

# Recuperación de la primera etapa de un lanzador mediante planeo y aterrizaje controlado

*Jordi Camarena Calderón*



# ÍNDICE

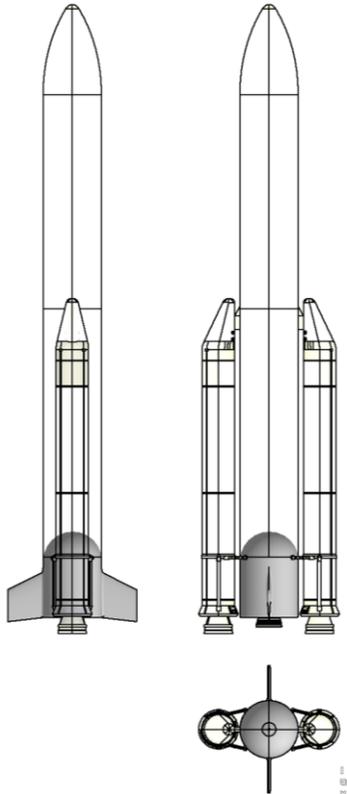
- ◉ Introducción y objetivos
- ◉ Revisión bibliográfica
- ◉ Modelado matemático
- ◉ Estudio aerodinámico
- ◉ Implementación en Matlab
- ◉ Análisis de viabilidad
- ◉ Conclusiones

# INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

- ◉ Introducción y objetivos
- ◉ Revisión bibliográfica
- ◉ Modelado matemático
- ◉ Estudio aerodinámico
- ◉ Implementación en Matlab
- ◉ Análisis de viabilidad
- ◉ Conclusiones

# Introducción y objetivos

Introducción y objetivos  
Revisión bibliográfica  
Modelado matemático  
Estudio aerodinámico  
Implementación en Matlab  
Análisis de viabilidad  
Conclusiones



Industria espacial



Costes de lanzamiento



Lanzaderas y etapas



Etapas principales



Optimizar los costes -  
recuperación

## Objetivos

- Maniobra de recuperación del motor de la primera fase por planeo
- Estudio de viabilidad del proyecto
- Obtención de trayectorias, parámetros aerodinámicos
- Análisis de las condiciones iniciales del planeo
- Diseño de una herramienta adaptable

# REVISIÓN BIBLIOGRÁFICA

- ◉ Introducción y objetivos
- ◉ Revisión bibliográfica
- ◉ Modelado matemático
- ◉ Estudio aerodinámico
- ◉ Implementación en Matlab
- ◉ Análisis de viabilidad
- ◉ Conclusiones

## Revisión bibliográfica

Introducción y objetivos  
Revisión bibliográfica  
Modelado matemático  
Estudio aerodinámico  
Implementación en Matlab  
Análisis de viabilidad  
Conclusiones

# Agencia Espacial Europea: Ariane 5 – Modelo ECA



Misión Estándar



Condiciones de la separación

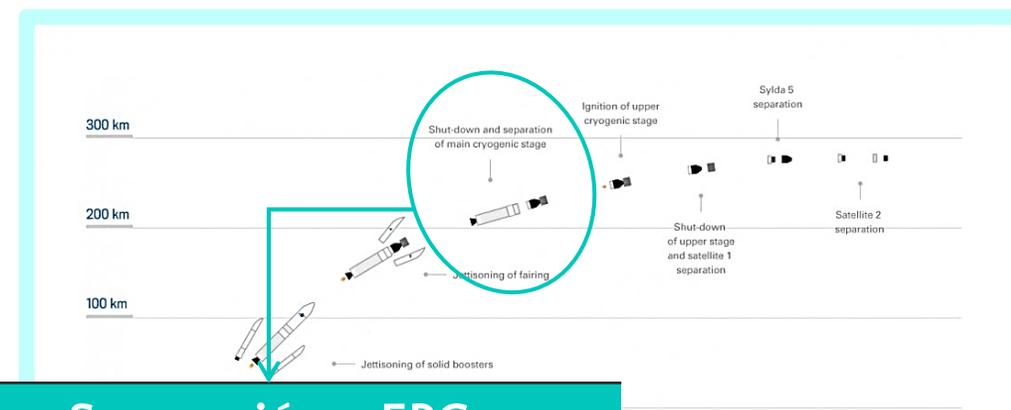


Motor Vulcain 2



## Ariane 5

Función	Lanzadera espacial pesada
Fabricante	Airbus Defence and Space
Coste lanzamiento (aprox.)	150 (millones de euros)
Carga de pago (máx.)	9,600 kg (GTO)
Altura (m)	59
Diámetro (m)	5,4



## Separación – EPC

Altitud	200 km
Velocidad	5 km/s
Ángulo de incidencia $\gamma$	0 – 16 °



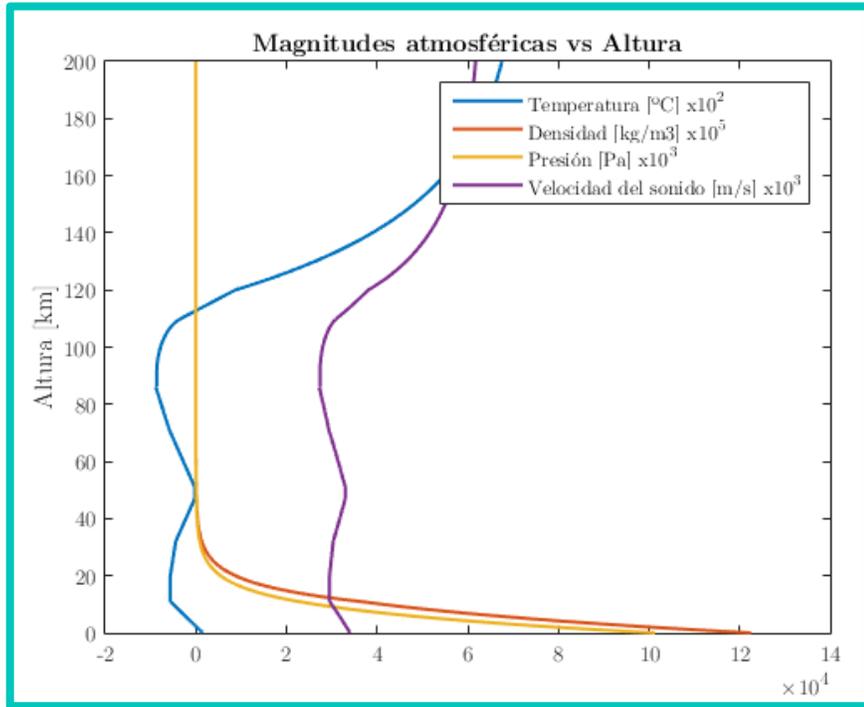
Régimen hipersónico

# MODELADO MATEMÁTICO

- ◉ Introducción y objetivos
- ◉ Revisión bibliográfica
- ◉ **Modelado matemático**
- ◉ Estudio aerodinámico
- ◉ Implementación en Matlab
- ◉ Análisis de viabilidad
- ◉ Conclusiones

## Atmósfera

Troposfera  $\Rightarrow$  Exosfera  
 0 km  $\Rightarrow$  1000 km



## Tierra

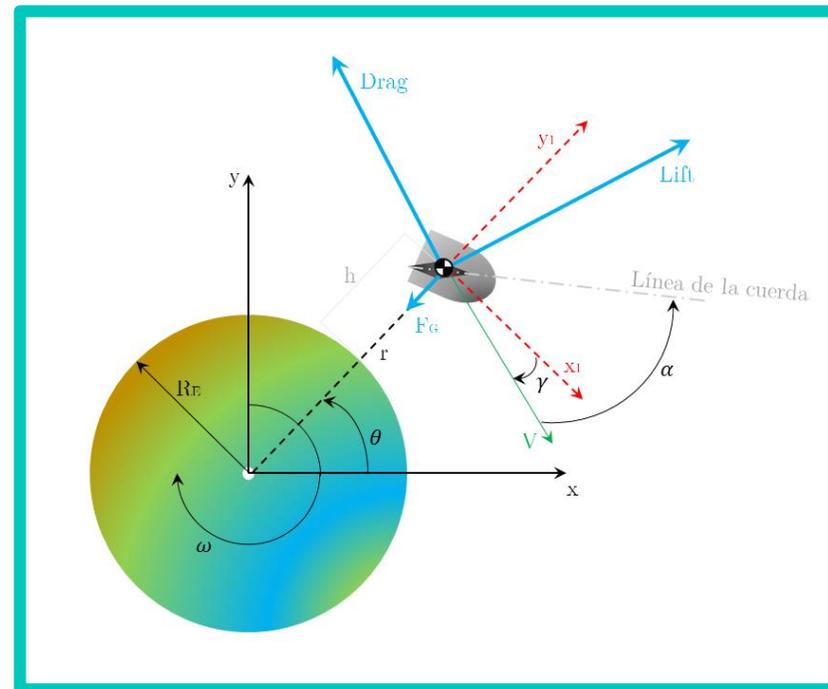
Modelo esférico



Modelo gravitacional

Ley gravitacional de Newton

## Mecánica de la partícula



Fuerzas

- Sustentación – Lift
- Resistencia – Drag
- Gravitacional

Ángulos

- Incidencia  $\gamma$
- Ataque  $\alpha$

Aceleración  $\Rightarrow$  Velocidad  $\Rightarrow$  Posición

## Modelado matemático

- Introducción y objetivos
- Revisión bibliográfica
- Modelado matemático
- Estudio aerodinámico
- Implementación en Matlab
- Análisis de viabilidad
- Conclusiones

# ESTUDIO AERODINÁMICO

- ◉ Introducción y objetivos
- ◉ Revisión bibliográfica
- ◉ Modelado matemático
- ◉ Estudio aerodinámico
- ◉ Implementación en Matlab
- ◉ Análisis de viabilidad
- ◉ Conclusiones

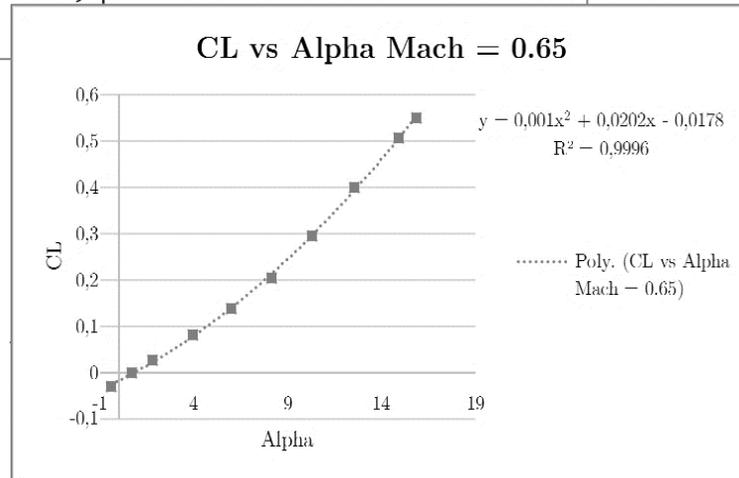
# Estudio aerodinámico

- Introducción y objetivos
- Revisión bibliográfica
- Modelado matemático
- Estudio aerodinámico
- Implementación en Matlab
- Análisis de viabilidad
- Conclusiones

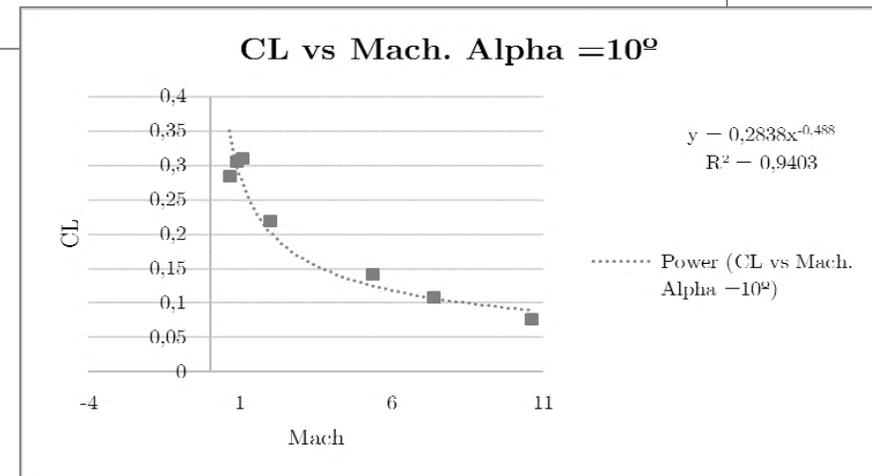
## Estudio Empírico – datos de la NASA

DATOS  $\Rightarrow$  Coeficientes CL y CD  $\Rightarrow$  Mach [0.65, 10.6]  
 $\alpha$  [-2°, 16°]  
Se pretende obtener expresiones en función del Mach,  
para ángulos de ataque discretos.

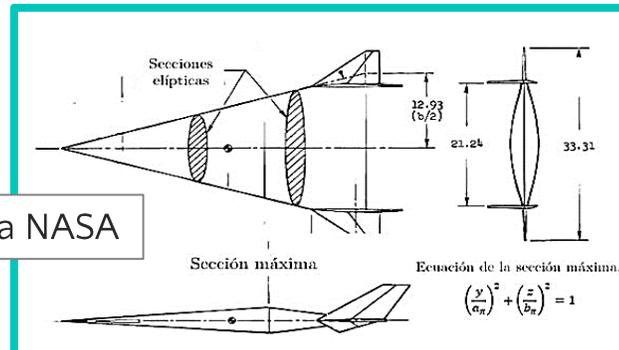
Expresiones de CL( $\alpha$ ) para números de Mach discretos



Expresiones de CL(Mach) para ángulos de ataque discretos



Vehículo experimental de la NASA



## Estudio aerodinámico

Introducción y objetivos  
Revisión bibliográfica  
Modelado matemático  
Estudio aerodinámico  
Implementación en Matlab  
Análisis de viabilidad  
Conclusiones

### ● Estudio computacional – CFD

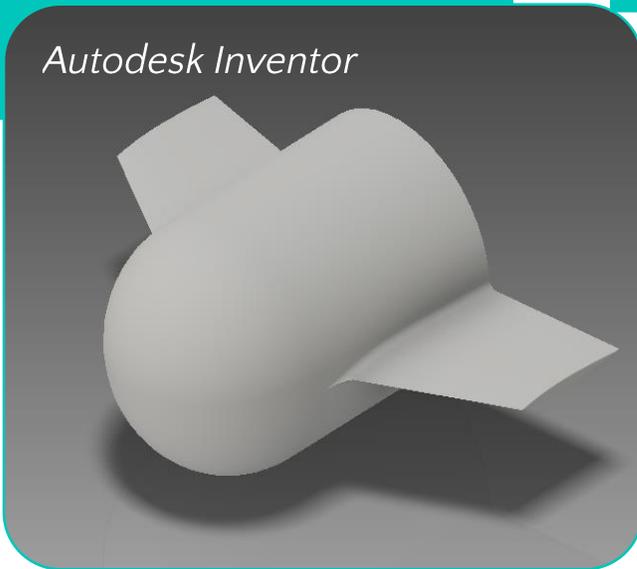
El objetivo que se persigue es estimar el margen de error cometido al tomar el vehículo de la NASA como referencia

Limitaciones en la potencia computacional impiden realizar más simulaciones

Se propone un método para realizar funciones adaptables a la herramienta siguiendo el tratamiento de los datos empíricos

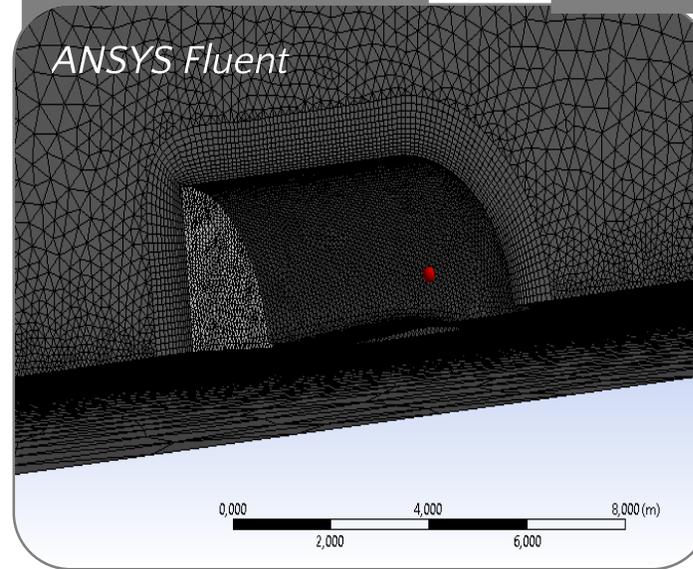
Diseño preliminar del  
vehículo de recuperación

Autodesk Inventor



Mallado y simulación

ANSYS Fluent



Resultados

Mach 2, h 50 km

Coeficiente	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 15^\circ$
CL	0	0.038
CD	0.18	0.25
EA	0	0.152

### ● Conclusiones del estudio aerodinámico

Se han tomado los datos de la NASA ante la imposibilidad de realizar un estudio empírico

Los datos han sido extrapolados induciendo un pequeño error a tener en cuenta

Se busca expresiones para  $\alpha$  discretos ya que la reentrada suele ser a ángulo de ataque constante

El diseño del vehículo está muy simplificado – basado en el vehículo Adeline.  
Posibilidad de alas en cruz por motivos de estabilidad.

Los resultados CFD aportan una tendencia. El valor de sustentación de la NASA está sobreestimado para un vehículo de recuperación. Y el de resistencia subestimado.

#### Relación entre coeficientes

$$C_{D\text{VehículoRec}} = 8.5 \cdot C_{D\text{NASA}}$$

$$C_{L\text{VehículoRec}} = 0.12 \cdot C_{L\text{NASA}}$$

# IMPLEMENTACIÓN EN MATLAB

- ◉ Introducción y objetivos
- ◉ Revisión bibliográfica
- ◉ Modelado matemático
- ◉ Estudio aerodinámico
- ◉ Implementación en Matlab
- ◉ Análisis de viabilidad
- ◉ Conclusiones

Introducción y objetivos  
 Revisión bibliográfica  
 Modelado matemático  
 Estudio aerodinámico  
 Implementación en Matlab  
 Análisis de viabilidad  
 Conclusiones

## Matlab

Se busca crear una herramienta adaptable a diferentes vehículos, en forma de interfaz de usuario - GUI, que simule el planeo.

Adaptación de las Ecs. para el cálculo numérico.

Se estructura el código en forma de funciones de Matlab.

Atmosférica  
 Coeficiente de Lift  
 Coeficiente de Drag

The GUI is divided into several sections:

- Condiciones Iniciales:** A table for input parameters:
 

Masa inicial	5000	kg
Superficie alar	10	m <sup>2</sup>
Theta $\theta$	0	°
Altitud	150	km
Velocidad	5	km/s
Gamma $\gamma$	-8	°
Alpha $\alpha$	10	°
- Precisión:** A dropdown menu set to 'Preciso' and a label 'Integración numérica de 0.1 s'.
- Gráficas:** A panel with checkboxes for:
  - Tierra y trayectoria (radio buttons for 100% and Zoom)
  - Altitud vs rango (checked)
  - Datos atmosféricos (T, a,  $\rho$ , P)
  - Datos aerodinámicos (CD, CL, EA vs h or t; POLAR)
  - Velocidades (V, Mach) (radio buttons for h and t)
  - Ángulos (Gamma  $\gamma$ , Theta  $\theta$  vs h or t)
- AVISO:** A status box showing 'Todo correcto'.
- Vehículo a simular:** Radio buttons for 'Vehículo de la NASA' (selected) and 'Vehículo de Recuperación'.
- Central Plot:** A 3D diagram showing a wing in a coordinate system (x, y, z). It illustrates the angle of attack  $\alpha$ , the angle of sideslip  $\gamma$ , the angle of incidence  $\theta$ , and the radius of curvature  $R_c$ . Forces like Drag and Lift are shown acting on the wing. A 'Línea de la cuerda' (chord line) is also indicated.
- MOSTRAR GRÁFICAS:** A red button to display the simulation results.

## GUI – *Graphic User Interface*

- Modificación de parámetros iniciales

Masa inicial	5000	kg
Superficie alar	10	m <sup>2</sup>
Theta $\theta$	0	°
Altitud	150	km
Velocidad	5	km/s
Gamma $\gamma$	-8	°
Alpha $\alpha$	10	°

- Selección de la precisión

Precisión

Muy preciso

Muy preciso

Preciso

Menos preciso

Poco preciso

Precisión

Preciso

Integración numérica de 0.1 s

Precisión

Poco preciso

Integración numérica de 10 s

- Elección del vehículo

Vehículo a simular

Vehículo de la NASA

Vehículo de Recuperación

- Avisos

AVISO

Todo correcto ✓

AVISO

MODIFIQUE LOS VALORES INICIALES:

masa [3000, 20.000]  
 Superficie [5, 50]  
 Altitud [0, 500]  
 Velocidad[0, 8]  
 Gamma [0, -90]  
 Alpha [0,5,10,15,20,...,40]

AVISO

Los datos aerodinámicos del vehículo son aproximados

- Selección de gráficos

Tierra y trayectoria  100%  
 Zoom

Altitud vs rango

Datos atmosféricos (T, a,  $\rho$ , P)

Datos aerodinámicos

CD VS  h  t

CL VS  h  t

EA VS  h  t

POLAR

Velocidades (V, Mach)  h  t

Ángulos

Gamma  $\gamma$  VS  h  t

Theta  $\theta$  VS  h  t

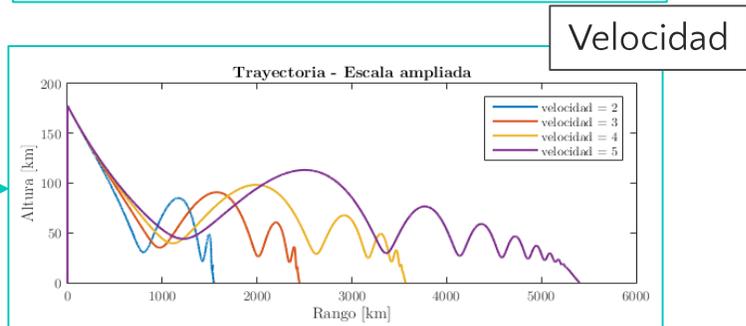
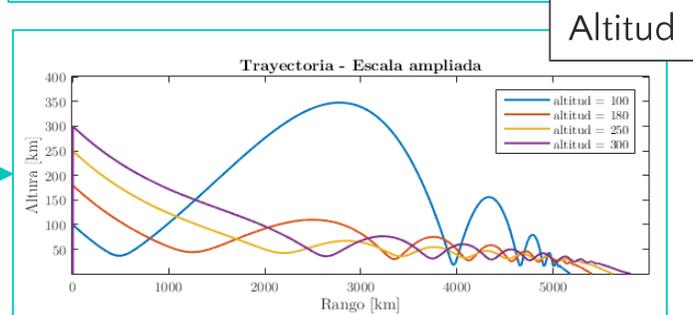
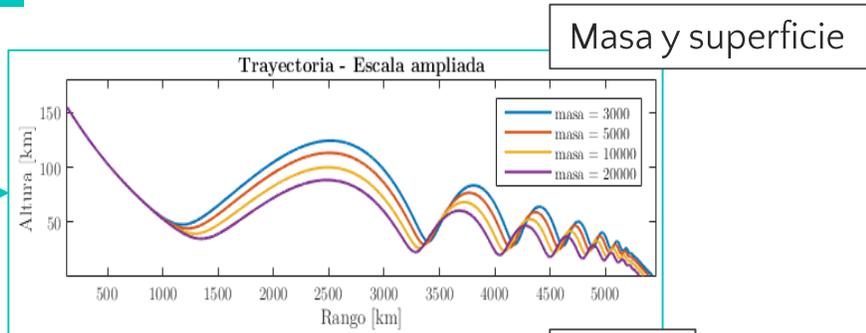
# ANÁLISIS DE VIABILIDAD

- ◉ Introducción y objetivos
- ◉ Revisión bibliográfica
- ◉ Modelado matemático
- ◉ Estudio aerodinámico
- ◉ Implementación en Matlab
- ◉ Análisis de viabilidad
- ◉ Conclusiones

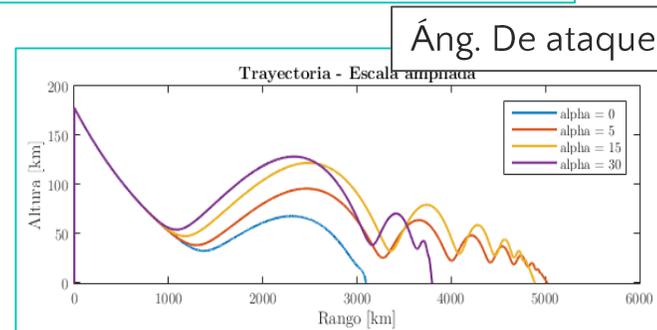
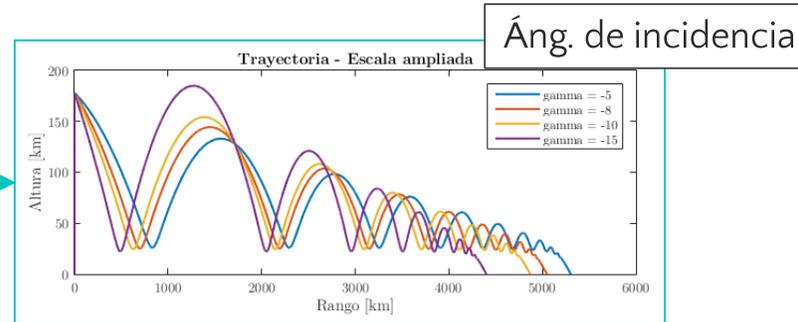
## Estudio paramétrico de los parámetros iniciales

Cómo varía el rango y el frenado aerodinámico

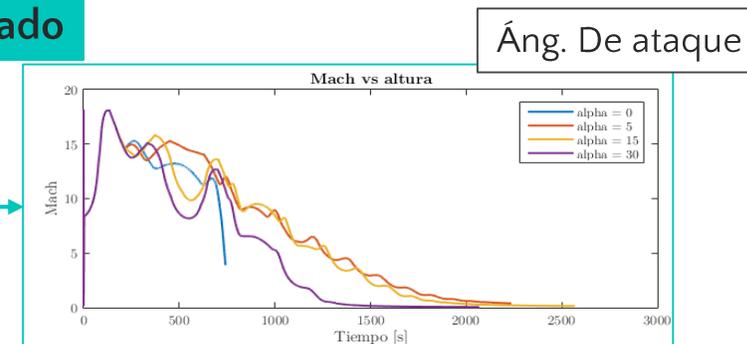
Rango



Rango



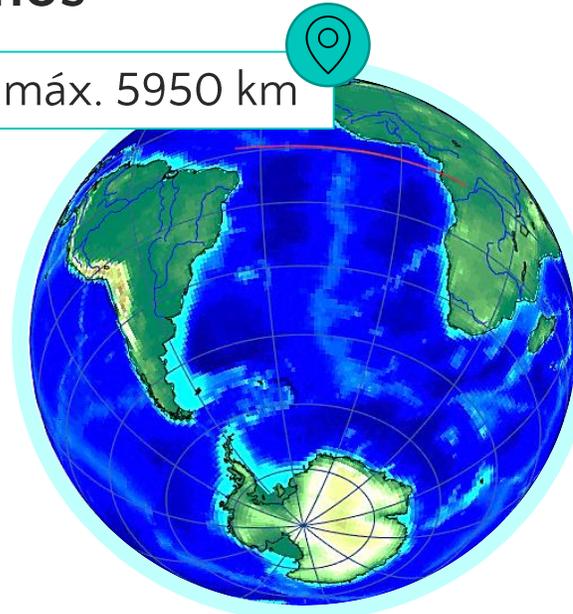
Frenado



- Masa y superficie no relevantes en el planeo
- Altitud y velocidad relacionadas. Se busca el máximo valor de ambas
- Ángulo de incidencia. El menor ángulo posible
- Ángulo de ataque. Valores intermedios. Mayor EA

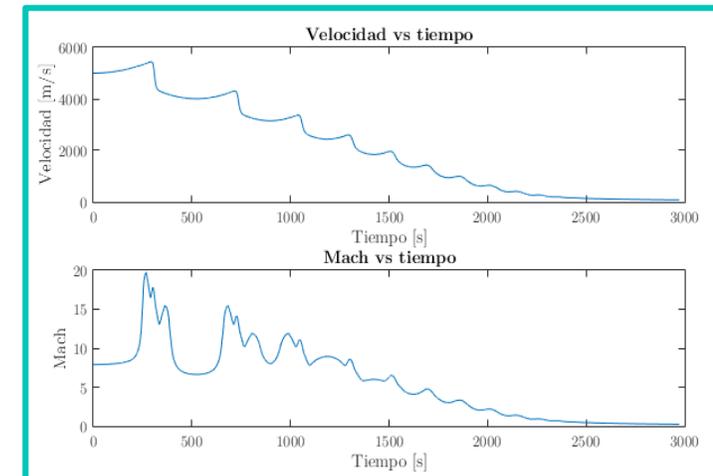
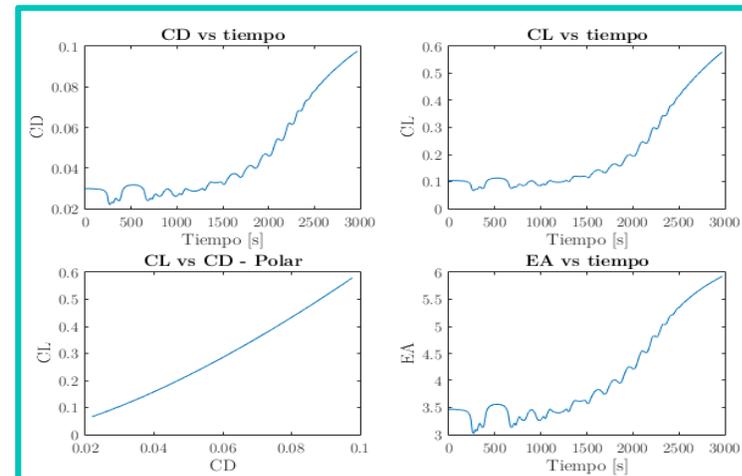
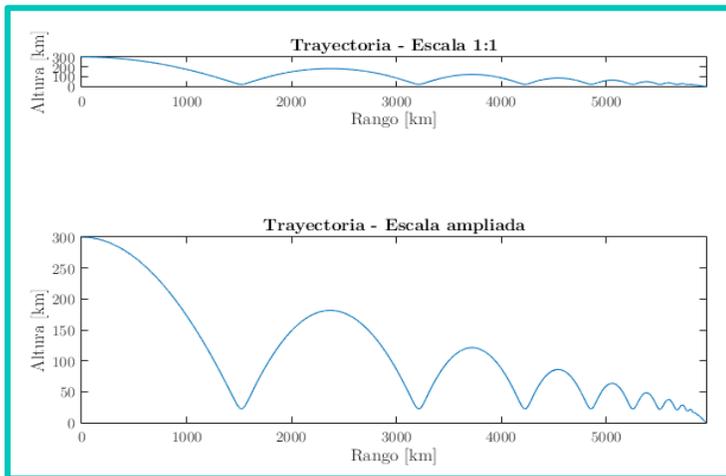
## Trayectoria y frenado óptimos

Rango máx. 5950 km



### Valores iniciales óptimos

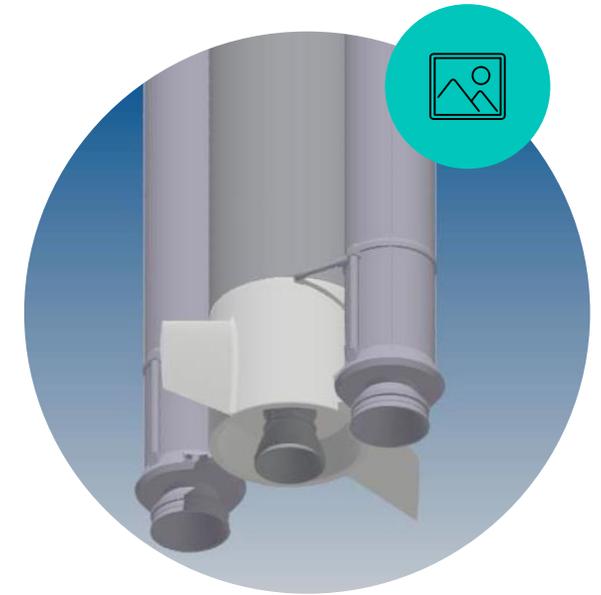
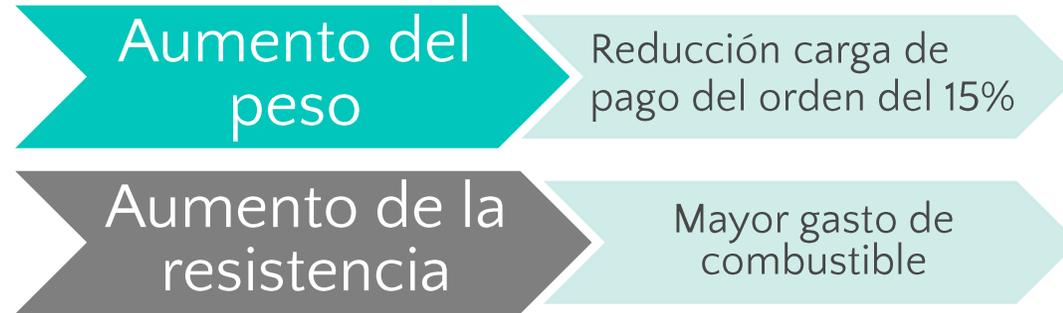
Masa inicial	8000 kg
Superficie alar	35 m <sup>2</sup>
Altitud	300 km
Velocidad	5 km/s
Ángulo de incidencia $\gamma$	0°
Ángulo de ataque $\alpha$	10°



## Análisis de viabilidad

Introducción y objetivos  
Revisión bibliográfica  
Modelado matemático  
Estudio aerodinámico  
Implementación en Matlab  
Análisis de viabilidad  
Conclusiones

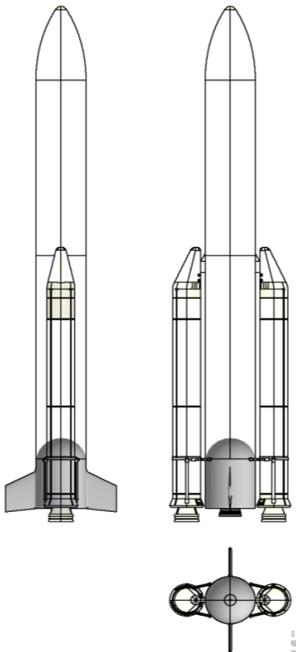
### Alteración de la configuración al despegue



### Ahorro económico

Ariane 5 $\approx$ 150 M€	$\Rightarrow$ 10 lanzamientos	$\Rightarrow$ 1 500 M€
Coste del motor $\approx$ 90 M€	$\Rightarrow$ 10 usos	
Ariane 5 + VR $\approx$ (60 + 90) M€	$\Rightarrow$ 10 lanzamientos	$\Rightarrow$ (600+90) M€

**55% de ahorro**



# CONCLUSIONES

- ◉ Introducción y objetivos
- ◉ Revisión bibliográfica
- ◉ Modelado matemático
- ◉ Estudio aerodinámico
- ◉ Implementación en Matlab
- ◉ Análisis de viabilidad
- ◉ Conclusiones

## Conclusiones

Introducción y objetivos  
Revisión bibliográfica  
Modelado matemático  
Estudio aerodinámico  
Implementación en Matlab  
Análisis de viabilidad  
Conclusiones

- **Se ha cumplido con los objetivos planteados**
  - Se ha desarrollado la herramienta adaptable a diversas geometrías
  - Se han analizado las trayectorias consiguiendo optimizarlas
  - Se ha realizado una primera aproximación aerodinámica
  - Se ha comprobado la viabilidad del proyecto de recuperación de la primera etapa
- **Se propone ampliar el desarrollo en estudios futuros**
  - Mejorando la herramienta
  - Obteniendo coeficientes aerodinámicos más realistas
  - Incluyendo disciplinas diversas
    - Control y estabilidad
    - Estructurales y materiales
    - Transferencia de calor
    - Aeroelasticidad
    - Etc.

Gracias por su atención



# **PRESUPUESTOS**

## ● Software

Coste de amortización del software				
Descripción	Coste anual	Uso (meses)	Amortización (años)	Coste de amortización
Matlab R2015a	6000€	4	1	2000€
ANSYS 15.0	37000€	2	1	6166.67€
Autodesk Inventor Professional 2016	2060€	1	1	171.67€
Microsoft Office 2016	80€	4	2	13.33€
<b>Total</b>				<b>8351.67€</b>

## ● Hardware

Coste de amortización	
Coste del ordenador	1200€
Período de amortización	5 años
Período amortizado	4 años
Coste mensual de amortización	20€
<b>Coste de amortización del ordenador</b>	<b>960€</b>

## ● Laboral

Costes laborales			
Concepto	Sueldo base	Horas trabajadas	Coste
Revisión bibliográfica	55€/hora	80	4400€
Modelado matemático	55€/hora	40	1650€
Estudio Aerodinámico	55€/hora	120	6600€
Implementación en Matlab	55€/hora	200	11000€
Análisis de trayectorias	55€/hora	25	1375€
Elaboración del documento	55€/hora	90	4950€
<b>Total</b>			<b>20075€</b>

## ● TOTAL

Presupuesto total del proyecto	
Presupuesto de hardware	960€
Presupuesto de software	8351.67€
Costes laborales	20075€
<b>Total</b>	<b>29386.67€</b>