

## ANÁLISIS EXHAUSTIVO DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE DE UNA AERONAVE BIMOTOR

### EXHAUSTIVE ANALYSIS OF THE FUEL SYSTEM OF A TWIN-ENGINE AIRCRAFT

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

<sup>a</sup>*Oficina de Certificación y Aeronavegabilidad, Fábrica Argentina de Aviones "Brig. San Martín" S.A., Av. Fuerza Aérea Argentina 5500, 5010 Córdoba, Argentina, robiglio@fadeasa.com.ar, <http://www.fadeasa.com.ar>*

**Palabras clave:** Sistema de Combustible, Flowmaster<sup>®</sup>, Flujo Interno, Aeronave Bimotor.

**Resumen.** El análisis exhaustivo del sistema de combustible de una aeronave bimotor se realizó en el contexto de la certificación de una modificación consistente en el reemplazo de las plantas motrices de la aeronave. Con el fin de demostrar que, el valor de presión con la que el sistema de combustible de la aeronave alimenta a los motores se encuentra dentro del rango especificado por el fabricante de los mismos, permitiendo esto condiciones de operación segura dentro de la envolvente declarada en el Manual de Operación, se utiliza un método computacional de simulación de flujo interno que permite explorar de forma sistemática todas las condiciones de operación posibles, a saber: altitudes de vuelo, condiciones de potencia y velocidad de vuelo; para los combustibles permitidos y sus temperaturas de trabajo admisibles. El método computacional utilizado permite explorar múltiples escenarios y obtener un amplio espectro de resultados útiles para lograr la certificación de la modificación. Con el fin de validar el modelo del sistema de combustible algunos resultados se comparan con datos obtenidos mediante ensayos en tierra y en vuelo. Los resultados quedan finalmente expresados como funciones continuas de los parámetros que mayor influencia tienen sobre la respuesta.

**Keywords:** Fuel System, Flowmaster<sup>®</sup>, Internal Flow, Twin Engine Aircraft.

**Abstract.** The exhaustive analysis of the fuel system of a twin-engine aircraft was performed in the context of the certification of a modification consisting of the replacement of the aircraft power plants. In order to show that the pressure value at which the aircraft engines are fed by the fuel system, is within the thresholds specified by the engine manufacturer, allowing it safe operating conditions within the flight envelope stated in the Operational Manual; a computational internal flow simulation method is used to systematically explore every possible operating conditions, namely: flight altitudes, power conditions and flight speed; for the allowed fuels at their allowable working temperatures. The computational method used allows exploring multiple scenarios and obtain a wide spectrum of useful results to achieve the certification of the modification. In order to validate the fuel system model some results are compared with data obtained from ground and flight tests. Results are finally expressed as continuous functions of the parameters which have the main influence on the response.

## 1 INTRODUCCIÓN

Un sistema de combustible tiene como propósito proveer flujo ininterrumpido de combustible no contaminado independientemente de la actitud de la aeronave (Federal Aviation Administration, 2018). A principios del siglo XX estos sistemas eran simples, incluso esa simplicidad se mantiene en algunas aeronaves pequeñas usadas por la comunidad de la Aviación General; en tales casos el tanque de combustible se encuentra a un nivel superior al del motor, alimentado por gravedad a través de un solo conducto. La estimación de las performances de esta clase de sistemas es factible mediante cálculos manuales o con la ayuda de una hoja de cálculo.

Para las aeronaves de transporte y militares la complejidad de los sistemas de combustible es notable y juegan un rol crítico en el diseño, certificación y operación de las mismas (Langton, et al., 2009). En un proyecto que involucre mayores grados de complejidad, el camino al éxito se transita mediante una aproximación paso a paso a través de las fases y actividades que involucran el proceso de diseño y desarrollo (Kundu, 2010). Las herramientas y metodologías que se presentan en este trabajo contribuyen al desarrollo exitoso del que habla Kundu.

### 1.1 Análisis del sistema de combustible

Como todo diseño, el mismo está condicionado por los **requerimientos** y las **regulaciones**.

Para el proyecto al que aplica este análisis 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" (14 CFR FAR §23.2430). Las condiciones de operación probables son aquellas permitidas según lo establecido en el Manual de Operaciones de la aeronave.

El análisis exhaustivo del sistema de combustible consiste en investigar el flujo interno del mismo con el fin de predecir valores de presión estática a la entrada del motor para todas las condiciones de operación probables.

El funcionamiento apropiado de la planta de potencia se garantizará siempre que los valores de presión de combustible a la entrada del motor se encuentren dentro de los límites mostrados en la [Tabla 1](#), establecidos por el fabricante del motor.

Operación normal	Emergencia
<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>	<p>Con las bombas de la aeronave inoperativas, la presión a la entrada del motor debe ser tal que la relación de presión 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>

Tabla 1: Valores de presión de combustible admisibles a la entrada del motor.

## 1.2 Objetivo

El objetivo principal del análisis que se desarrolla en este trabajo es demostrar que la presión de combustible a la entrada de los motores de la aeronave modificada se halla dentro de los valores especificados por el fabricante de los mismos, implicando esto que tras la modificación se cumple con los requerimientos de diseño y las regulaciones aplicables.

Es menester que tal demostración se haga para:

- Las condiciones permitidas en el Manual de Operación de la aeronave definidas por: El rango completo de velocidades y altitudes de vuelo definidas por la envolvente de operación; condición de potencia y factor de carga expresado en términos de aceleración de la gravedad.
- Los combustibles permitidos por el fabricante del motor
- Condición de filtro bloqueado y limpio
- Niveles de combustible en tanques que varían entre el mínimo permitido y máximo

## 2 METODOLOGÍA

En virtud de que todo sistema de combustible opera bajo los principios de los sistemas con flujo interno viscoso e incompresible, la predicción del valor de presión en la zona que interesa estudiar se obtiene mediante un modelo computacional para simulación de flujo interno basado en la Ec. (1), expresión correspondiente a la ecuación de la energía aplicada a un sistema de tuberías (Pritchard, 2011) expresada en términos de altura de presión.

$$\left( \frac{p_1}{\rho g} + \alpha_1 \frac{\bar{V}_1^2}{2g} + z_1 \right) - \left( \frac{p_2}{\rho g} + \alpha_2 \frac{\bar{V}_2^2}{2g} + z_2 \right) = H_l + H_{lm} - H_p \quad (1)$$

Donde:

$p_1$  = presión estática en el punto 1 del sistema

$p_2$  = presión estática en el punto 2 del sistema

$\bar{V}_1$  = velocidad media en la sección del punto 1 del sistema

$\bar{V}_2$  = velocidad media en la sección del punto 2 del sistema

$\alpha_1$  = factor de corrección para uso de velocidad media de fluido en la sección del punto 1 del sistema

$\alpha_2$  = factor de corrección para uso de velocidad media de fluido en la sección del punto 2 del sistema

$z_1$  = altura del punto 1 del sistema respecto de una referencia

$z_2$  = altura del punto 2 del sistema respecto de una referencia

$\rho$  = densidad del fluido

$g$  = aceleración de la gravedad

$H_l$  = pérdidas de carga mayores expresadas en términos de altura de presión

$H_{lm}$  = pérdidas de carga menores expresadas en términos de altura de presión

$H_p$  = incremento de altura de presión que aporta una bomba

Las pérdidas de carga mayores se deben a los efectos de fricción en flujos completamente desarrollados en tubos de área constante. Las pérdidas de carga menores resultan de entradas, acoples, cambios de área, etc. Las bombas son componentes que entregan energía al fluido. El incremento de altura de presión debido a una bomba es parte de las performances de la misma; se puede obtener mediante ensayos en banco o ser provisto por el fabricante

La sistematización del cálculo de presiones y caudales en el sistema se logra reduciendo el problema de flujo de fluidos en una red o circuito a la solución de un conjunto de ecuaciones

que deben ser resueltas en forma iterativa.

La práctica sugerida en las instrucciones de uso de Flowmaster® (Mentor Graphics, 2013) para afrontar el análisis del sistema de combustible consiste en aplicar la metodología descrita en la siguiente secuencia ordenada de pasos:

- Identificación del problema
- Consideración del sistema real mediante esquemas descriptivos del mismo.
- Construcción del modelo computacional.
- Relevamiento de los datos específicos de los componentes.
- Configuración de las condiciones generales del modelo.
- Definición de las simulaciones a ejecutar.
- Interpretación de los resultados.

### 2.1 Identificación del problema

Se debe verificar que, con la nueva planta de potencia instalada en la aeronave, la presión de combustible a la entrada del motor se encuentre dentro de los rangos especificados por el fabricante del motor para toda condición de operación permitida y probable.

Los parámetros involucrados en el problema se muestran en la Figura 1, donde se representa al sistema de combustible como una caja negra que procesa información que ingresa a la misma y luego provee una salida.

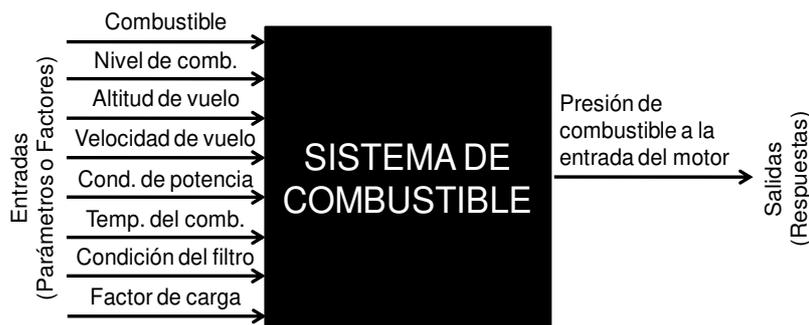


Figura 1: Modelo de caja negra del sistema de combustible de la aeronave.

### 2.2 Consideración del sistema real

En la Figura 2 se presenta el esquema del sistema de combustible con el listado de sus componentes.

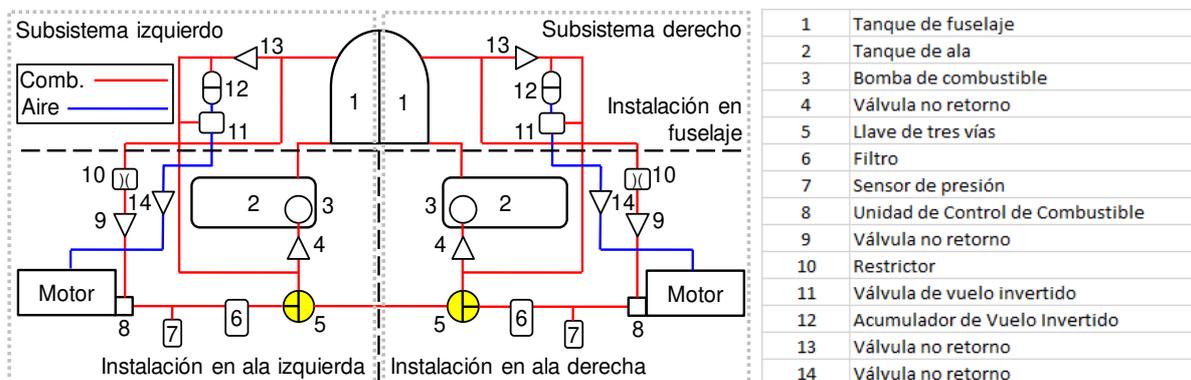


Figura 2: Esquema del sistema de combustible en operación normal. Los subsistemas derecho e izquierdo son idénticos e independientes.

## 2.3 Construcción del modelo computacional

El software utilizado para el análisis que tiene lugar en este trabajo es Flowmaster V7Aerospace (FM V7.9.2.3 Build 2), denominado desde ahora en adelante como Flowmaster® (<https://www.mentor.com/products/mechanical/Flowmaster/Flowmaster/>).

La Figura 3 muestra el modelo del sistema de combustible completo. Para evitar consumo de tiempo y recursos computacionales, aprovechando la simetría del sistema, la simulación se realiza con un modelo simplificado basados en el sistema completo; tal modelo se muestra en la Figura 4.

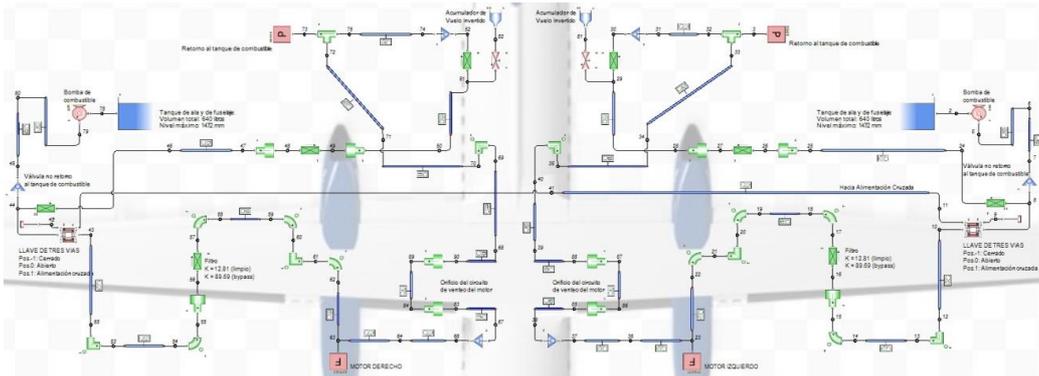


Figura 3: Modelo computacional completo.

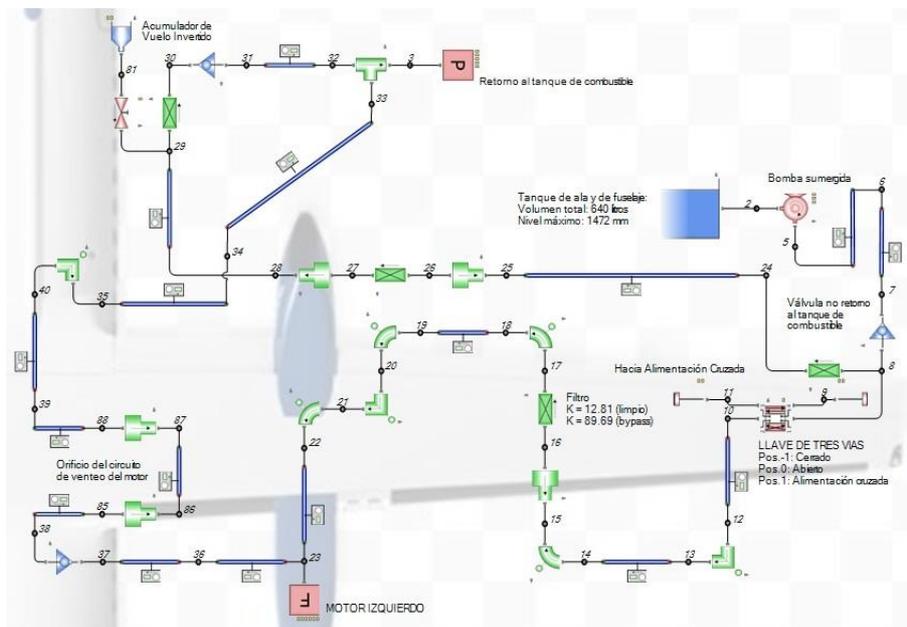


Figura 4: Modelo computacional para simulación del sistema de combustible durante alimentación normal con bomba.

## 2.4 Relevamiento de datos de componentes

En la Tabla 2 se encuentran los principales componentes del modelo computacional con los datos para configuración de los mismos. Los datos se toman de información provista por el fabricante, performances mínimas para mantenimiento, o ensayos en banco.

## 2.5 Configuración de las condiciones generales del modelo

Entre las condiciones generales se encuentra el criterio de convergencia, definido para todas las simulaciones en 0.01 psia; y el valor inicial de caudal másico propuesto, definido en 1000 PPH. Esto es necesario debido a que el método de resolución que emplea el software de cálculo para resolver el sistema de ecuaciones que modela la red de tuberías es iterativo.

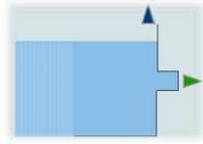
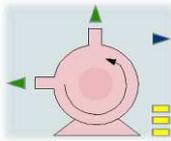
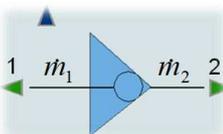
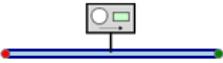
Componente	Figura	Datos	Observaciones
Tanque de combustible		Nivel de la base respecto de la referencia: <b>Z = 1.644 m.</b> Nivel de líquido en tanque: <b>h = 0 hasta 1.472 m.</b> Presión en la superficie del líquido: PS = Patm.	El componente se utiliza para configurar condiciones de contorno.
Bomba de combustible		Altura de presión nominal: <b>H<sub>R</sub> = 23 m</b> Caudal nominal: <b>Q<sub>R</sub> = 387 PPH</b> Velocidad de rotación nominal: <b>ω<sub>R</sub> = 9300 rpm</b> Rendimiento nominal: <b>η<sub>R</sub> = 0.1</b> Curva de performances.	La curva de performances de la bomba se obtuvo mediante ensayos en banco.
Válvula no retorno		Presión de apertura: <b>P<sub>Cr</sub> = 0.853 psi</b> Caída de presión a 360 L/h: <b>ΔP = 1.493 psi</b>	Esta válvula cumple la función de presurizar al sistema de combustible
Tuberías		Ver <a href="#">Tabla 3</a> .	

Tabla 2: Principales componentes del modelo computacional del sistema de combustible.

Longitud [m]	Diámetro [mm]	Rugosidad absoluta [mm]	Cant.	Observación
0.61	10.31	0.0025	2	Caños de aluminio
0.34	10.7	0.0025	2	
2.72	10.7	0.0025	2	
0.42	10.7	0.0025	2	
0.88	8.41	0.0025	2	
6.3	10.7	0.0025	1	
1.15	10.7	0.0025	2	

0.305	4.5	0.0025	4	
3.322	4.5	0.0025	2	
1.072	8.41	0.0025	2	
0.189	10.7	0.0025	2	Caños de acero inoxidable en zona de motor
0.286	14	0.0025	2	
0.25	12.7	0.025	2	Manguera: conexión al puerto de entrada del motor
0.25	5.4	0.025	2	Manguera: conexión al puerto de venteo de la unidad de control de combustible del motor

Tabla 3: Parámetros que definen la tubería del sistema de combustible.

## 2.6 Definición de las simulaciones a ejecutar

Para definir estas simulaciones se configuran estructuras de tratamiento factorial, que es parte de la técnica de Diseño de Experimentos (DoE) (Oehlert, 2000).

El análisis factorial consiste en definir tantas simulaciones como combinaciones posibles de niveles de parámetros de entrada se tengan. Los niveles son valores específicos de los parámetros de entrada, a saber:

- 4 tipos de combustibles (Jet B, Jet A, Jet A-1 y Av-Gas)
- 4 temperaturas de combustible que varían entre  $-18^{\circ}\text{C}$  hasta  $45^{\circ}\text{C}$
- 4 altitudes de vuelo que varían entre los 0 y 30000 ft
- 2 condiciones de filtro, bloqueado y limpio
- 4 valores de consumo de combustible que varían entre un mínimo de 80 PPH hasta un máximo de 600 PPH.
- 3 niveles de combustible en tanques que varían entre 0.1 m (nivel mínimo) y 1.472 m (tanques llenos)

De la combinación de los parámetros mencionados surgen 1536 simulaciones de flujo incompresible estacionario que se programan en Flowmaster<sup>®</sup> para ser corridas en forma automática. De tales simulaciones se obtienen 1536 valores de presión a la entrada del motor (ver Figura 6).

## 3 RESULTADOS

### 3.1 Comparación entre ensayos y simulaciones

En la Figura 5 se presenta una comparación entre nueve valores de presión a la entrada del motor obtenidos mediante el sistema de adquisición de datos de la aeronave utilizada como prototipo para la certificación y simulaciones realizadas con el modelo computacional de la Figura 4 con componentes clave tales como la bomba de combustible y válvula de presurización del sistema configurado con los valores extremos de performances factibles de ser obtenidos en la puesta a punto de los mismos.

Se puede apreciar mediante la Figura 5 la validez del modelo computacional.

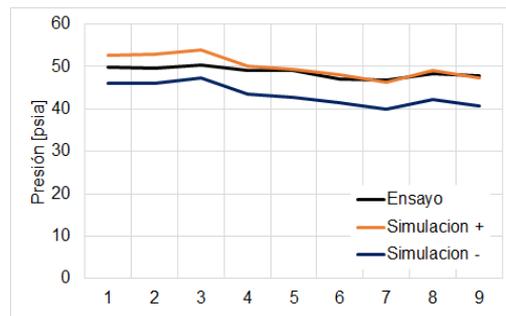


Figura 5: Comparación entre resultados de ensayos y simulación. Simulación +: resultados obtenidos con datos de componentes correspondientes a performances máximas. Simulación -: resultados obtenidos con datos de componentes correspondientes a performances mínimas.

### 3.2 Valores de presión a la entrada del motor

De las 1536 simulaciones realizadas con el modelo computacional de la Figura 4, utilizando las combinaciones de parámetros mencionados en la sección 2.6, se obtienen los resultados mostrados en la Figura 6.

Todos los valores de presión a la entrada del motor obtenidos se encuentran por encima del límite de presión requerido para que el motor pueda operar en forma segura.

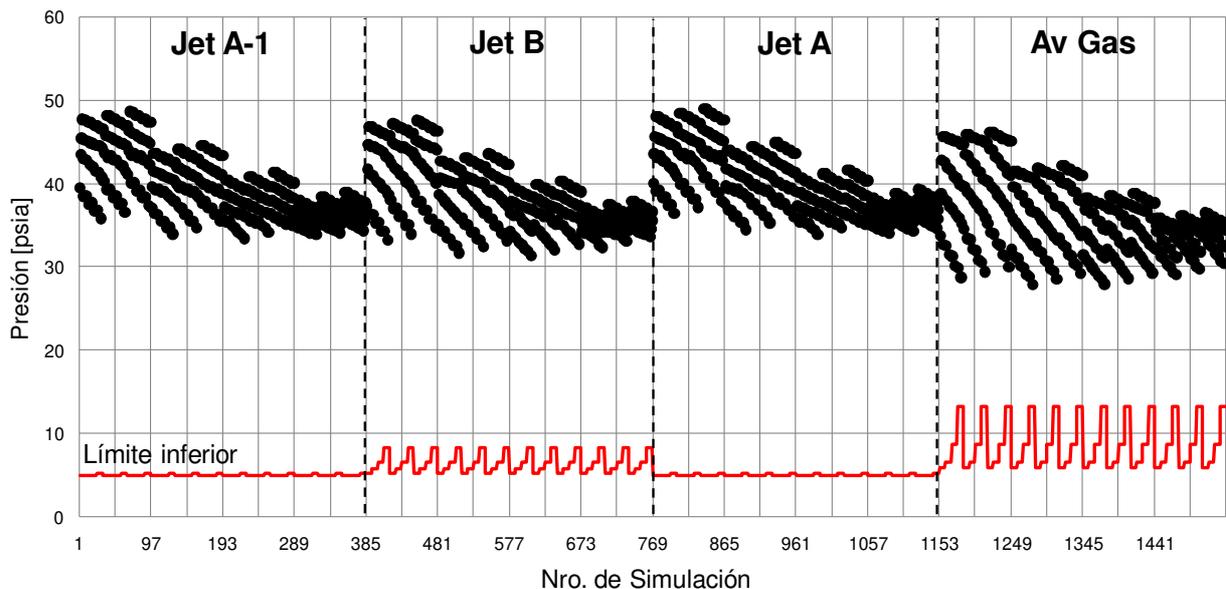


Figura 6: Presión a la entrada del motor.

### 3.3 Efectos principales e interacciones

El estudio de los efectos principales y las interacciones es la parte de la técnica de Diseño de Experimentos que permite entender la influencia de los parámetros de entrada sobre los resultados (Oehlert, 2000).

La Figura 7 y la Figura 8 se obtuvieron con las funciones `maineffectsplo`t y `interactionplo`t de MATLAB. Estas funciones de MATLAB pertenecen a las herramientas dedicadas especialmente a Diseño de Experimentos.

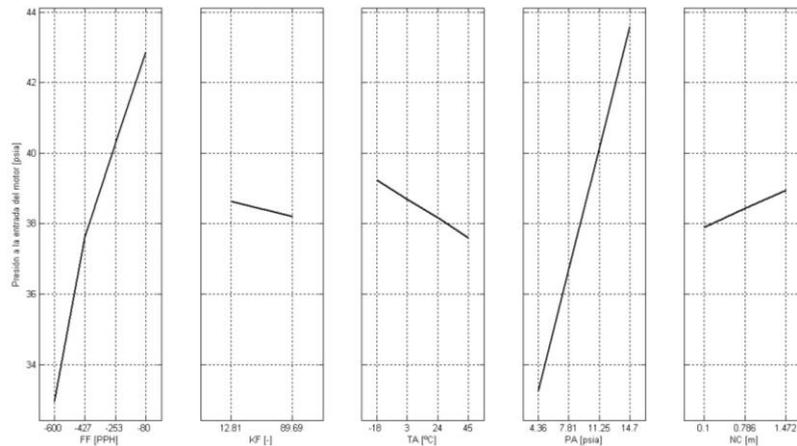


Figura 7: Efectos principales de los parámetros para el caso de alimentación normal con combustibles Jet A-1 o Jet A.

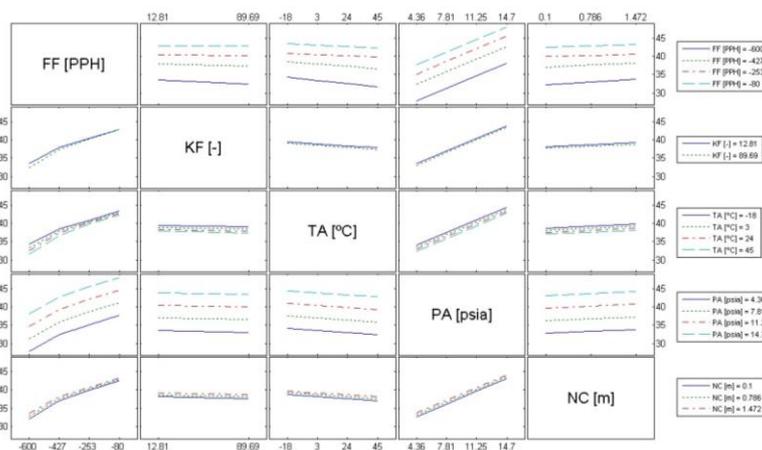


Figura 8: Interacciones entre parámetros para el caso de alimentación normal con combustibles Jet A-1 o Jet A.

### 3.4 Superficies de respuesta

Las superficies de respuesta son modelos continuos útiles para describir la respuesta a ciertos parámetros o encontrar valores óptimos (NIST/SEMATECH, 2012).

La expresión general de las mismas está dada por la Ec. (2).

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^m \beta_i x_i + \sum_{i=1}^m \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1, j \neq i}^m \beta_{ij} x_i x_j \quad (2)$$

Donde:

$y$  = Parámetro de salida

$m$  = Cantidad de parámetros de entrada

$x_i, x_j$  = Parámetro de entrada

$\beta_0$  = Valor medio general

$\beta_i, \beta_{ii}, \beta_{ij}$  = Coeficientes de proporcionalidad de los parámetros  $x_i, x_i^2$  y  $x_{ij}$  sobre la respuesta.

En la Figura 9 se puede apreciar la superficie que muestra la variación continua de la presión a la entrada del motor en función de la altitud de vuelo y el consumo de los mismos, los parámetros que más influencia tienen sobre el resultado que estos producen.

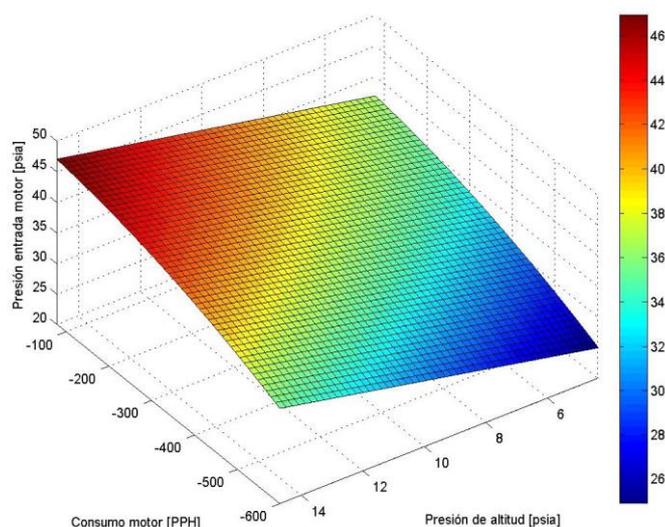


Figura 9: Superficie de respuesta para combustible Jet A-1. Temperatura del combustible 45°C.

#### 4 CONCLUSIONES

La coherencia entre los resultados obtenidos mediante simulación, y los datos de ensayos, según lo que se puede apreciar en la Figura 5; permiten entender que el modelo computacional de la Figura 4 provee resultados válidos para la certificación de la modificación.

El sistema de combustible de la aeronave, bajo condiciones de operación normal, provee combustible a la planta de potencia a una presión tal que se cumple con lo requerido por el fabricante del motor para su operación segura, ergo, cumple con lo requerido en 14 CFR FAR §23.2430. Los resultados del análisis exhaustivo del sistema de combustible expuestos en este trabajo son la evidencia de cumplimiento, y los mismos pueden ser presentados a la Autoridad Aeronáutica.

Se dispone de un modelo continuo que permite calcular valores de presión a la entrada del motor en función de los principales parámetros que los afectan.

#### REFERENCIAS

- Federal Aviation Administration, 2018. <https://www.faa.gov>. [En línea] Disponible en: [https://www.faa.gov/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aviation/media/amt\\_airframe\\_hb\\_vol\\_2.pdf](https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/media/amt_airframe_hb_vol_2.pdf) [Último acceso: 15 03 2021].
- Kundu, A. K. *Aircraft Design*. New York: Cambridge University Press, 2010.
- Langton, R., Clark, C., Hewitt, M. & Richards, L. *Aircraft Fuel Systems*. Chippenham (Wiltshire): JohnWiley & Sons, Ltd, 2009.
- Mentor Graphics. Flowmaster. *Fluid thinking for systems engineers*. Wilsonville: Mentor Graphics Corporation, 2013.
- NIST/SEMATECH, 2012. *e-Handbook of Statistical Methods*. [En línea] Disponible en: <http://www.itl.nist.gov/div898/handbook/> [Último acceso: 30 Julio 2019].
- Oehlert, G. W. *A First Course in Design and Analysis of Experiments*. s.l.: W. H. Freeman, 2000.
- Pritchard, P. J. *Fox and MacDonald's Introduction to Fluid Mechanics*. Octava ed. Hoboken (New Jersey): John Wiley & Sons, Inc., 2011.