiente de pérdida del flujo que ingresa por el puerto 2	1	Corresponde al coeficiente de pérdida de una expansión abrupta con una relación de áreas arriba/aguas abajo menor a 0.05.

$K_{2,o}$	Coefficiente de pérdida del flujo que sale por el puerto 2	0.5	
H	Altura de la parte superior del tanque respecto de la base del mismo	0.167 m	Corresponde a un volumen de 250 litros de combustible, equivalente a 190 Kg de JP-4 a 20°C.
Z	Nivel de la base del tanque respecto a la referencia	1.644 m	Ver Fig. 12 para definición de referencia Z = 0.
	Área de la sección transversal horizontal	1.5 m <sup>2</sup>	Dimensión según X = 1 m Dimensión según Y = 1.5 m

**TABLA 9:** VALORES DE LOS PARÁMETROS QUE DEFINEN AL TANQUE DE FUSELAJE DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

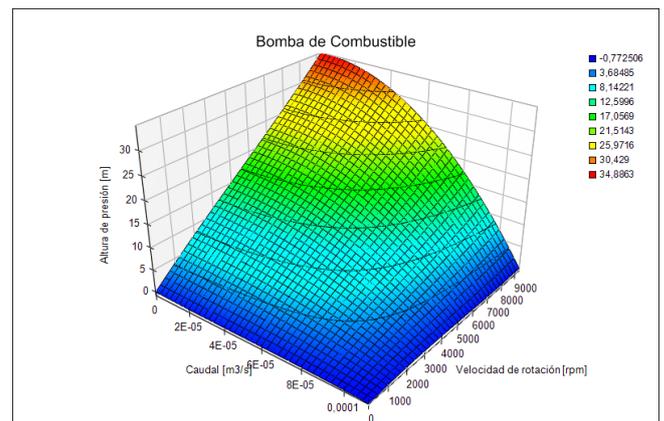
Parámetro	Descripción	Valor	Observación
$h_1$	Altura de la entrada al tanque respecto de la base del mismo	1 m	
$d_1$	Diámetro del conducto de entrada al tanque de combustible	7.54 mm	
$K_{1,i}$	Coefficiente de pérdida del flujo que ingresa	1	Corresponde al coeficiente de pérdida de una expansión abrupta con una relación de áreas arriba/aguas abajo menor a 0.05
$K_{1,o}$	Coefficiente de pérdida del flujo que sale por el puerto 1	0.5	Corresponde al coeficiente de pérdida de una contracción abrupta con una relación de áreas menor a 0.05.
$h_2$	Altura de la salida del tanque respecto de la base del mismo	0	
$d_2$	Diámetro del conducto de salida del tanque de combustible	22.225 mm	
$K_{2,i}$	Coefficiente de pérdida del flujo que ingresa por el puerto 2	1	Corresponde al coeficiente de pérdida de una expansión abrupta con una relación de áreas arriba/aguas abajo menor a 0.05.
$K_{2,o}$	Coefficiente de pérdida del flujo que sale por el puerto 2	0.5	
H	Altura de la parte superior del tanque respecto de la base del mismo	1.05 m	Corresponde a un volumen de 390 litros de combustible, equivalente a 295 Kg de JP-4 a 20°C.
Z	Nivel de la base del tanque respecto a la referencia	1.91 m	Ver Fig. 12 para definición de referencia Z = 0.
	Área de la sección transversal horizontal vs. altura	Fig. 31	



**Fig. 31:** Curva de área se sección transversal del tanque de fuselaje vs. nivel.

**TABLA 10:** PARÁMETROS QUE DEFINEN A LA BOMBA SUMERGIDA.

Par.	Descripción	Valor	Obs.
	Altura de presión vs. caudal y velocidad de rotación	Fig. 32	
	Velocidad de rotación	9300 RPM	
	Inercia de la bomba	$9,81199 \times 10^{-07}$ Kg.m <sup>2</sup>	
	Inercia del motor	$2,51241 \times 10^{-07}$ Kg.m <sup>2</sup>	



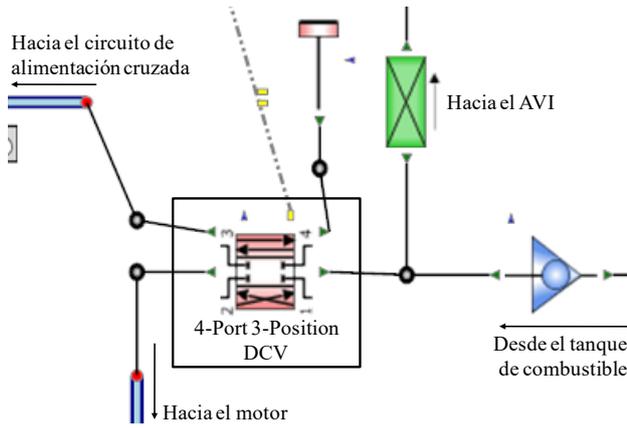
**Fig. 32:** Superficie que define las performances de la bomba de combustible.

*Llave de tres vías*

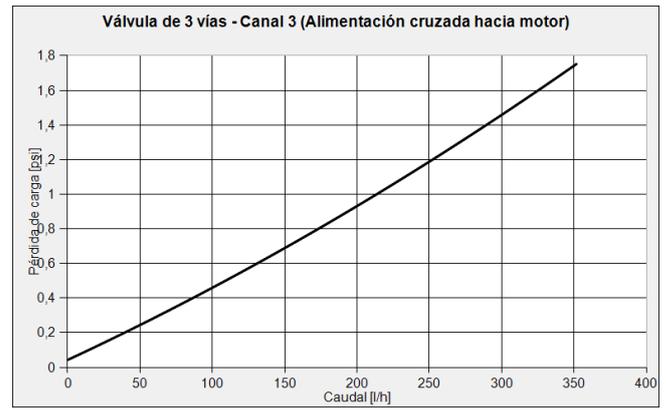
La llave de tres vías instalada en la aeronave consiste en una válvula de tres puertos y tres posiciones. Un componente así no existe en Flowmaster® por lo que se recurrió al uso de una válvula de control direccional (DCV) de tres posiciones y cuatro vías configurada del siguiente modo:

- Posición 1: Alimentación cruzada. Todos los puertos de la Fig. 33 conectados.
- Posición 0: Abierto. Conecta el puerto 1 con el puerto 2 de la Fig. 33.
- Posición -1: Cerrado. Conecta el puerto 1 con el puerto 3 de la Fig. 33.

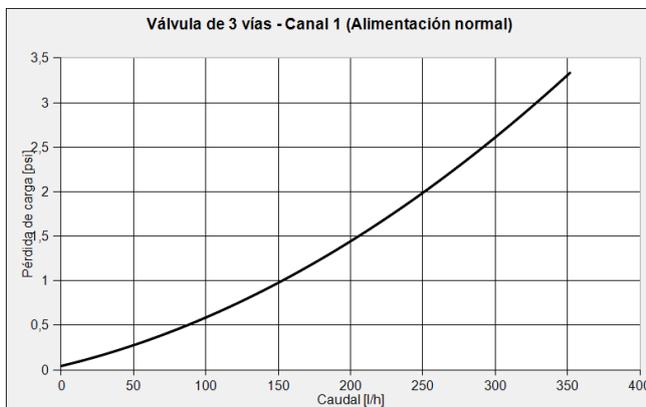
Las curvas de pérdida de carga de los canales de conexión, obtenidas de ensayos en banco, se muestran en las Fig. 34 a 36.



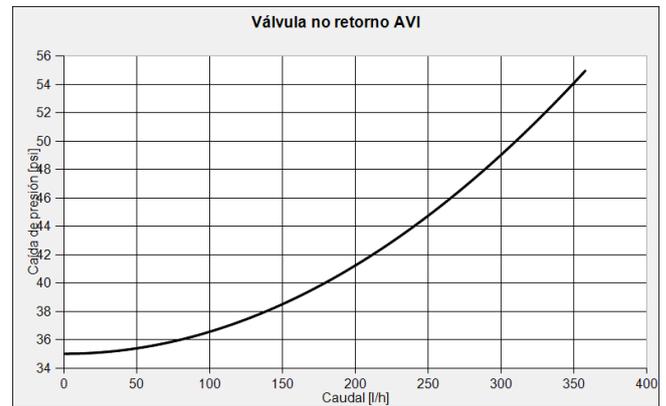
**Fig. 33:** Válvula de 4 puertos y 3 posiciones para simulación de la llave de tres vías. Puerto 1: entrada desde el tanque de combustible. Puerto 2: salida hacia el motor. Puerto 3: Salida hacia el circuito de alimentación cruzada. Puerto 4: cerrado.



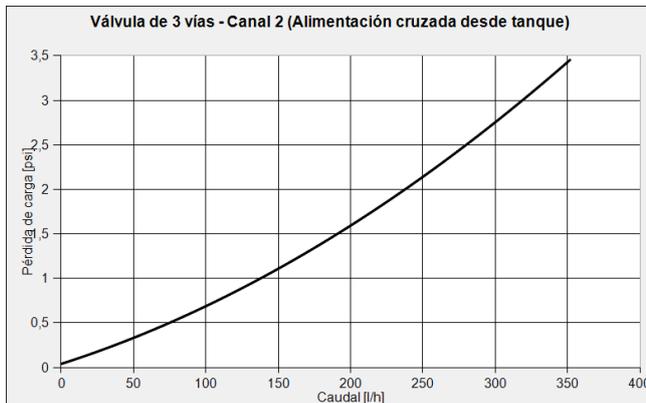
**Fig. 36:** Curva de pérdida de carga del canal que conecta el puerto 2 (que conduce al motor) con el 3 (alimentación cruzada).



**Fig. 34:** Curva de pérdida de carga del canal que conecta el puerto 1 (proveniente del tanque de combustible) con el puerto 2 (hacia el motor).



**Fig. 37:** Curva de performance de la Válvula no Retorno al Acumulador de Vuelo Invertido.



**Fig. 35:** Curva de pérdida de carga del canal que conecta el puerto 1 (proveniente del tanque de combustible) con el 3 (alimentación cruzada).

**Válvula no retorno del AVI**

La curva de performance de la válvula no retorno (Fig. 37) se basa en la información de las especificaciones para mantenimiento, a saber:

- Presión de apertura .....35 psid
- Caída de presión a 360 l/h .....55 psid
- Fluidos ..... Jet A-1, JP-4, JP-8

**Cañería**

Para cada tramo de cañería de la aeronave se modeló un componente cuyos datos son:

- Diámetro interior.
- Longitud o longitud equivalente.
- Rugosidad absoluta = 0.0025 mm para todos los caños. Corresponde a caños de aluminio o acero inoxidable para uso aeronáutico.

De los tres modelos de fricción admitidos por Flowmaster®, Colebrook-White, Hazen-Williams y el factor de fricción fijo, se utilizó el de Colebrook-White.

**Filtro de combustible**

El filtro de combustible se lo simula como una pérdida de carga puntual a partir de los siguientes datos del fabricante:

- Caudal nominal ..... 10 l/min
  - Fluidos .....Jet A-1, JP-4, JP-8
  - Pérdida de presión a través del filtro limpio .....0.5 psid @ 15°C
  - Pérdida de presión a través del bypass ....3.5 psid @ 15°C
- Los valores de los parámetros se muestran en la Tabla 11.

**Motor**

Los valores de consumo del motor son provistos a estos componentes de diversas formas: curvas de consumo en

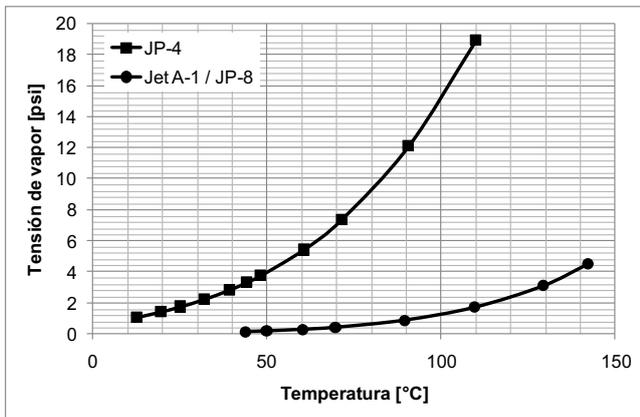
función de la altitud de vuelo o valores fijos para una condición dada. En las Tablas 3, 4, 5 y 6 se encuentran los valores utilizados.

**TABLA 11: PARÁMETROS QUE DEFINEN A LA BOMBA SUMERGIDA.**

Parámetro	Descripción	Valor	Observación
$K_f$	Factor de pérdida de carga para flujo hacia el motor	12.81 (filtro limpio) 89.69 (bypass)	
$K_r$	Factor de pérdida de carga para flujo desde el motor	-	No se trata de una condición de operación posible
A	Área de la sección transversal	198.56 mm <sup>2</sup>	Corresponde al área del puerto de conexión al filtro

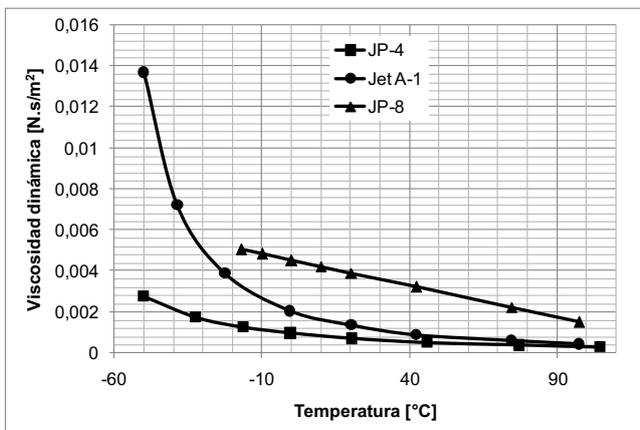
**Datos de materiales**

La Fig. 38 muestra la tensión de vapor de los combustibles Jet A-1, JP-8 y JP-4 vs. temperatura.



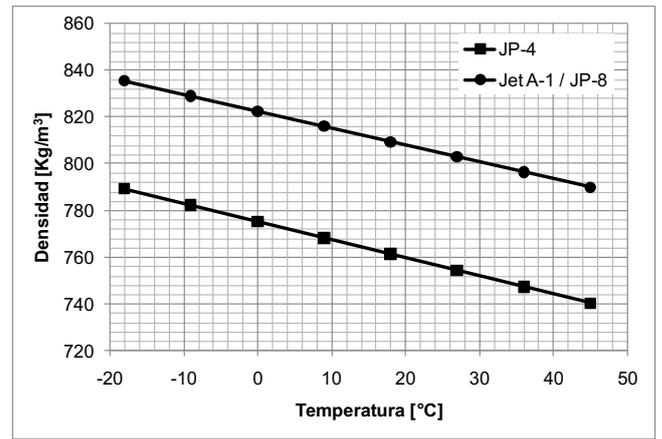
**Fig. 38:** Tensión de vapor de los combustibles Jet A-1, JP-8 y JP-4 vs. temperatura.

La Fig. 39 muestra la viscosidad dinámica de los mismos combustibles vs. temperatura.



**Fig. 39:** Viscosidad dinámica de los combustibles Jet A-1, JP-8 y JP-4 vs. temperatura.

Mientras que la Fig. 40 muestra la densidad de esos combustibles vs. la temperatura.



**Fig. 40:** Densidad de los combustibles Jet A-1, JP-8 y JP-4 vs. temperatura.

**REFERENCIAS**

- [1] Federal Aviation Administration, (2012), *Aviation Maintenance Technician Handbook Airframe* (Vol. 2), United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Airman Testing Standards Branch, Oklahoma.
- [2] Fox, R.; McDonald, A.; Pritchard, P. (2004), *Introduction to Fluid Mechanics* (Sexta ed.), John Wiley & Sons, Hoboken.
- [3] Mentor Graphics, (2014), "What is System Level Thermo-Fluid Analysis? An introduction to the Unsung Hero of Fluid Simulation", www.mentor.com. (2016).
- [4] Mentor Graphics, (2013), *Flowmaster. Fluid thinking for system engineer*, Mentor Graphics Corporation, Wilsonville.
- [5] Moir, I. y Seabridge, A. (2001), *Aircraft Systems. Mechanical, electrical, and avionics subsystem integration*. (Segunda ed.), Professional Engineering Publishing, Bury St Edmunds.