

REFRIGERACIÓN DEL MOTOR DEL IA-100/B

C. Sacco^a, E. Gonzalez Garcia^a y G. Scarpin^a

^aDepartamento de Mecánica, Facultad de Ingeniería, CRUC-IUA, UNDEF.

Email: csacco@iua.edu.ar

RESUMEN

El diseño adecuado del sistema de refrigeración del motor de un avión es esencial para garantizar su correcta operación durante todo el vuelo. La temperatura del mismo se debe mantenerse dentro de un rango muy específico, lo que hace que el diseño de las tomas de aire, los baffles, los flaps de capot y la forma del carenado motor y el capot sean críticos para lograr una refrigeración eficiente.

En este trabajo se presenta el desarrollo realizado para el avión entrenador básico IA-100 B motorizado con un motor LYCOMING 540. Los estudios se realizaron mediante simulaciones numéricas de mecánica computacional con Elementos Finitos y permitieron analizar cada uno de los elementos que componen el sistema de refrigeración del motor. En el modelo se utilizaron elementos porosos con porosidad ortotrópica para simular las aletas de refrigeración de cada cilindro y los radiadores. Para tener en cuenta posibles defectos de instalación se definieron zonas con pérdidas de caudal que emulan fallos en los sellos de los baffles.

Para asegurar el cumplimiento de los requerimientos del fabricante del motor se simularon diferentes casos variando ángulos de ataque, velocidades, alturas, condiciones ISA y potencia del motor.

Palabras clave: REFRIGERACIÓN MOTOR, ELEMENTOS FINITOS, AERODINÁMICA INTERNA

INTRODUCCIÓN

Históricamente el diseño de las tomas de aire y los elementos que componen el sistema de refrigeración de la mayoría de los aviones con motor a pistón se han realizado utilizando métodos simplificados basados en las ecuaciones integrales de la mecánica de fluidos [2], estos resultados son corregidos de forma semiempírica con una metodología desarrolladas principalmente por Lycoming [1]. Finalmente los resultados se calibraban mediante ensayos en vuelo.

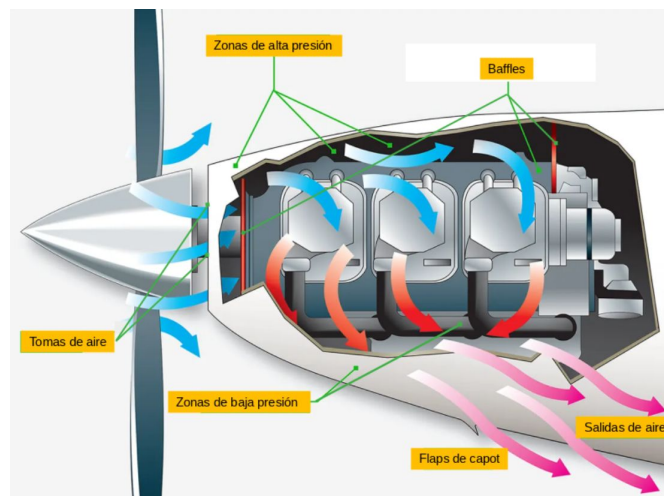


Figura 1: Esquema de enfriamiento por aire del motor.

El proceso de enfriamiento por aire de un motor de pistón se fundamenta en el flujo que circula a través de las aletas de refrigeración de los cilindros del motor. Para lograr esta circulación, es esencial establecer una región de alta presión en la parte superior del motor y una de baja presión en la parte inferior. La presión elevada en la parte superior se logra mediante las tomas de aire y una correcta estanqueidad proporcionada por los *baffles*.

En la sección inferior del motor, la baja presión se consigue mediante las salidas de aire y los flaps del capot. Una representación esquemática del sistema de enfriamiento por aire del motor de una aeronave se presenta en la Figura (1).

Para garantizar que el motor trabaje en condiciones óptimas de temperatura el fabricante brinda curvas de diferencia de presión en función del caudal de aire que circula entre la parte superior e inferior, y por otro lado, el caudal necesario para garantizar el correcto enfriamiento del motor se obtiene a partir de curvas que relacionan la temperatura exterior y la potencia del motor. En este, caso el fabricante presenta los gráficos para dos curvas de potencia, la máxima y la del 75 %. En la figura (2) se muestran las curvas utilizadas en el trabajo.

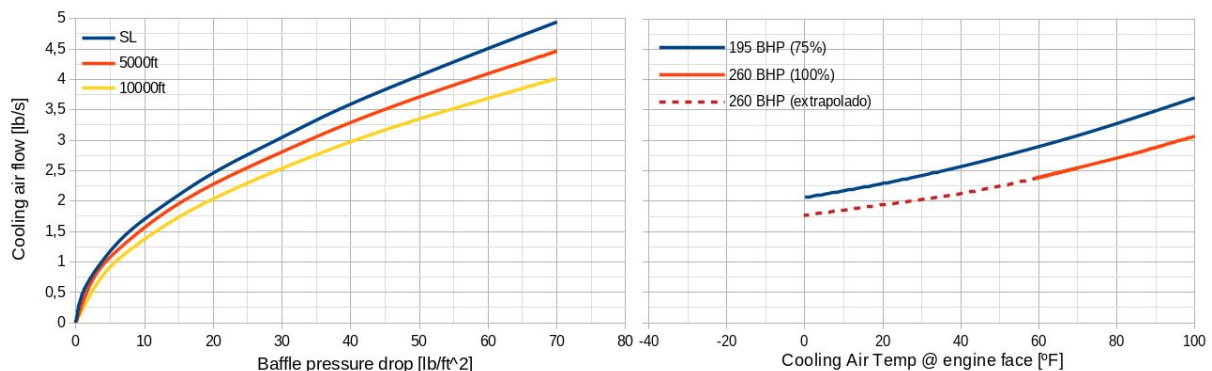


Figura 2: Curvas de refrigeración del motor LYCOMING 540.

El análisis necesario para verificar el comportamiento del flujo de aire en la zona donde se encuentra instalado el motor del avión se deben modelar teniendo en cuenta la mayor cantidad de detalles posibles (flujo interno), además este resultado es muy dependiente de las condiciones del flujo en la zona externa del avión (flujo externo). Debido a la complejidad del problema este tipo de análisis requiere el uso de métodos numéricos que permitan simular flujos transitorios viscosos.

MODELO

Las simulaciones para analizar la refrigeración del motor del IA-100B se realizan mediante un código de CFD que resuelve las ecuaciones de Navier Stokes incompresibles mediante el método de Elementos Finitos [3] y [4]. Uno de los puntos a destacar es que el código incluye modelos de medios porosos que se utilizan para simular elementos como los radiadores y elementos que producen pérdidas de cargas.

El problema que se analiza presenta flujo externo y flujo interno, que están fuertemente acoplados. Por lo tanto se modeló el avión completo sin los empenajes, como se puede ver en la figura (3) y el vano motor haciendo especial énfasis en los elementos que separan las zonas de alta presión con las de baja presión (*baffles*), tomas de aire, salidas de aire y radiadores (Ver figura (4)).

Geometría del motor

El modelo del motor LYCOMING se simplificó dejando solamente los elementos principales. El punto más importante dentro del modelo para fluido es el tratamiento que se le da a la zona

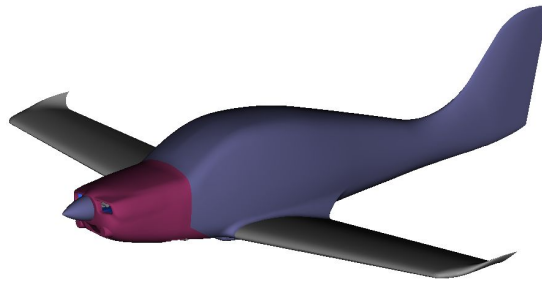
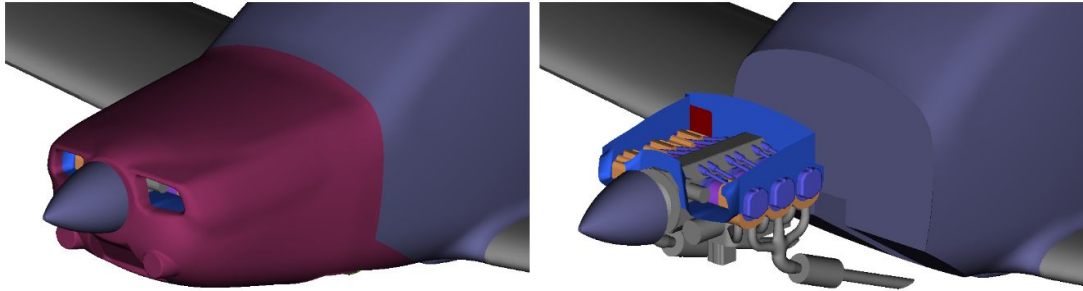


Figura 3: Modelo completo para análisis de refrigeración.

Figura 4: Detalles de la zona del *cowling* y el motor.

con aletas de refrigeración. Debido a que el espacio entre aletas es pequeño resulta muy difícil modelar dichos elementos. La solución mas adecuada es definir un medio poroso, con porosidad ortotrópica, que produzca una pérdida de carga equivalente a las aletas. En la figura (5) se puede ver la geometría del motor utilizada.

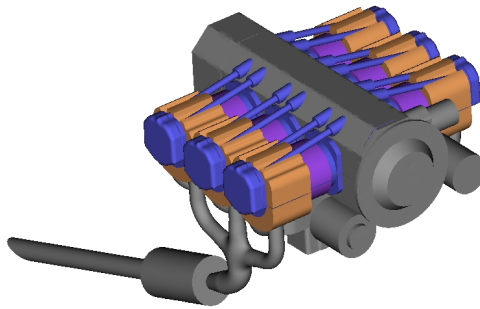


Figura 5: Modelo del motor del LYCOMING 540.

Tratamiento de las aletas. Las aletas de refrigeración de cada uno de los cilindros se simularon como un medio poroso, mientras que el resto del motor se modeló como un elemento sólido. Todas las aletas están orientadas en la misma dirección y son paralelas al plano axial del motor, por lo tanto no permiten que el flujo circule en dirección tangente al mismo.

El modelo de medios porosos implementado en el programa de simulación está definido a través de la ecuación de Darcy-Forchheimer cuya expresión es:

$$\frac{\Delta p}{l} = D\mu V + C\frac{1}{2}\rho V^2 \quad (1)$$

En esta ecuación los coeficientes D y C son vectoriales cuando se trabaja con materiales ortotrópicos.

Para el caso de las aletas se hizo un modelo simple de tres aletas y a partir de ese análisis se

definieron los valores de D y C . Estos valores luego se ajustaron con las curvas del motor en la que se presentan la caída de la presión en función del caudal para distintas alturas (Figura (2) izquierda).

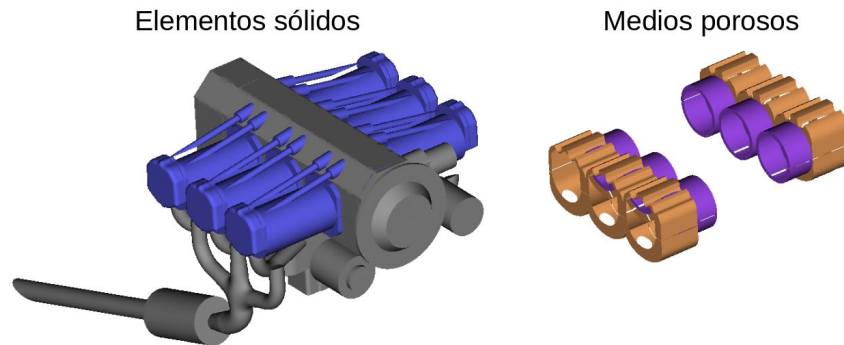


Figura 6: Detalle del motor y las aletas.

Los valores utilizados para la simulación de las aletas fueron:

$$\begin{array}{ll} D_n = 1e7 & C_n = 1e4 \\ D_{t_1} = 632756 & C_{t_1} = 140 \\ D_{t_2} = 632756 & C_{t_2} = 140 \end{array}$$

Como se puede observar se definieron mediante un sistema de referencia local donde el eje normal es ortogonal a la aleta. Para que el flujo no circula en dicha dirección se utilizan coeficiente cuyo valor es mucho mas grande.

Tratamiento del radiador El motor tiene un radiador de aceite el cual requiere un caudal de aire mínimo para garantizar la refrigeración del mismo. En este caso el radiador se simuló con la misma técnica que las aletas, mediante un medio poroso cuya caída de presión obedece a la ley de Darcy-Forchheimer. Este elemento está ubicado en la zona de alta presión, como se puede observar en la figura (7).

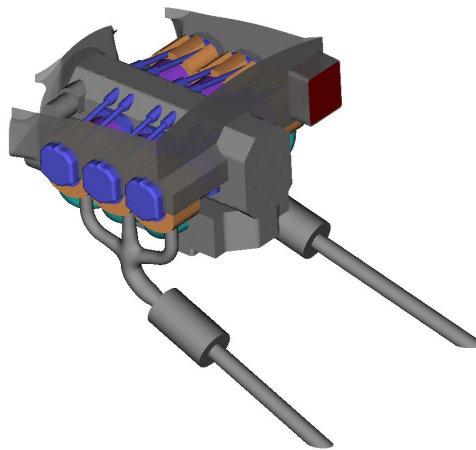


Figura 7: Modelo de los *baffles* y el radiador (en rojo).

Los coeficientes utilizados en la simulación del radiador son:

$$\begin{array}{ll} D_n = 0. & C_n = 384 \\ D_{t_1} = 0. & C_{t_1} = 1e5 \\ D_{t_2} = 0. & C_{t_2} = 1e5 \end{array}$$

Mallado

Se generó un mallado único con elementos triangulares en la superficie y elementos tetraedros en el volumen. Se fijaron condiciones de calidad para la superficie a través del *skewness* igual a 0.65 para los elementos triangulares y 0.92 para los tetraedros. Los elementos en la zona del motor tienen un tamaño mínimo de 4mm y un valor máximo de 10mm refinado según criterios de cercanía y curvatura. Para la parte externa del modelo los tamaños de elementos van desde 10mm hasta 40mm. Las mallas resultantes tienen aproximadamente 10 millones de elementos.

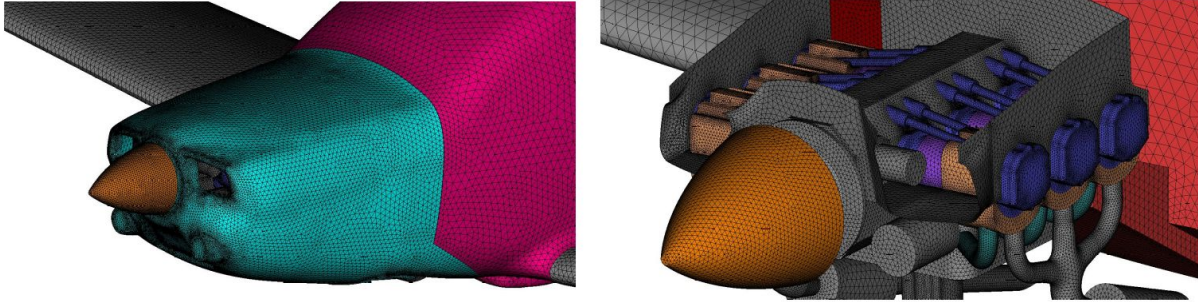


Figura 8: Detalles del mallado de superficie del modelo.

Condiciones de análisis

La correcta refrigeración del motor se debe satisfacer en todas las condiciones de vuelo. Para verificar esto se definieron casos de análisis que contemplan variaciones de distintos parámetros. Para esto se tomaron dos condiciones de vuelo; ascenso y crucero, en cada uno de ellos se modificaron el ángulo de ataque, altura, condición ISA, velocidad, potencia del motor y apertura de los flaps de capot.

Las combinaciones de las variables previamente mencionadas se agruparon en casos, y se presentan en la tabla (1).

Tabla 1: Definición de los casos de análisis.

	ISA+	Alfa [°]	Altura [ft]	TAS [m/s]	ρ [kg/m ³]	Potencia [%]	Flap
Caso 0	0	0	8000	81.23	0.9630	75	Cerrado
Caso a	0	5	8000	81.23	0.9630	75	Cerrado
Caso b	15	0	8000	83.44	0.9127	75	Cerrado
Caso c	0	0	8000	78.33	0.9630	75	Cerrado
Caso d	25	0	8000	84.88	0.8820	75	Cerrado
Caso e	0	0	6000	78.77	1.0240	75	Cerrado
Caso f	0	0	4000	54.59	1.0879	85	Cerrado
Caso g	0	0	4000	54.59	1.0879	85	Abierto 20 ^o
Caso h	0	0	4000	54.59	1.0879	85	Abierto 40 ^o
Caso i	25	0	4000	56.97	0.9988	85	Abierto 40 ^o
Caso j	0	5	4000	54.59	1.0879	85	Abierto 40 ^o
Caso k	0	0	2000	52.98	1.1549	85	Abierto 40 ^o

RESULTADOS

Para asegurar una adecuada refrigeración del motor, se deben considerar cuatro variables: las tomas de aire, las salidas de aire, los flaps del capot y los *baffles*. Para satisfacer cada una de las condiciones de vuelo definidas en la tabla (1) se requiere un análisis exhaustivo de distintas

combinaciones de las variables involucradas que, además de cumplir con los requisitos de refrigeración, no debían penalizar excesivamente la resistencia aerodinámica del avión. Los resultados que se presentan en este trabajo corresponden a la **configuración inicial** (propuesta con dimensionamiento empírico) y la **configuración final**. Cabe mencionar que se realizaron 9 propuesta intermedias hasta llegar a la configuración final. Para ello se realizaron mas de 50 análisis de CFD.

Análisis de la configuración inicial

Como primer paso del trabajo se analizó la configuración inicial propuesta. Para el caso definido como **Caso 0** (condición de crucero) los resultados obtenidos fueron:

- Caudal= 2.02 [Lb/s]
- Factor de recuperación 0.51

El valor del caudal obtenido presenta un déficit de mas del 21 % respecto al requerido por el motor y por otro lado el factor de recuperación es extremadamente bajo ya que la literatura propone valores cercanos a 0.75 para tomas de aire bien diseñadas.

Análisis de los *Baffles*

Lo primero que requiere análisis en el sistema de refrigeración son los *baffles* del motor. Su función principal consiste en lograr la máxima estanqueidad en la región de alta presión del motor. Al mismo tiempo, deben asegurar de que el flujo de aire no experimente separaciones abruptas, ya que esto podría afectar considerablemente a la eficiencia de las tomas de aire. La propuesta inicial, se ajustó a lo largo de los sucesivas simulaciones hasta alcanzar la solución definitiva. La Figura (9) ilustra tanto la propuesta inicial como la versión final tras el proceso llevado a cabo.

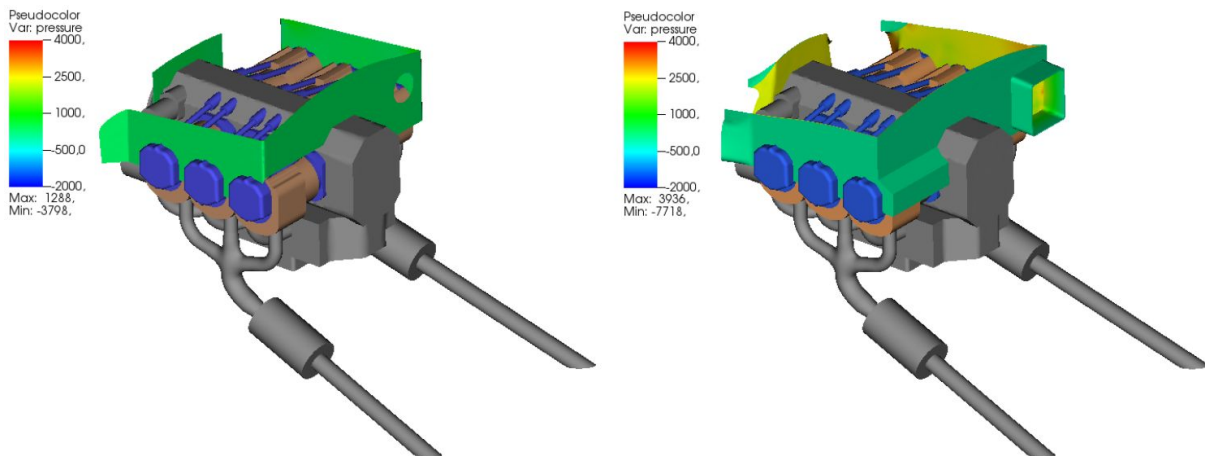


Figura 9: Comparación de la propuesta original (izquierda) y el resultado final (derecha) de los *baffles*.

Como se puede observar la presión en el interior de los *baffles* de la nueva propuesta es mucho mas alta que en la propuesta inicial. Además se cambió la posición del radiador de aceite que inicialmente estaba unido a los *baffles* mediante un conducto y pasó a estar directamente en la parte trasera de los mismos.

Análisis de las tomas de aire

El modelo inicial del avión contaba con tomas de aire que habían sido dimensionadas de forma empírica. A través de sucesivas propuestas de mejoras, las tomas de aire se fueron modificando para conseguir el caudal necesario y maximizar el factor de recuperación. Este factor representa la eficiencia de la toma de aire, representado por la relación entre la presión en el interior del vano motor respecto de la presión total. En un principio se verificó cada uno de los modelos para la condición de crucero (caso 0 de la tabla (1)), en caso de cumplirse se continuó con el resto de los casos.

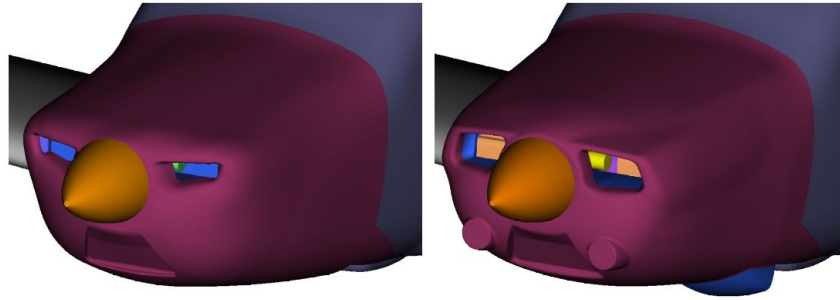


Figura 10: Comparación de la propuesta original (izquierda) y el resultado final (derecha) de las tomas de aire.

En la figura (10) se puede ver la modificación de las tomas de aire (aumento considerable del área) lo que requirió una modificación de la línea de forma del *cowling*. Otra modificación importante se dio en la parte interna de las tomas para evitar el desprendimiento del flujo (ver figura (11)).

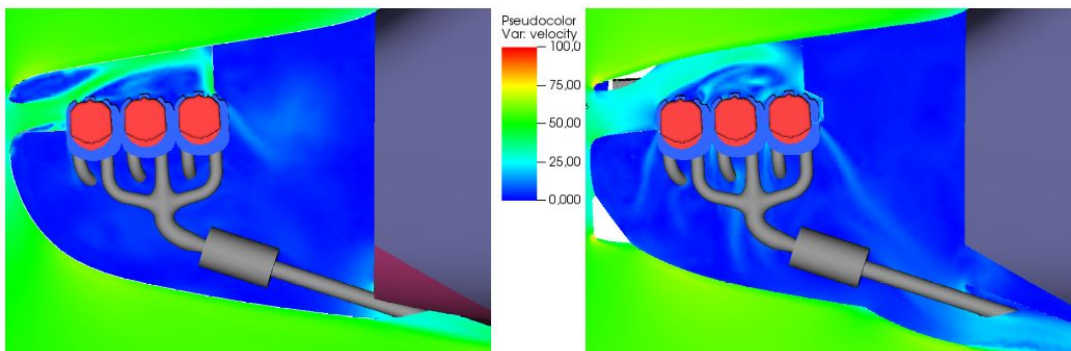


Figura 11: Corte longitudinal que muestra el flujo interno en las dos configuraciones.

En la figura anterior, donde se muestra un corte a la altura de la mitad de la toma de aire izquierda, se puede observar que el flujo en la nueva configuración es más homogéneo. Por otro lado, se puede observar como se modificó la zona interna el labio superior de la toma para evitar el desprendimiento del flujo. Otro punto destacable de la nueva propuesta de *cowling* es el considerable aumento de la salida de aire.

Análisis de las salidas de aire y los flaps de capot

Las salidas de aire del avión se diseñaron para generar baja presión en la zona inferior del vano motor, esto complementa a las tomas de aire para mejorar el caudal circulante por el motor.

En el caso de los flaps de capot se diseñaron para generar un aumento de caudal en los casos críticos como el ascenso y ciertas condiciones de vuelo con elevada temperatura ambiente (ISA+25). En este caso los flaps de capot pueden regular su apertura, siendo la máxima 40°.

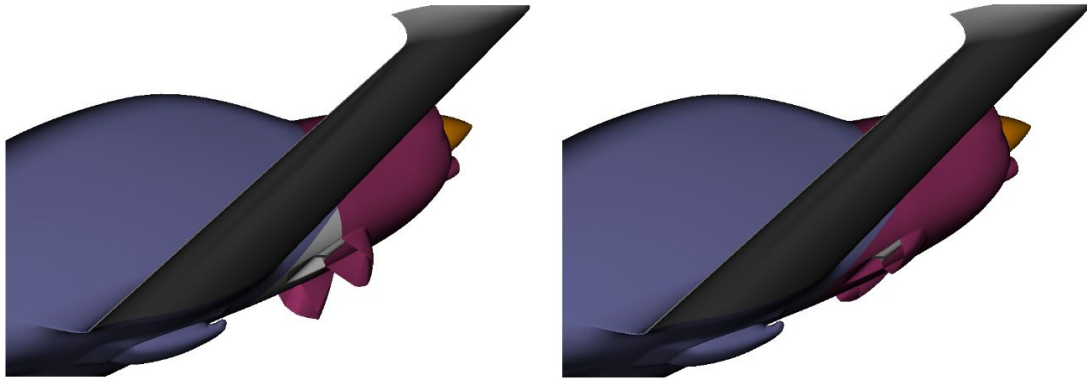


Figura 12: Flaps de capot abiertos (izquierda) y cerrados (derecha).

Resultados de la configuración final

Los resultados obtenidos para todos los casos definidos en la tabla (1) se presentan en en las dos tablas siguientes. En la primera de ellas (tabla (2)) se muestra el caudal (Q) requerido (obtenido de las curvas de la figura (2)) que depende de la temperatura externa y la potencia del motor, el caudal obtenido en la simulación y la diferencia en porcentaje entre ambos. Como se puede observar en la mayoría de las condiciones de vuelo se cumple con el requerimiento de caudal del fabricante, sin embargo hay algunas condiciones en las que no se satisface el caudal mínimo necesario (Caso d, Caso f y Caso i). Estas condiciones son se dan con temperatura externa muy elevada (ISA+25) y se pueden subsanar utilizando mezcla rica para o modificando la velocidad de vuelo.

Tabla 2: Definición de los casos de análisis.

Caso	Temp face [° F]	Q requerido [Lb/s]	Q obtenido [Lb/s]	Diferencia %
Caso 0	30.56	2.45	2.9941	22.21
Caso a	30.56	2.45	2.9733	21.36
Caso b	57.50	2.80	2.9936	6.92
Caso c	30.56	2.45	2.8693	17.11
Caso d	75.60	3.20	2.7213	-14.96
Caso e	37.60	2.60	3.1746	22.10
Caso f	44.78	2.50	2.3369	-6.52
Caso g	44.78	2.50	2.5639	2.56
Caso h	44.78	2.50	2.7483	9.93
Caso i	89.80	3.20	2.6030	-18.66
Caso j	44.78	2.50	2.5163	0.65
Caso k	51.90	2.60	2.7954	7.52

En la tabla (3) se presentan los valores de presión en la zona de los *baffles*, en el vano motor y finalmente se presenta el factor de recuperación. Para el cálculo de las presiones se tomaron 6 puntos en cada zona y se promediaron. Estos puntos se ubican sobre los cilindros, tanto en la parte superior como en la parte inferior.

Si se comparan los resultados obtenidos con los de la configuración inicial se puede ver que se logró una mejora sustancial, ya que el caudal está por encima del valor requerido en casi todos los casos y factor de recuperación promedio es del orden de 0.71, alcanzando el máximo valor de 0.747 para la condición de crucero.

Si bien los principales resultados para evaluar cada una de las propuestas fueron el caudal de aire que circula a través de las aletas del motor, el salto de presión entre las zonas de presión alta y baja y el factor de recuperación, también se utilizaron resultados cualitativos como lo son

Tabla 3: Definición de los casos de análisis.

Caso	P baffles [Pa]	P vano [Pa]	ΔP [Lb/ft ²]	F recuperación
Caso 0	2374.0	21.8	49.40	0.747
Caso a	2325.7	31.9	48.17	0.732
Caso b	2371.0	30.8	49.14	0.746
Caso c	2165.7	39.2	44.66	0.733
Caso d	2160.3	39.0	44.55	0.680
Caso e	2336.7	35.8	48.32	0.735
Caso f	1168.7	9.3	24.35	0.721
Caso g	1187.0	-316.3	31.57	0.732
Caso h	1123.5	-475.0	33.57	0.693
Caso i	1116.7	-483.0	33.59	0.689
Caso j	1140.8	-271.0	29.65	0.704
Caso k	1084.0	-483.2	32.91	0.669

las líneas de corriente. A través de las mismas se puede ver la forma en que circula el aire y da una idea clara de zonas de flujo de baja energía y zonas con desprendimientos. En las figura (13) se muestran las líneas de corriente para la configuración final.

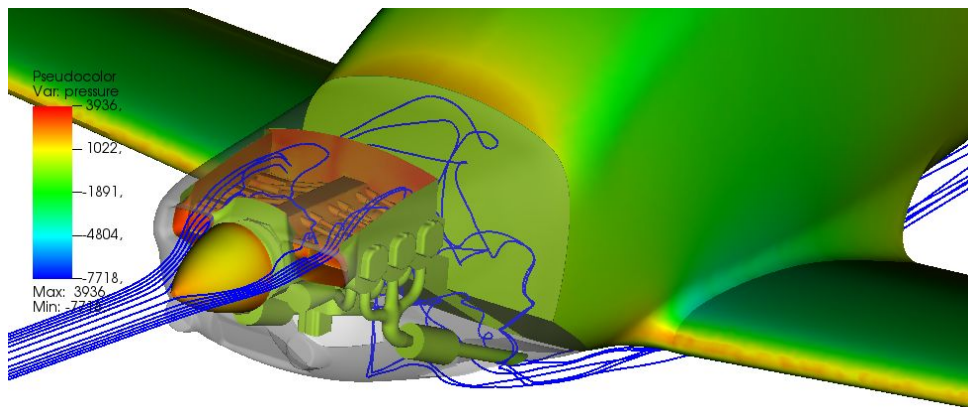


Figura 13: Visualización del flujo mediante líneas de corriente.

Los resultados obtenidos en esta etapa se deberán verificar mediante diversos ensayos en vuelo con los cuales, mediante mediciones de temperaturas de cabeza de cilindro y caudales de aire circulante, se podrá optimizar el funcionamiento del sistema de refrigeración.

CONCLUSIONES

En el trabajo se presentan de forma resumidas las tareas realizado para mejorar el sistema de refrigeración del motor del IA-100/B. Se trabajó en los cuatro elementos principales que componen el sistema de refrigeración y se verificó el cumplimiento de los requerimientos del fabricante para cada una de las condiciones de vuelo. En una siguiente etapa de diseño se deben verificar cada uno de los elementos desde el punto de vista estructural y determinar posibles interferencias entre los distintos elementos.

REFERENCIAS

- [1] Anonymous. Installation design for engine cooling, avco lycoming division, avco corporation, an in-house manual available from lycoming on request, 1950.

- [2] Barnes W. McCormick. *Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics - Second Edition*. John Wiley Sons, INC, New York, 1979.
- [3] C. Sacco, E. Gonzalez, and F. Giuglioloni. Cálculo de Aerodinámica de vehiculos de carreras. In J. Smith, editor, *Procceding MECOM 200*, pages 1494–1507, 2005.
- [4] C. Sacco, E. Gonzalez, and F. Giuglioloni. Análisis de la aerodinámica de un vehículo de competición. In A. Cardona, editor, *Mecánica Computacional*, pages 83–94, 2006.