

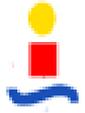
Análisis de actuaciones y planta propulsora de un avión no tripulado: El Proyecto Céfiro

Departamento de Ingeniería Aeroespacial

Autor: Francisco Ventura Samblás Carrasco

Tutor: Sergio Esteban Roncero





Índice



- Introducción
- Análisis de actuaciones y propulsión
 - Selección de la planta motora
 - Modelado de la planta propulsora
 - Análisis de la hélice
 - Actuaciones
 - Análisis de velocidades óptimas
 - Análisis de misión
 - Diagrama de maniobras
- Conclusiones
- Recomendaciones y trabajo futuro



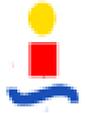


Introducción



- El mundo de los UAV se encuentra en auge dadas las grandes posibilidades de diseño que ofrece:
 - Menos criterios de certificación.
 - No tener que acomodar tripulación y pasaje.
 - Ahorro de combustible y costes de operación.
- Misiones:
 - Militares (tareas de reconocimiento entre otras)
 - Civiles (observación de perturbaciones civiles, extinción de incendios, apoyo al reconocimiento en catástrofes...)
- Contexto del proyecto:
 - Forma parte del proyecto Céfiro, centrándose en el análisis de las actuaciones y la planta propulsora del avión.



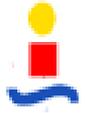


Introducción



- Motivación del proyecto Céfiro:
 - Necesidad del departamento de plataformas de pruebas (UAV) para su uso en otros proyectos de investigación.
 - Baja disponibilidad de plataformas de pruebas en el mercado adecuadas a las necesidades del departamento crea la necesidad de diseñar y construir un UAV.
 - Unificar todos los conocimientos adquiridos a lo largo de los 5 cursos de Ingeniería Aeronáutica y dar a los estudiantes una visión real del modo de trabajo de la industria
- Todo esto desemboca en el proyecto Céfiro.
- Punto de partida: RFP (Request for proposal) propuesto por el Departamento de Ingeniería Aeroespacial.



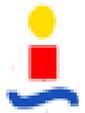


Introducción



- Especificaciones de diseño RFP
 - Autonomía de vuelo inicial 30 minutos.
 - Velocidad máxima ~ 140 km/h.
 - Distancia de despegue y aterrizaje inferior a 230 m
 - Velocidad de entrada en pérdida ≤ 56 km/h.
 - Gradiente de subida ≥ 9 %.
 - Velocidad de ascenso ≥ 185 pies por minuto.
 - Altitud de crucero de operación 500 m sobre el nivel del suelo.
 - Planta motora convencional motores de 2 o 4 tiempos, según preferencias, pero utilizando plantas motoras disponibles “off the shelf”
- Con el fin de comprobar el cumplimiento del RFP se hace necesario el análisis de actuaciones y propulsión y, por tanto, un motor de cálculo para el mismo.

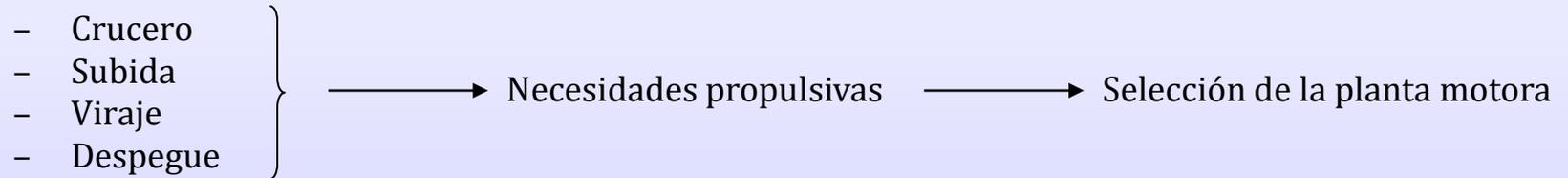




Análisis de actuaciones y propulsión



- Estudio previo de actuaciones



- Planta motora

- Modelado teórico de hélice y motor, y su acoplamiento
 - Elección de hélice

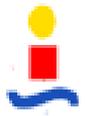
- Análisis de las actuaciones integrales

- Estudio exhaustivo de alcance y autonomía de crucero
 - Actuaciones del resto de segmentos de vuelo

- Estudio de la misión

- Diagrama de maniobras

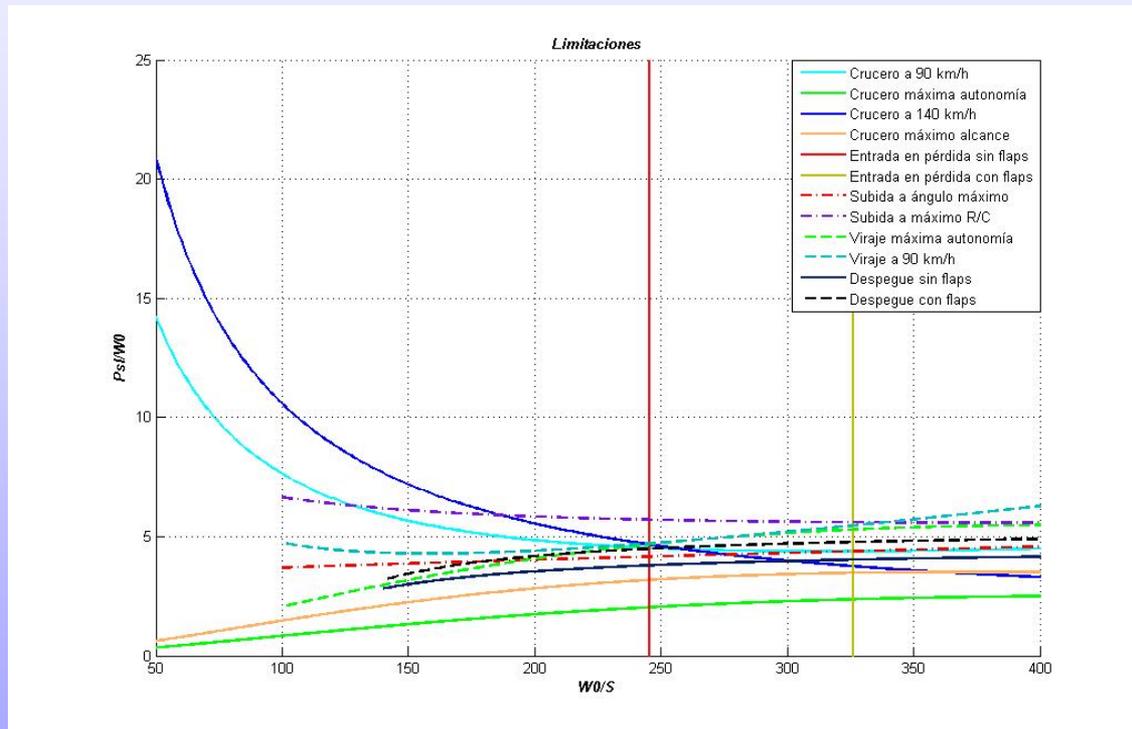




Análisis de actuaciones y propulsión



- Estudio previo de actuaciones



Necesidades propulsivas:

- $W/S = 230 \text{ Pa}$.
- P/W mínimo de 5,74
- $P = 3,9 \text{ hp}$ (coeficiente de seguridad 2)



Motor escogido: THOR 45

- 2 tiempos
- P máxima = 4,2 hp
- RPM 1600-7800



ANÁLISIS DE ACTUACIONES Y PLANTA PROPULSORA DE UN AVIÓN NO TRIPULADO: EL PROYECTO CÉFIRO

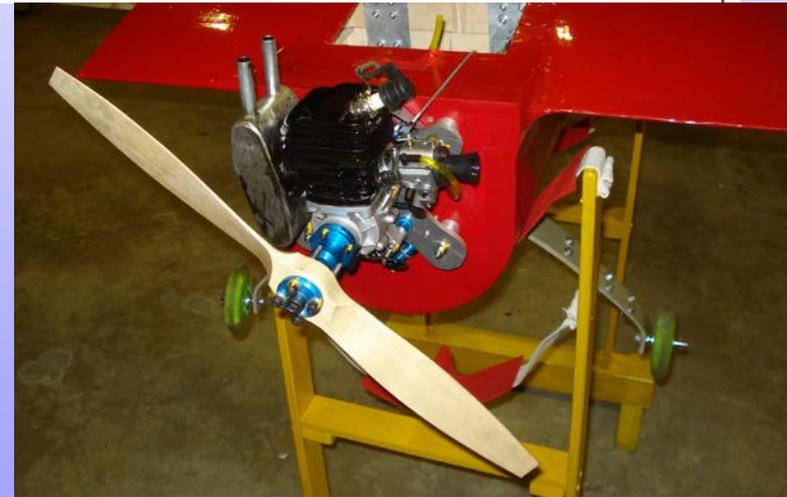


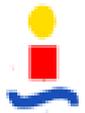


Análisis de actuaciones y propulsión

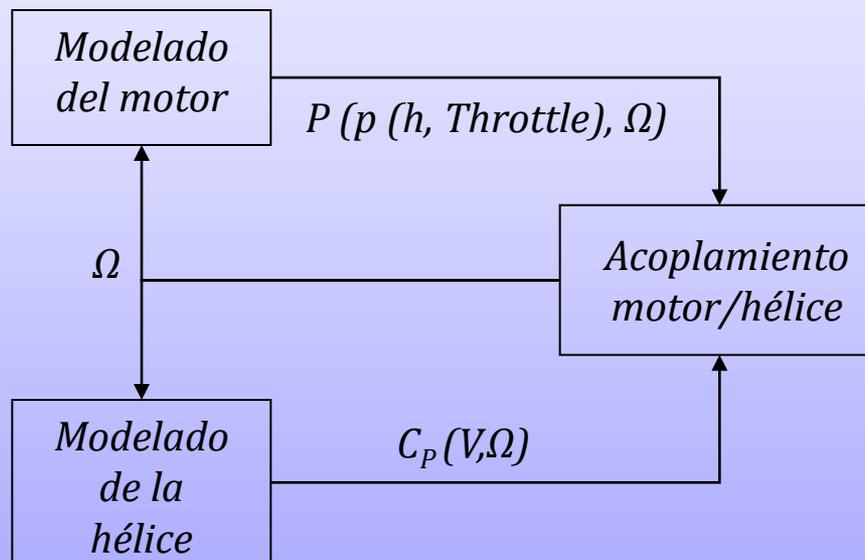
- Motorización escogida

THOR 45 CDI ENGINE SPECIFICATIONS			
Displacement.....	45cc (2.745in ³)	Ignition Type:	DC-CDI (Fully Electronic)
Bore:	43mm (1.693")	Ignition Power Source:	6V DC (5 Cell NiCd/NiMh)
Stroke:	31mm (1.221")	Spark Plug Gap:	0.7mm (0.028")
Practical RPM:.....	1,600 - 7,800	Static Ignition Timing:	12°-14° BTDC
Maximum Power Output:.....	4.2hp	Fuel Required:.....	89-91 Unleaded w/2-St. Oil
Weight w/Muffler:.....	1650g (58.2oz)	Fuel/Oil Ratio:.....	25:1 to 40:1





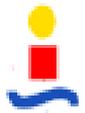
- Planta motora
 - Diagrama de cálculo



RESULTADOS OBTENIDOS

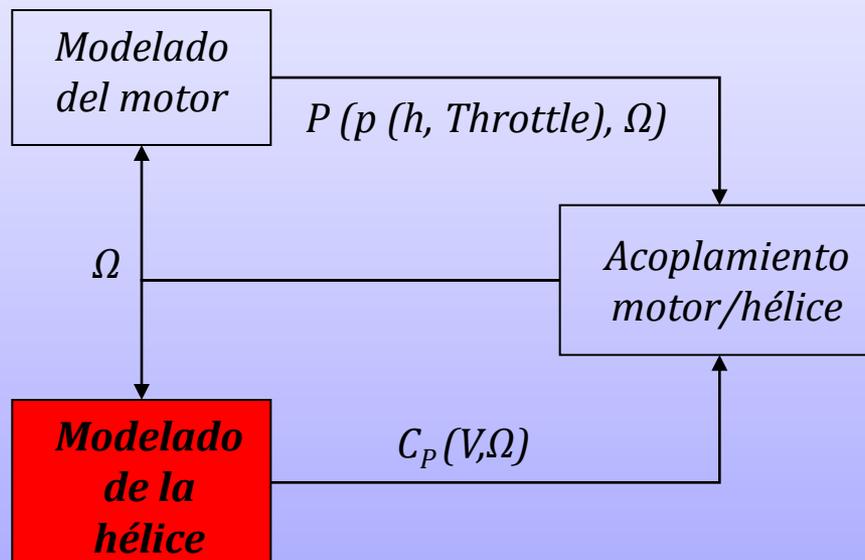
- $\Omega(V, h, Throttle)$
- Consumo $(V, h, Throttle)$
- $P(V, h, Throttle)$
- $T(V, h, Throttle)$
- $\eta_P(V, h, Throttle)$





Análisis de actuaciones y propulsión

- Planta motora
 - Diagrama de cálculo



RESULTADOS OBTENIDOS

- $\Omega (V, h, Throttle)$
- Consumo $(V, h, Throttle)$
- $P (V, h, Throttle)$
- $T (V, h, Throttle)$
- $\eta_P (V, h, Throttle)$

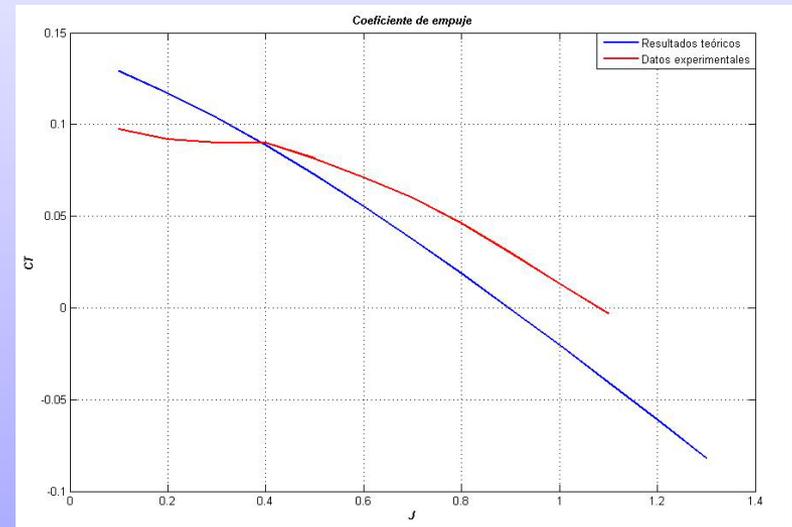
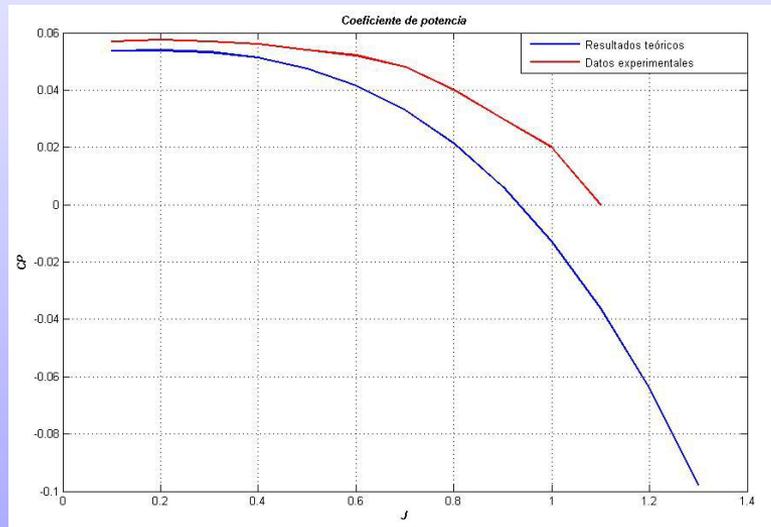




Análisis de actuaciones y propulsión

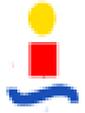


- Modelado de la hélice
 - Modelo basado en la teoría combinada de cantidad de movimiento y elemento de pala incluyendo pérdidas de punta de pala.



- Errores principalmente debidos a la comparación datos experimentales-teóricos (azul: resultados teóricos, rojo: datos experimentales).

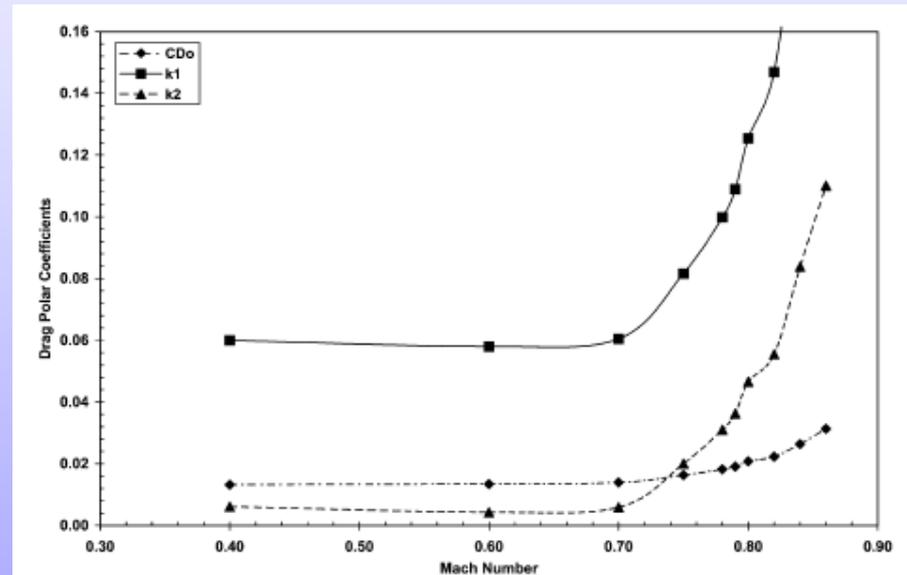




Análisis de actuaciones y propulsión



- Modelado de la polar de la hélice
 - Efectos de compresibilidad en punta de pala [M.Cavcar]

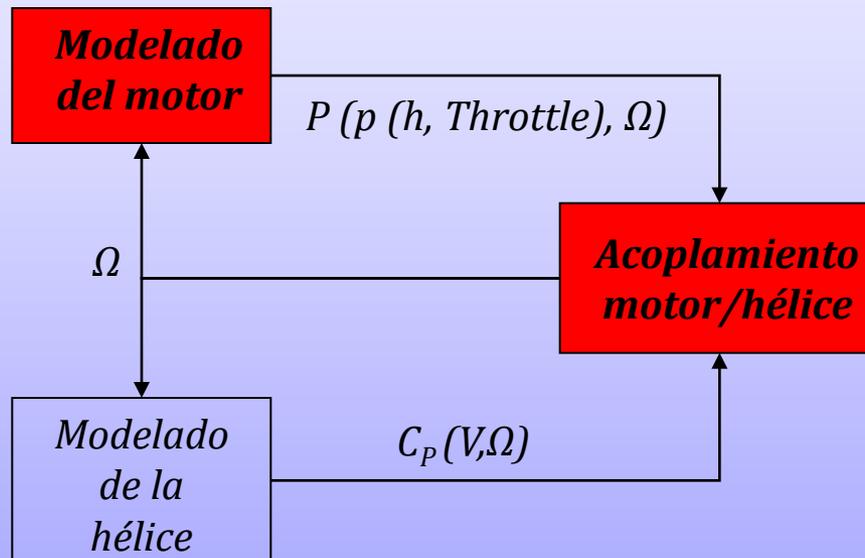


- Interpolación de los coeficientes de la polar normalizados con el valor correspondiente a $M = 0.4$
- Escalado a los valores de la hélice de estudio





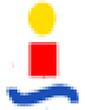
- Planta motora
 - Diagrama de cálculo



RESULTADOS OBTENIDOS

- $\Omega (V, h, Throttle)$
- Consumo $(V, h, Throttle)$
- $P (V, h, Throttle)$
- $T (V, h, Throttle)$
- $\eta_P (V, h, Throttle)$



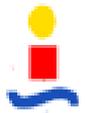


- Modelado de motor y acoplamiento Motor/hélice
 - Modelado motor: Tablas que relacionan potencia en el eje y consumo con RPM (revoluciones por minuto) y MAP (presión de entrada).
 - Extrapolación hasta límite de máximas RPM (7800) con potencia máxima de 4.2 hp.
 - Acoplamiento motor/hélice: El acoplamiento motor/hélice consiste en encontrar el equilibrio de potencia suministrada por el motor y consumida por la hélice.

$$P(h, \Omega) - \rho(h) \cdot \left(\frac{\Omega}{60}\right)^3 \cdot D^5 \cdot C_p(V, \Omega) = 0$$

- Obtenidas las RPM se puede calcular cualquier magnitud del motor.

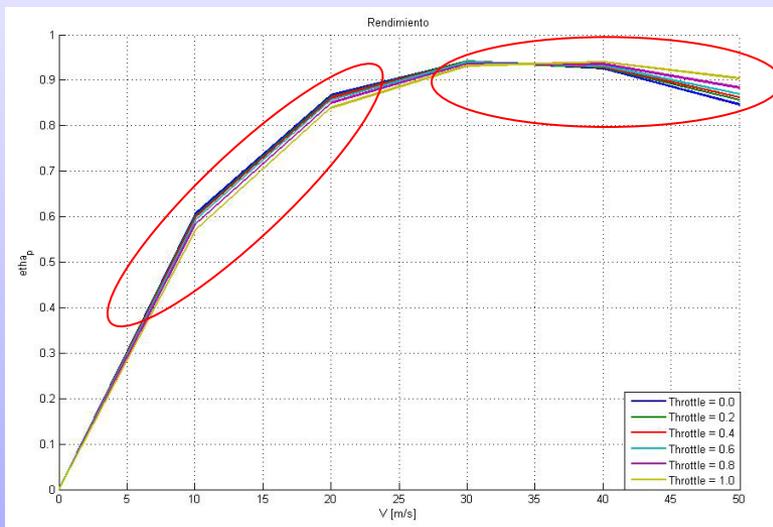




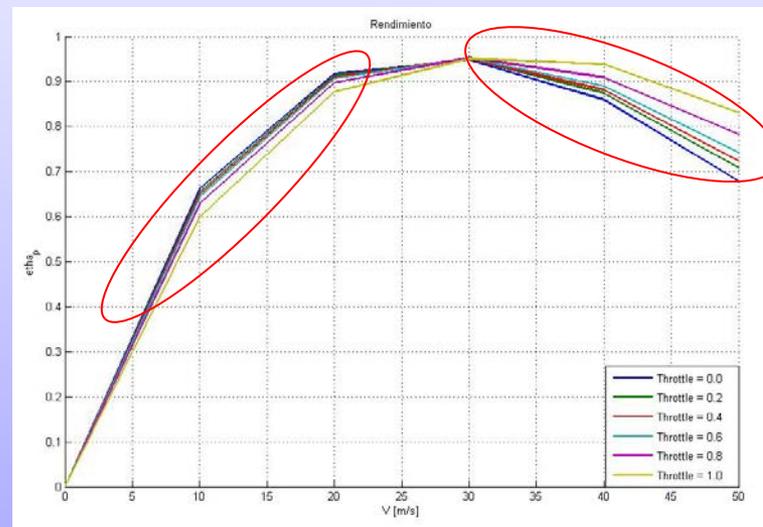
Análisis de actuaciones y propulsión



- Resultados del acoplamiento con hélices de diferente paso geométrico
 - Rendimiento de la hélice



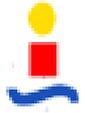
Hélice 22-18



Hélice 22-10

A velocidades bajas, la hélice de mayor paso geométrico es más eficiente

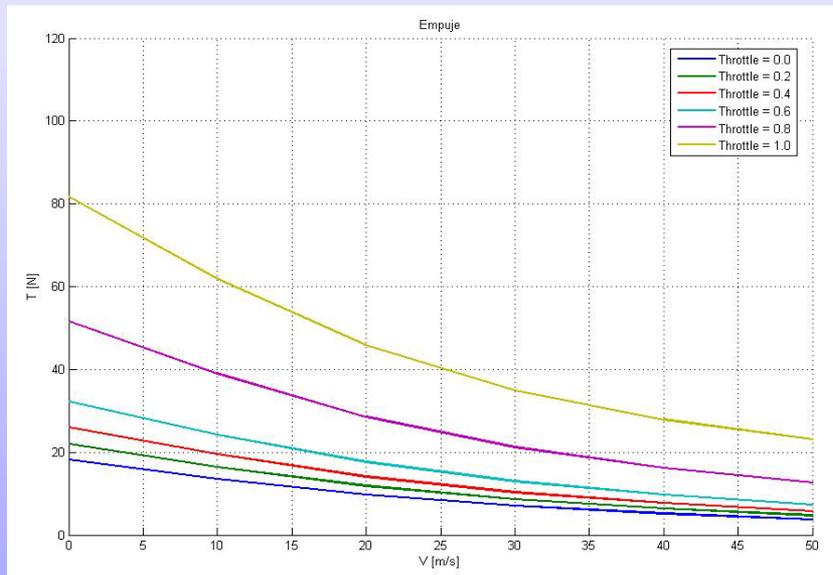




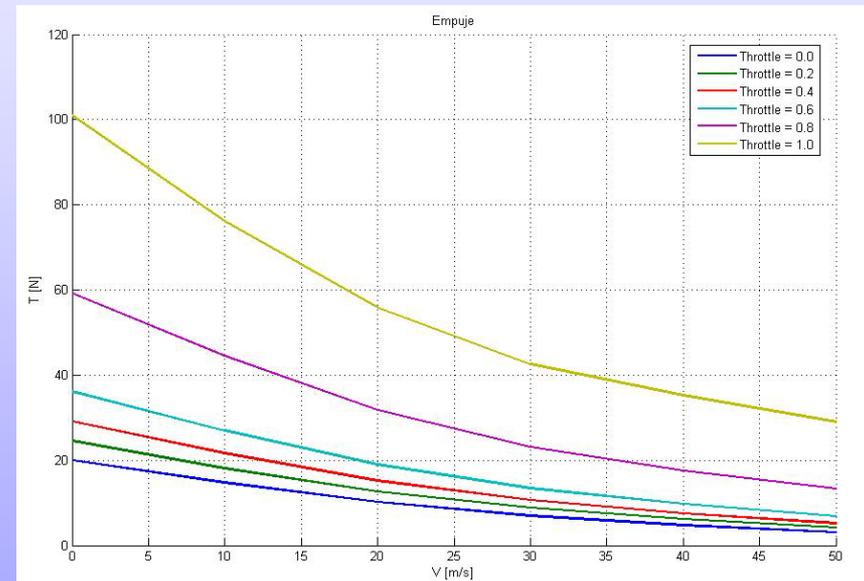
Análisis de actuaciones y propulsión



- Resultados del acoplamiento con hélices de diferente paso geométrico
 - Empuje



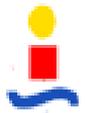
Hélice 22-18



Hélice 22-10

El empuje es mayor para hélices de paso geométrico bajo

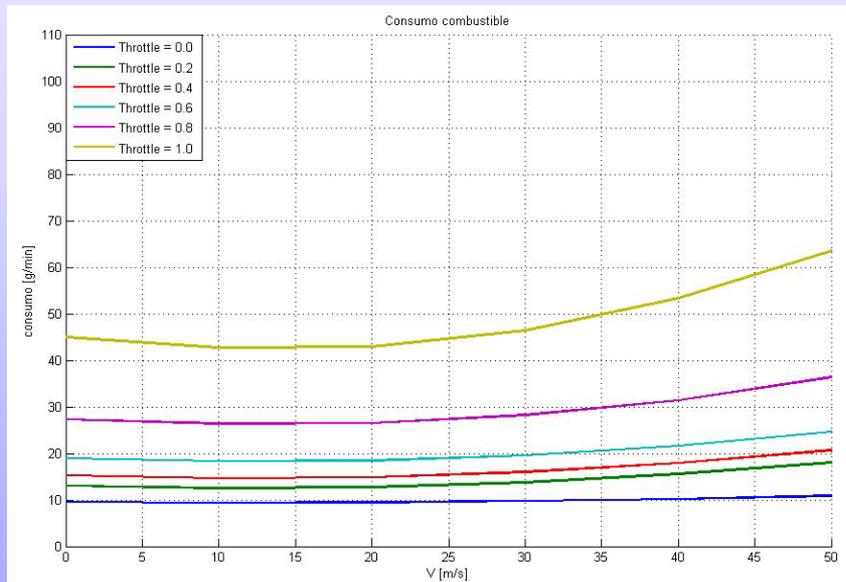




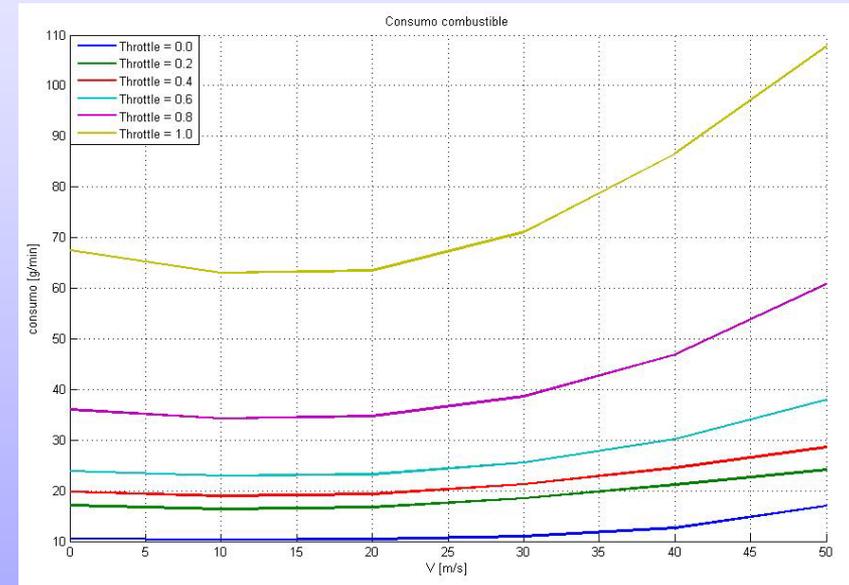
Análisis de actuaciones y propulsión



- Resultados del acoplamiento con hélices de diferente paso geométrico
 - Consumo de combustible



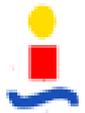
Hélice 22-18



Hélice 22-10

- Hélice escogida: 22-10 por sus características generales mejores, exceptuando el consumo

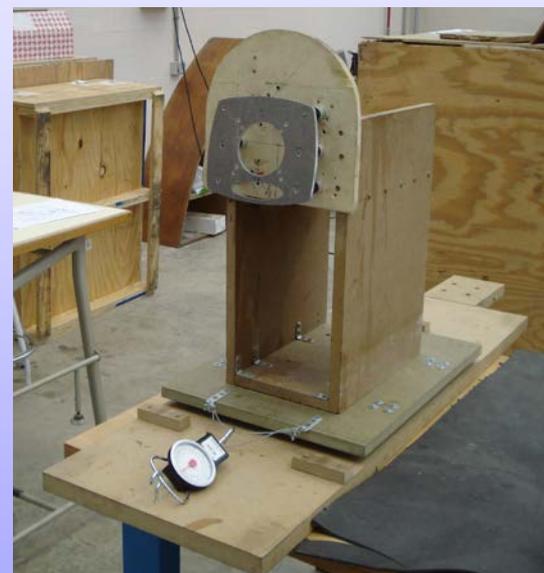




Análisis de actuaciones y propulsión

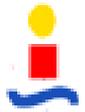


- Validación experimental



ANÁLISIS DE ACTUACIONES Y PLANTA PROPULSORA DE UN AVIÓN NO TRIPULADO: EL PROYECTO CÉFIRO

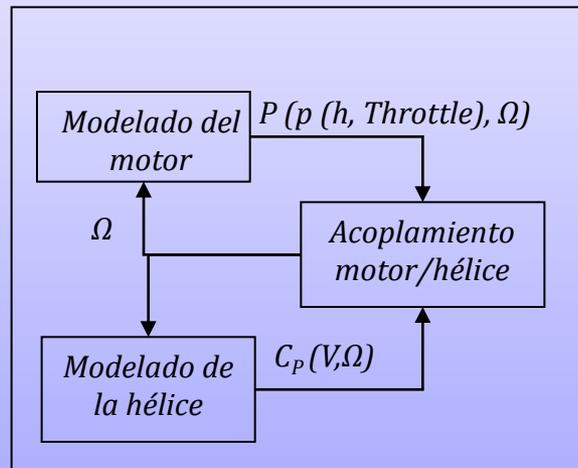




Análisis de actuaciones y propulsión

- Actuaciones
 - Diagrama de cálculo

Modelado de la planta motora

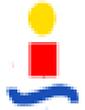


Ecuaciones de movimiento

$$\begin{aligned} m \cdot \frac{dV}{dt} &= T - D - m \cdot g \cdot \sin \gamma \\ m \cdot V \cdot \cos \gamma \cdot \frac{d\chi}{dt} &= L \cdot \sin \mu \\ m \cdot V \cdot \frac{d\gamma}{dt} &= L \cdot \cos \mu - m \cdot g \cdot \cos \gamma \\ \frac{dm}{dt} &= - \frac{c_P}{g \cdot \eta_P} \cdot T \cdot V \\ \frac{dx}{dt} &= V \cdot \cos \gamma \cdot \cos \chi \\ \frac{dy}{dt} &= V \cdot \cos \gamma \cdot \sin \chi \\ \frac{dh}{dt} &= V \cdot \sin \gamma \end{aligned}$$

Actuaciones





Análisis de actuaciones y propulsión



- Análisis de crucero

- Integración numérica de las ecuaciones del movimiento con la herramienta del departamento, adecuándola a aviones propulsadas por hélice

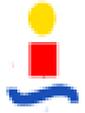
$$\begin{aligned} m \cdot \frac{dV}{dt} &= T - D - m \cdot g \cdot \sin \gamma \\ m \cdot V \cdot \cos \gamma \cdot \frac{d\chi}{dt} &= L \cdot \sin \mu \\ m \cdot V \cdot \frac{d\gamma}{dt} &= L \cdot \cos \mu - m \cdot g \cdot \cos \gamma \\ \frac{dm}{dt} &= -\frac{c_P}{g \cdot \eta_P} \cdot T \cdot V \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V \cdot \cos \gamma \cdot \cos \chi \\ \frac{dy}{dt} &= V \cdot \cos \gamma \cdot \sin \chi \\ \frac{dh}{dt} &= V \cdot \sin \gamma \end{aligned}$$

- Integración analítica de las ecuaciones imponiendo algunas simplificaciones

$$R = \int_{W_i}^{W_f} -\frac{v}{g \cdot c_P \cdot P} \cdot dW = \frac{\eta_P}{g \cdot c_P(M)} \frac{2 \cdot E_{m\acute{a}x}}{\sqrt{1 - 2 \cdot k_1 \cdot E_{m\acute{a}x}}} \arctan \left(\frac{(W_i - W_f) \sqrt{1 - 2 \cdot k_1 \cdot E_{m\acute{a}x}} \cdot C_{Lopt} \cdot q_0 \cdot \delta \cdot M^2}{(1 - k_1 \cdot E_{m\acute{a}x}) \cdot ((C_{Lopt} \cdot q_0 \cdot \delta \cdot M^2)^2 + W_i \cdot W_f) + (W_i + W_f) \cdot C_{Lopt} \cdot q_0 \cdot \delta \cdot M^2 \cdot k_1 \cdot E_{m\acute{a}x}} \right)$$
$$E = \int_{W_i}^{W_f} -\frac{dW}{g \cdot c_P \cdot P} = \frac{\eta_P}{g \cdot c_P(M)} \cdot \frac{1}{M \cdot a_0 \cdot \sqrt{\theta}} \frac{2 \cdot E_{m\acute{a}x}}{\sqrt{1 - 2 \cdot k_1 \cdot E_{m\acute{a}x}}} \arctan \left(\frac{(W_i - W_f) \sqrt{1 - 2 \cdot k_1 \cdot E_{m\acute{a}x}} \cdot C_{Lopt} \cdot q_0 \cdot \delta \cdot M^2}{(1 - k_1 \cdot E_{m\acute{a}x}) \cdot ((C_{Lopt} \cdot q_0 \cdot \delta \cdot M^2)^2 + W_i \cdot W_f) + (W_i + W_f) \cdot C_{Lopt} \cdot q_0 \cdot \delta \cdot M^2 \cdot k_1 \cdot E_{m\acute{a}x}} \right)$$

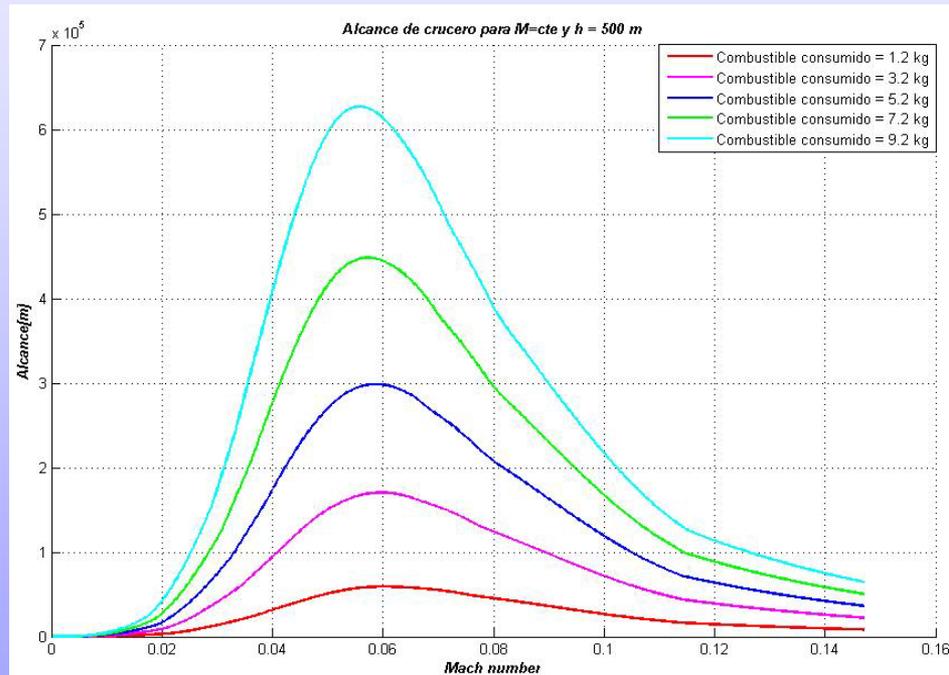


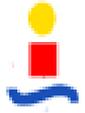


Análisis de actuaciones y propulsión



- Alcance obtenido por procedimiento analítico para diferentes pesos de combustible





Análisis de actuaciones y propulsión

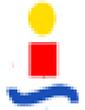


- Alcance obtenido por procedimiento analítico vs. alcance obtenido por integración numérica

<i>Masa de combustible consumido (kg)</i>	<i>Velocidad de alcance máximo procedimiento numérico (m/s)</i>	<i>Velocidad de alcance máximo procedimiento analítico (m/s)</i>
1.2	20,80	20,37
3.2	20,40	20,23
5.2	20,10	19,89
7.2	19,70	19,39
9.2	19,30	18,88

Errores en velocidad óptima
inferiores al 2,2 %





Análisis de actuaciones y propulsión

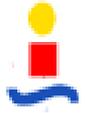


- Alcance obtenido por procedimiento analítico vs. alcance obtenido por integración numérica

<i>Masa de combustible consumido (kg)</i>	<i>Alcance máximo procedimiento analítico (km)</i>	<i>Alcance máximo procedimiento numérico (km)</i>
1.2	59,20	58,54
3.2	170,37	167,74
5.2	298,55	294,43
7.2	448,31	444,96
9.2	626,99	626,42

Errores en alcance máximo inferiores al 1,6 %

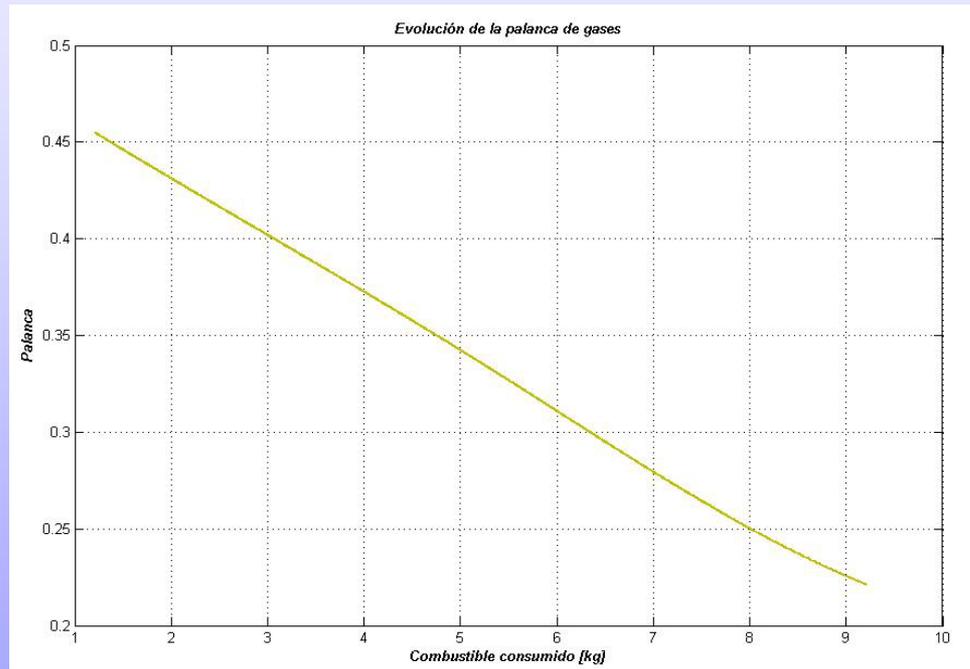




Análisis de actuaciones y propulsión



- Ley de palanca en condiciones de crucero para obtener alcance máximo obtenida de la integración numérica

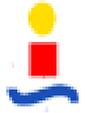


Principal motivo de error: simplificación de palanca de gases constante



ANÁLISIS DE ACTUACIONES Y PLANTA PROPULSORA DE UN AVIÓN NO TRIPULADO: EL PROYECTO CÉFIRO

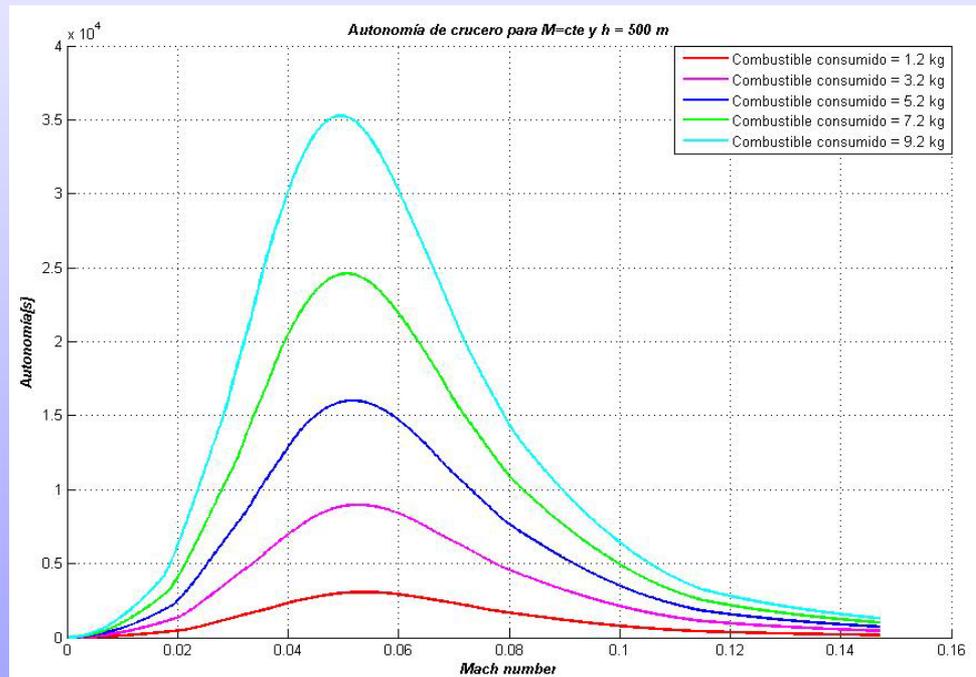




Análisis de actuaciones y propulsión



- Autonomía obtenida por procedimiento analítico para diferentes pesos de combustible



ANÁLISIS DE ACTUACIONES Y PLANTA PROPULSORA DE UN AVIÓN NO TRIPULADO: EL PROYECTO CÉFIRO





Análisis de actuaciones y propulsión

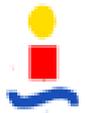


- Autonomía obtenida por procedimiento analítico vs. autonomía obtenida por integración numérica

<i>Masa de combustible consumido (kg)</i>	<i>Velocidad de autonomía máxima procedimiento numérico (m/s)</i>	<i>Velocidad de autonomía máxima procedimiento analítico (m/s)</i>
<i>1.2</i>	<i>18,5</i>	<i>18,17</i>
<i>3.2</i>	<i>18,1</i>	<i>17,83</i>
<i>5.2</i>	<i>17,6</i>	<i>17,53</i>
<i>7.2</i>	<i>17,0</i>	<i>17,09</i>
<i>9.2</i>	<i>16,5</i>	<i>16,75</i>

Errores en velocidad
óptima inferiores al 1,8 %





Análisis de actuaciones y propulsión

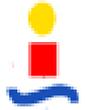


- Autonomía obtenida por procedimiento analítico vs. autonomía obtenida por integración numérica

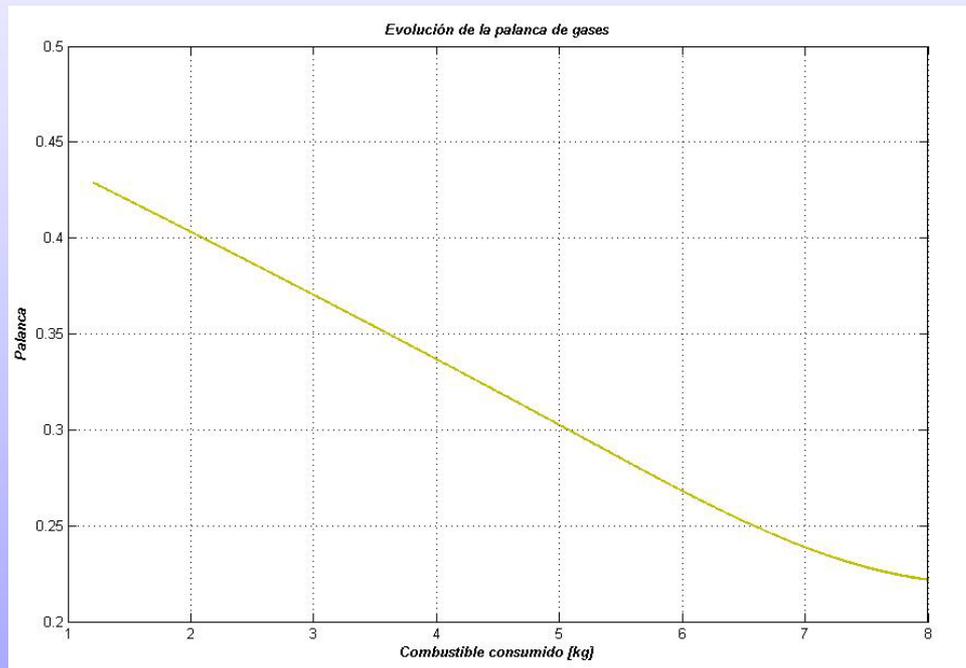
<i>Masa de combustible consumido (kg)</i>	<i>Autonomía máxima procedimiento numérico (s)</i>	<i>Autonomía máxima procedimiento analítico (s)</i>
<i>1.2</i>	<i>49,5 minutos</i>	<i>51,3 minutos</i>
<i>3.2</i>	<i>2 horas y 24,4 minutos</i>	<i>2 horas y 29,5 minutos</i>
<i>5.2</i>	<i>4 horas y 18,8 minutos</i>	<i>4 horas y 27 minutos</i>
<i>7.2</i>	<i>6 horas y 42,4 minutos</i>	<i>6 horas y 50 minutos</i>
<i>9.2</i>	<i>9 horas y 42 minutos</i>	<i>9 horas y 47,8 minutos</i>

Errores en autonomía máxima inferiores al 3,6 %



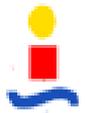


- Ley de palanca en condiciones de crucero para obtener autonomía máxima obtenida de la integración numérica



Misma fuente de error que para el alcance, pero mayor desviación de la evolución lineal





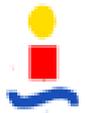
- Estudio de las velocidades óptimas de crucero

Alcance

<i>Masa de combustible consumido (kg)</i>	<i>Velocidad de máximo alcance (m/s)</i>	<i>Velocidad de entrada en pérdida media (m/s)</i>	<i>Margen de seguridad respecto a la entrada en pérdida</i>
<i>1.2</i>	<i>20,37</i>	<i>14,78</i>	<i>137,8 %</i>
<i>3.2</i>	<i>20,23</i>	<i>14,48</i>	<i>139,7 %</i>
<i>5.2</i>	<i>19,89</i>	<i>14,19</i>	<i>140,4 %</i>
<i>7.2</i>	<i>19,39</i>	<i>13,85</i>	<i>140,0 %</i>
<i>9.2</i>	<i>18,88</i>	<i>13,53</i>	<i>139,6 %</i>

Es posible volar a velocidad óptima de alcance de forma segura.





Análisis de actuaciones y propulsión



- Estudio de las velocidades óptimas de crucero

Autonomía

<i>Masa de combustible consumido (kg)</i>	<i>Velocidad de máxima autonomía (m/s)</i>	<i>Velocidad de entrada en pérdida media (m/s)</i>	<i>Margen de seguridad respecto a la entrada en pérdida</i>
<i>1.2</i>	<i>18,17</i>	<i>14,78</i>	<i>122,94 %</i>
<i>3.2</i>	<i>17,83</i>	<i>14,48</i>	<i>123,14 %</i>
<i>5.2</i>	<i>17,53</i>	<i>14,19</i>	<i>123,54 %</i>
<i>7.2</i>	<i>17,09</i>	<i>13,85</i>	<i>123,39 %</i>
<i>9.2</i>	<i>16,75</i>	<i>13,53</i>	<i>123,80 %</i>

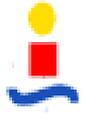
Existen 2 posibilidades para aumentar el margen de seguridad respecto a la entrada en pérdida:

-Mejorar las características de entrada en pérdida: disminución de la velocidad de entrada en pérdida

-Aumentar velocidad de operación sin volar en el óptimo

Velocidad óptima más cercana a la de entrada en pérdida

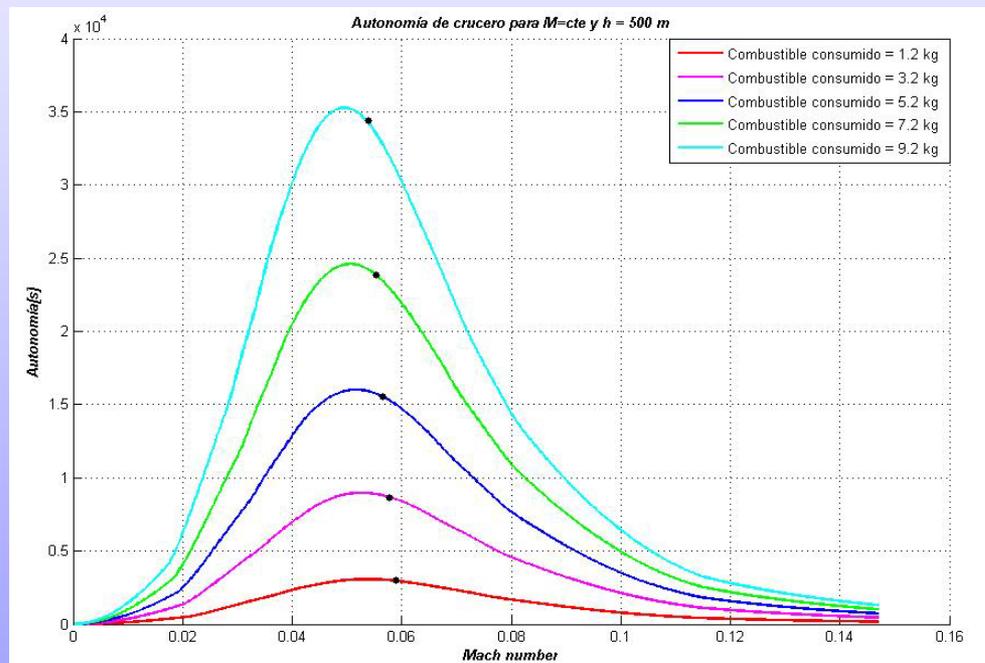




Análisis de actuaciones y propulsión

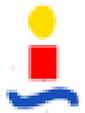


- Estudio de las velocidades óptimas de crucero
 - Imponiendo velocidad de operación 35 % superior a la de entrada en pérdida



ANÁLISIS DE ACTUACIONES Y PLANTA PROPULSORA DE UN AVIÓN NO TRIPULADO: EL PROYECTO CÉFIRO





Análisis de actuaciones y propulsión

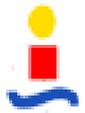


- Estudio de las velocidades óptimas de crucero
 - Imponiendo velocidad de operación 35 % superior a la de entrada en pérdida

<i>Masa de combustible consumido (kg)</i>	<i>Velocidad de entrada en pérdida media (m/s)</i>	<i>Velocidad segura (1,35 veces la de entrada en pérdida) (m/s)</i>	<i>Autonomía máxima (s)</i>	<i>Autonomía con velocidad segura (s)</i>
1.2	14,78	19,96	51,3 minutos	49,6 minutos
3.2	14,48	19,57	2 horas y 29,5 minutos	2 horas y 24,7 minutos
5.2	14,19	19,13	4 horas y 27 minutos	4 horas y 18,8 minutos
7.2	13,85	18,70	6 horas y 50 minutos	6 horas y 37,7 minutos
9.2	13,53	18,26	9 horas y 51,6 minutos	9 horas y 32,7 minutos

Disminución de autonomía inferior al 4 %





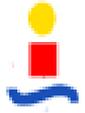
Análisis de actuaciones y propulsión



- Análisis del resto de segmentos de vuelo (subida, planeo, despegue y aterrizaje):

	<i>Actuaciones del avión</i>	<i>Requisitos RFP</i>
<i>Máximo RC</i>	<i>600 pies/minuto</i>	<i>185 pies/minuto</i>
<i>Máximo gradiente de subida</i>	<i>16 % (no óptimo)</i>	<i>9 %</i>
<i>Mínimo RD</i>	<i>290 pies/minuto</i>	<i>-</i>
<i>Mínimo gradiente de descenso</i>	<i>7,8 %</i>	<i>-</i>
<i>Distancia de despegue</i>	<i>179 m (incluyendo rodadura, rotación y ascenso)</i>	<i>230 m</i>
<i>Distancia de aterrizaje</i>	<i>613 m (79 m de rodadura en pista)</i>	<i>230 m (posible ante una pista libre de obstáculos)</i>

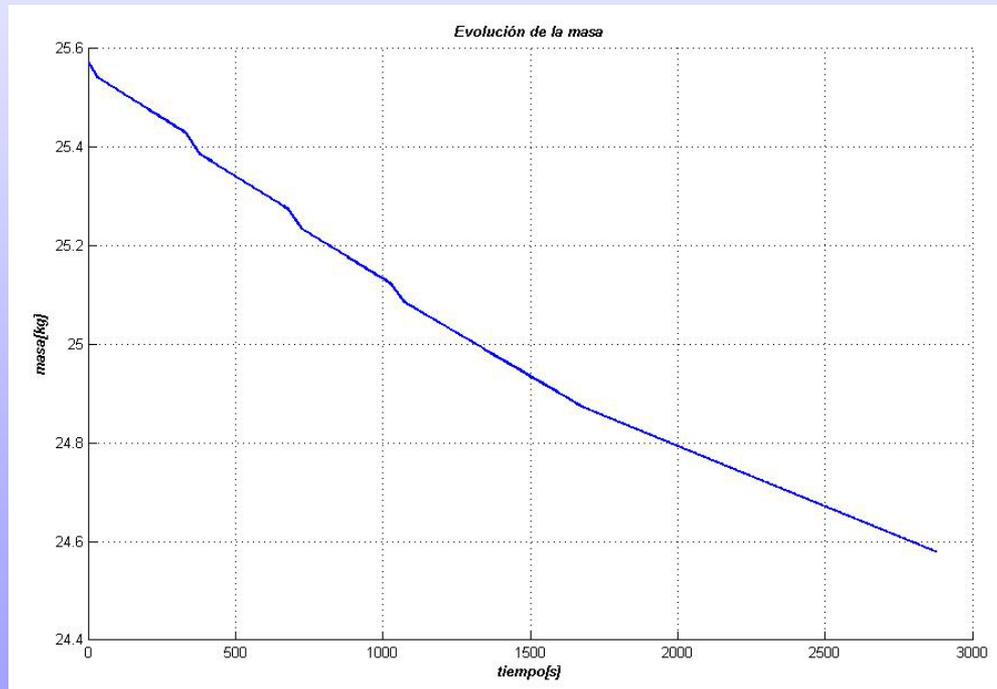




Análisis de actuaciones y propulsión



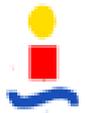
- Estudio de la misión típica propuesta
 - Integración numérica de todos los segmentos de vuelo usando la herramienta de cálculo del departamento.



Sin contar taxi, despegue ni aterrizaje:

- Se recorren 50 km
- Duración: 48 minutos
- Consumo: 1,4 kg

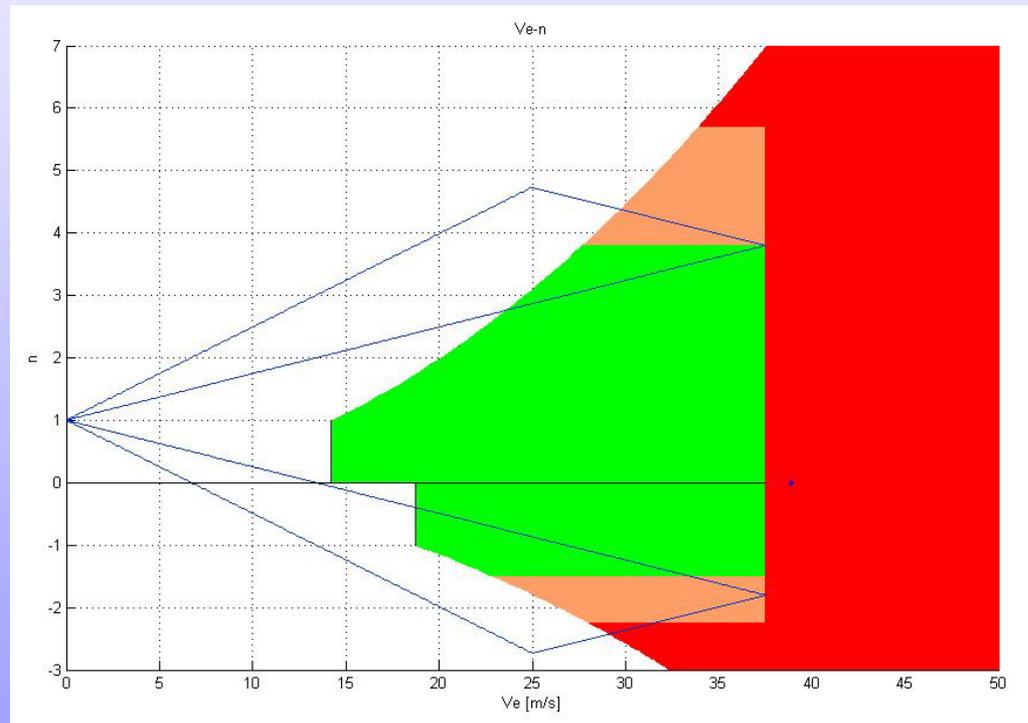


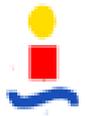


Análisis de actuaciones y propulsión



- Diagrama de maniobras
 - Se espera que sirva como ayuda para el responsable de estructuras



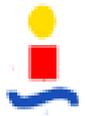


Conclusiones



- El diseño de un avión es un camino complejo lleno de interacciones entre las diversas áreas de estudio.
- Toda modificación en un área de diseño tiene un efecto en las actuaciones de la aeronave, siendo este campo la espina dorsal.
- El avión Céfiro cumple con el RFP a falta de una verificación real del comportamiento de la aeronave.
- El estudio y modelado del conjunto motor/hélice sienta las bases para poder obtener una estimación de las actuaciones del Céfiro. Es importante validarlo experimentalmente.
- Las ecuaciones analíticas obtenidas para el alcance y la autonomía dan lugar a valores satisfactorios, con errores nimios frente a la integración de las ecuaciones del movimiento completas.
- Se espera que este estudio sirva de ayuda para el piloto, dándole información sobre las actuaciones de la aeronave, y así permitiéndole operar de manera óptima y segura.



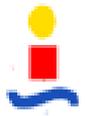


Recomendaciones y trabajo futuro

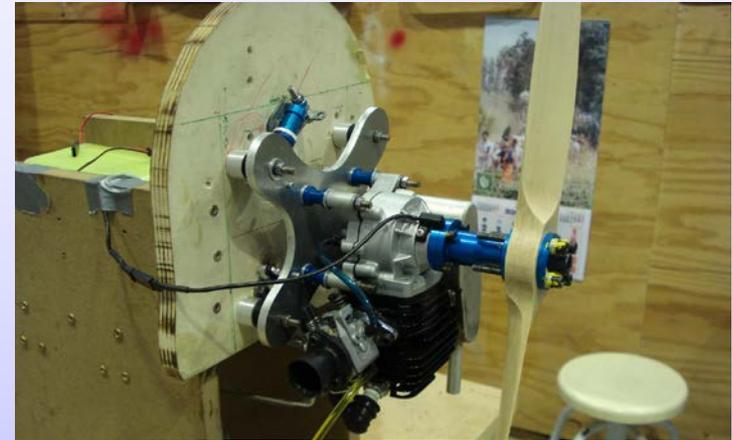


- Corroborar experimentalmente, en una bancada de pruebas, el empuje y otras magnitudes de la planta propulsora y validar los resultados teóricos de este proyecto.
- Sería interesante estudiar el montaje de distintas hélices con diferentes pasos y ver cómo varían las actuaciones del avión, basándose en los resultados aquí obtenidos.
- Una posible mejora que habría a tener en cuenta sería tener unos requisitos más adaptados a lo que del avión se espera o al modo de pilotaje al que va a estar sometido. Por ejemplo, se deberían intentar mejorar las velocidades de entrada en pérdida.
- Considerar el montaje de un sistema FPV para el pilotaje, que permita sacar el mayor partido a las actuaciones del avión.





Preguntas



ANÁLISIS DE ACTUACIONES Y PLANTA PROPULSORA DE UN AVIÓN NO TRIPULADO: EL PROYECTO CÉFIRO