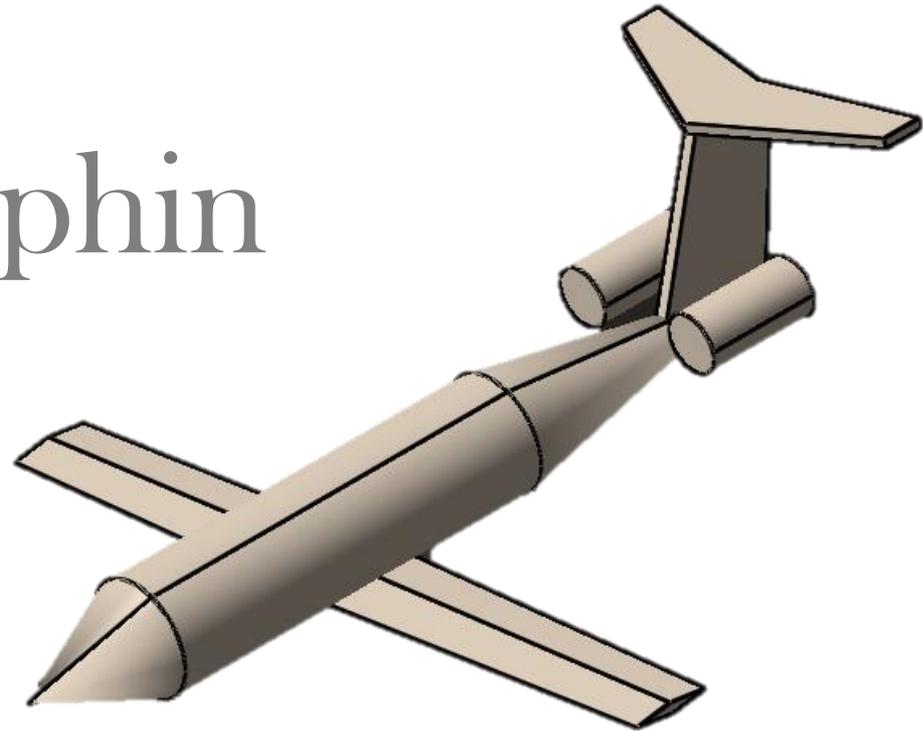


# Proyecto Silver Dolphin



Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, Marzo de 2015



# Índice de Contenidos

1. El proyecto
2. Aerodinámica
3. Estabilidad
4. Estructuras
5. Propulsión y Actuaciones



# El proyecto

- ❖ **NAV&GO** es un grupo dedicado al Diseño Aeronáutico, especializado en aeronaves ligeras turbohélice
- ❖ **Objetivo:** diseño de una aeronave tipo *Business Turboprop* con las siguientes especificaciones:
  - ❖ Alto nivel de confort y bajo nivel de ruido
  - ❖ Mayor eficiencia energética y de combustible
  - ❖ Menor impacto medioambiental



# Aerodinámica



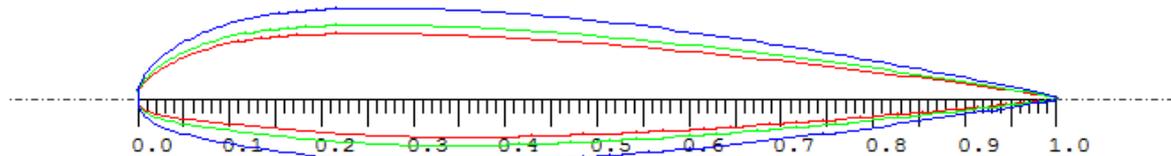
# Selección del perfil aerodinámico

- Aeronaves semejantes

Aeronave	Perfil en la raíz	Perfil en la punta
Beech 350 Super King Air	NACA 23018	NACA 23012
Cessna 550 Citation II	NACA 23014	NACA 23012

X-Scale = 1.0  
Y-Scale = 1.0  
x = 0.0592  
y = -0.1431

— NACA 23012  
— NACA 23014  
— NACA 23018



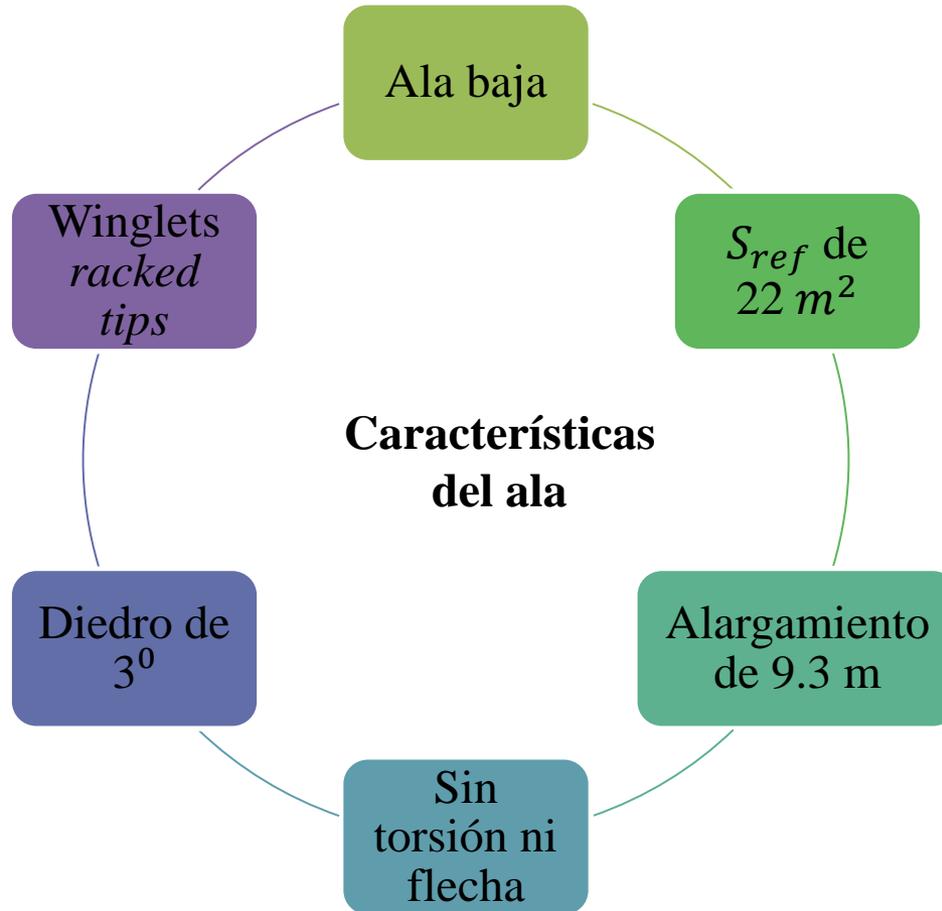
# Selección del perfil aerodinámico

- Comparación entre perfiles

	Pesos	NACA 23012	NACA 23014	NACA 23018
$C_{d\ min}$	0.3	0.00593	0.00624	0.00684
$C_{m,0}$	0.15	-0.0099	-0.009	-0.0072
$\alpha_{stall}$	0.15	17.5	18	19.5
$\alpha_0$	0.10	-1.23	-1.2	-1.12
$(Cl/Cd)_{m\acute{a}x}$	0.15	119.6	119.4	111.8
$C_{l\ \alpha}$	0.15	6.023	6.023	6.023
<b>TOTAL</b>	<b>1</b>	<b>20.458</b>	<b>20.508</b>	<b>19.6</b>

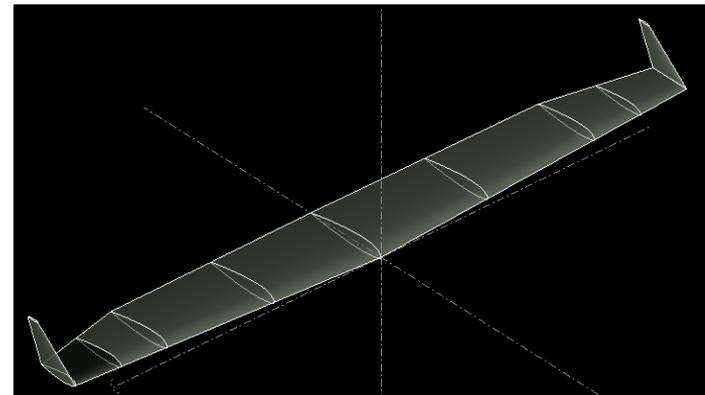
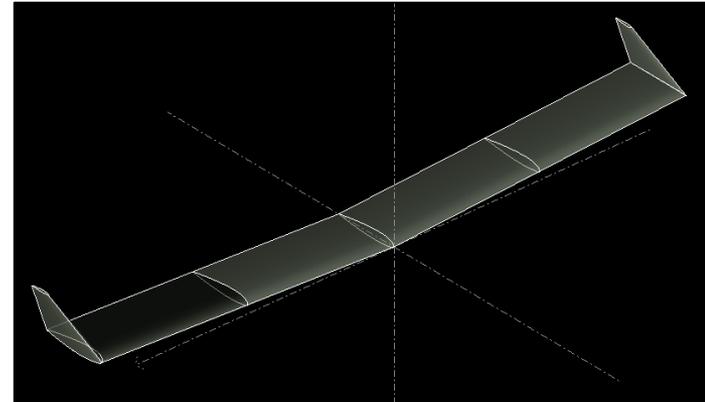
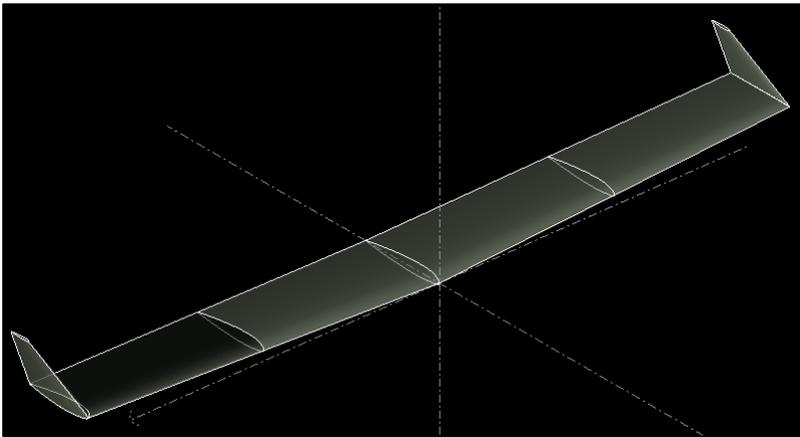


# Selección de la planta alar

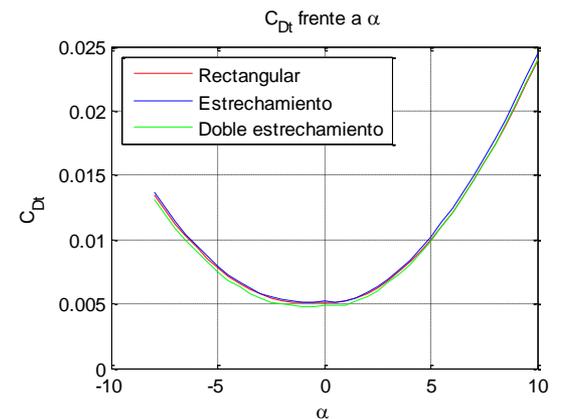
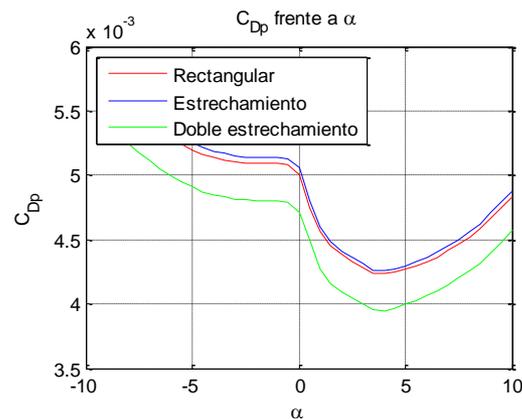
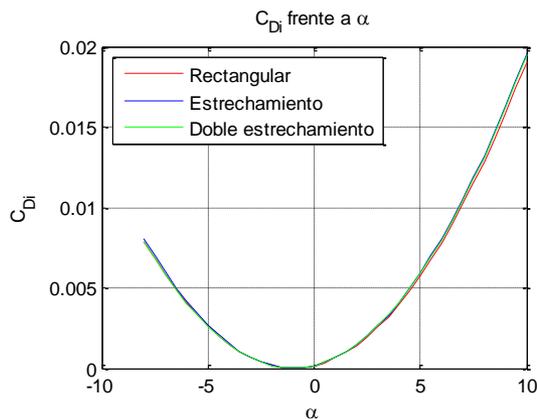
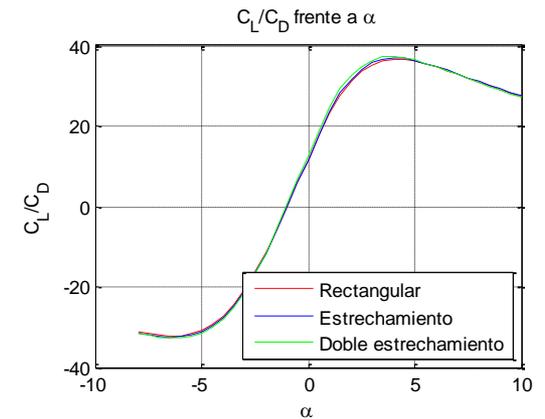
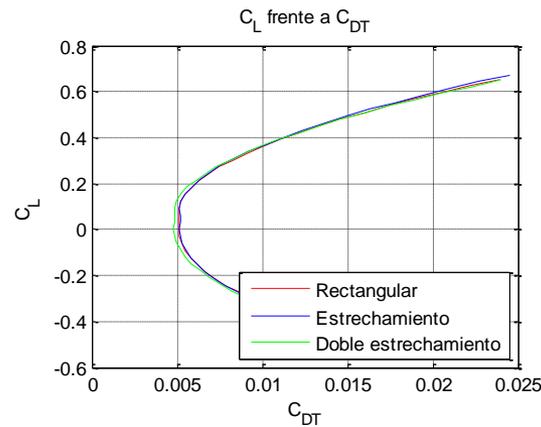
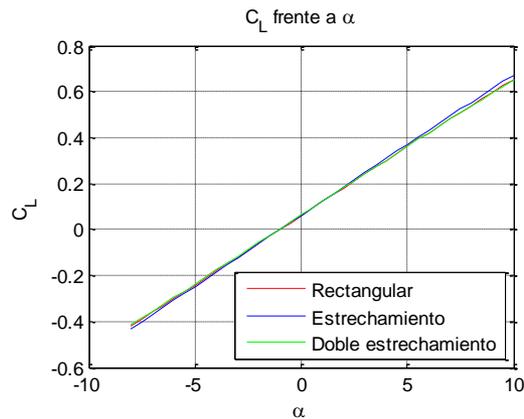


# Selección de la planta alar

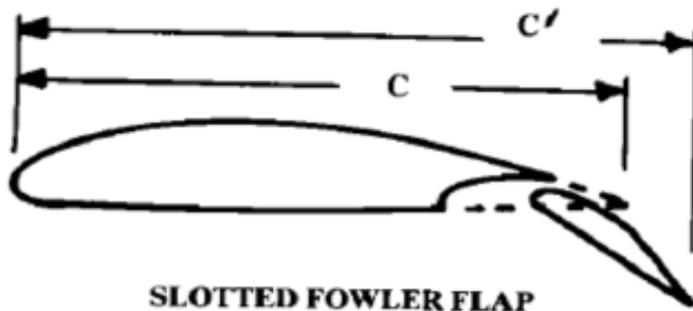
❖ Configuraciones que se han probado:



# Selección de la planta alar



# Dispositivos hipersustentadores



- Están localizados en el 80% de la cuerda del perfil.
- La superficie hipersustentadora supone un porcentaje del 72% respecto a la total.
- Se deflecan:
  - ❖ Despegue:  $15^\circ$
  - ❖ Aterrizaje:  $40^\circ$



# Dispositivos hipersustentadores

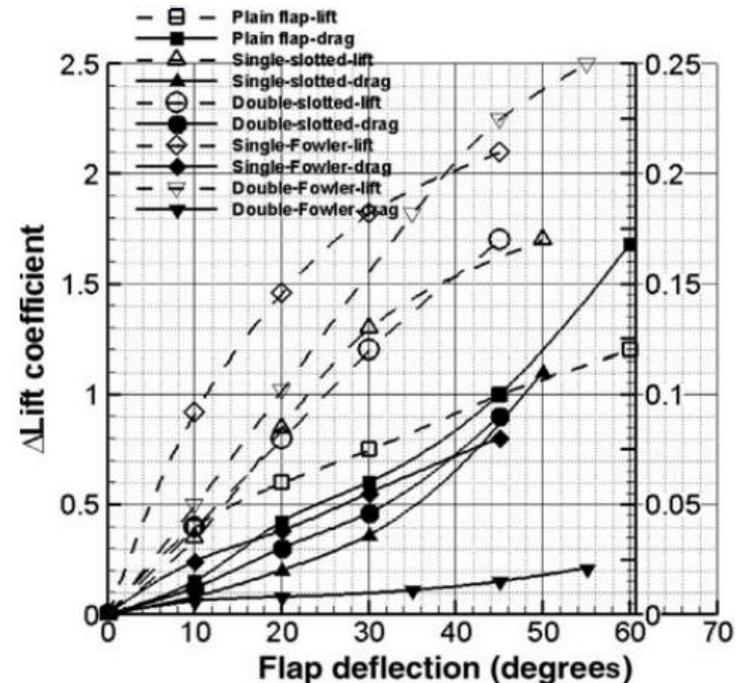
## Coefficiente de sustentación máxima

Se obtiene a partir de:

- ❖  $C_{l\text{ máx}} = 1.709$  del perfil en configuración limpia
- ❖  $\Delta C_{l\text{ máx}}$  de la gráfica para distintas deflexiones

Se realizan las correcciones para obtener el valor en 3D a partir del  $C_L$  dado por XFLR5.

- Deflexión =  $15^\circ$   
 $C_{L\text{ máx}} = 1.44$
- Deflexión =  $40^\circ$   
 $C_{L\text{ máx}} = 2.05$



# Polar aerodinámica: método empleado

Para el cálculo de la polar se ha empleado un **método mixto**:

- Ala
- Estabilizadores horizontal y vertical
- Superficies hipersustentadoras
- Fuselaje
- Góndolas
- *Upsweep*
- Tren de aterrizaje
- Pérdidas y protuberancias

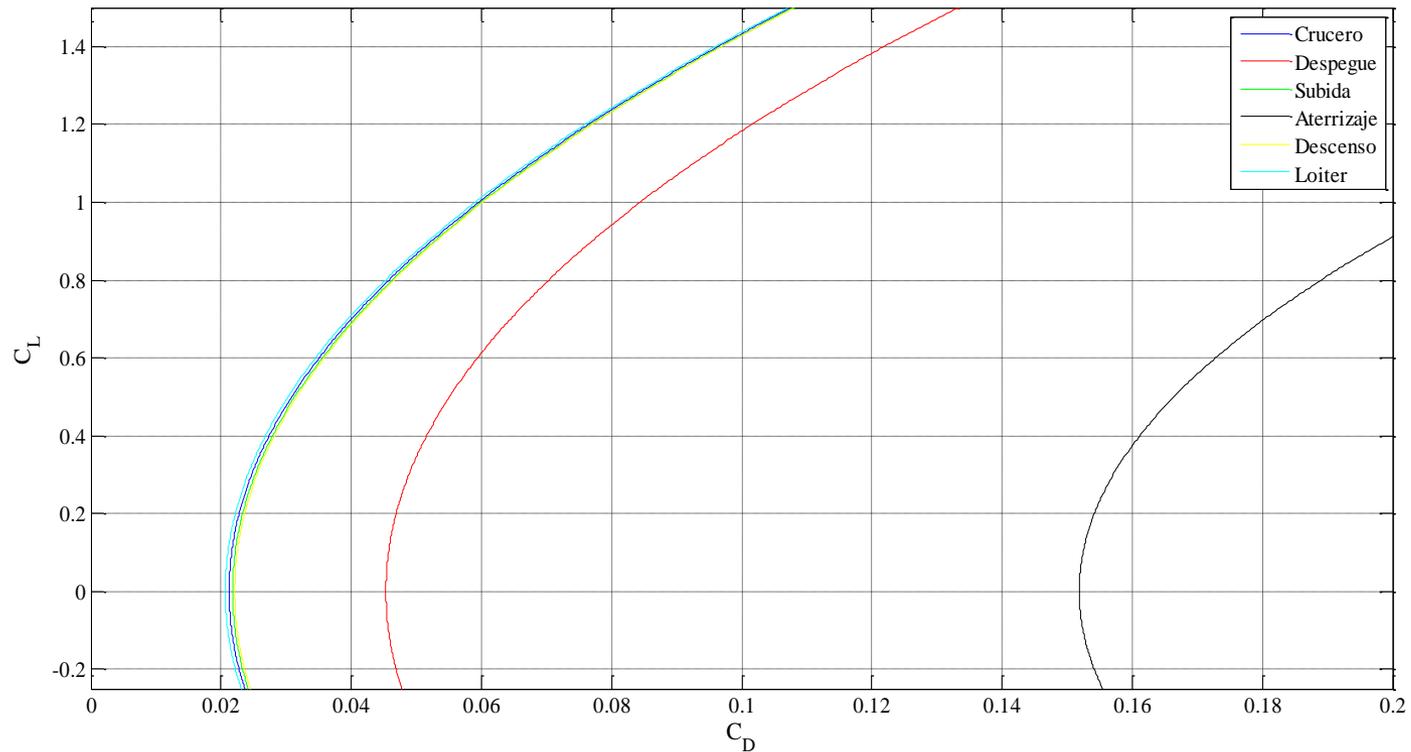
XFLR5

Component Build-up Method

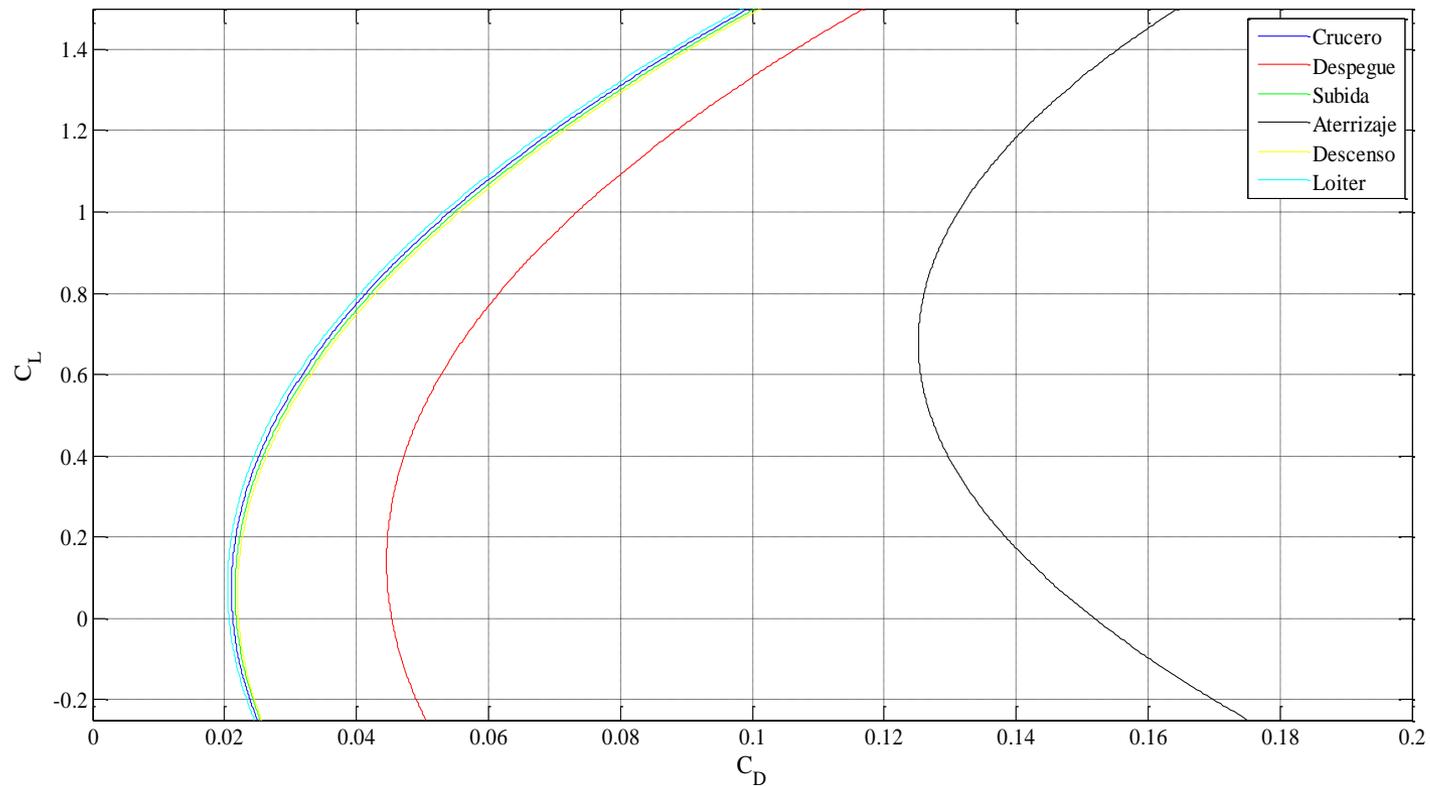
	Despegue	Subida	Crucero	Loiter	Descenso	Aterrizaje
$C_{D0}$	0.045869	0.022308	0.021753	0.021153	0.022644	0.15239
$K_1$	0.039064	0.038291	0.038348	0.03842	0.038171	0.058039
$K_2$	-0.010946	-0.0050594	-0.0054281	-0.0058459	-0.0045726	-0.078671



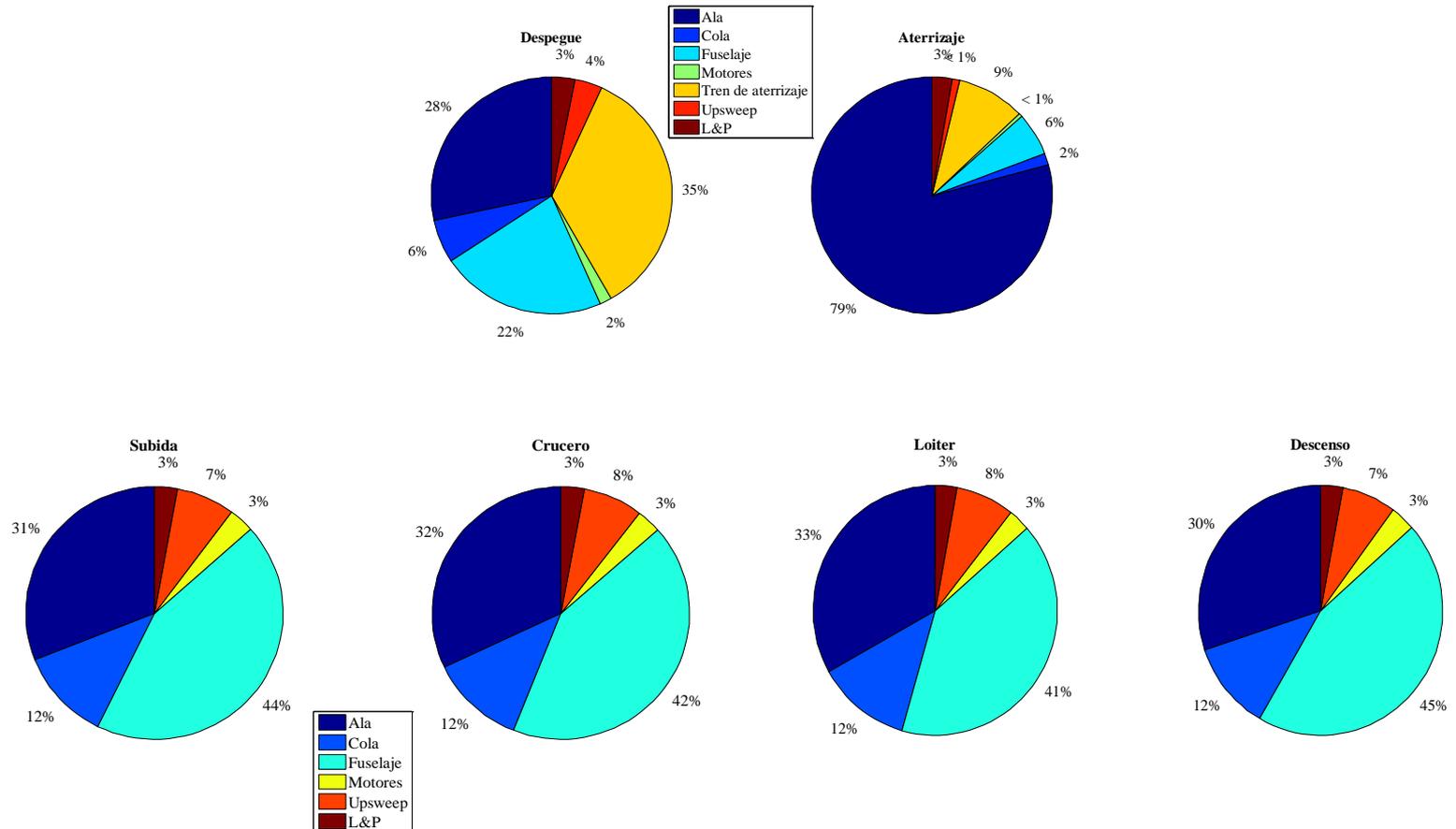
# Polar no compensada



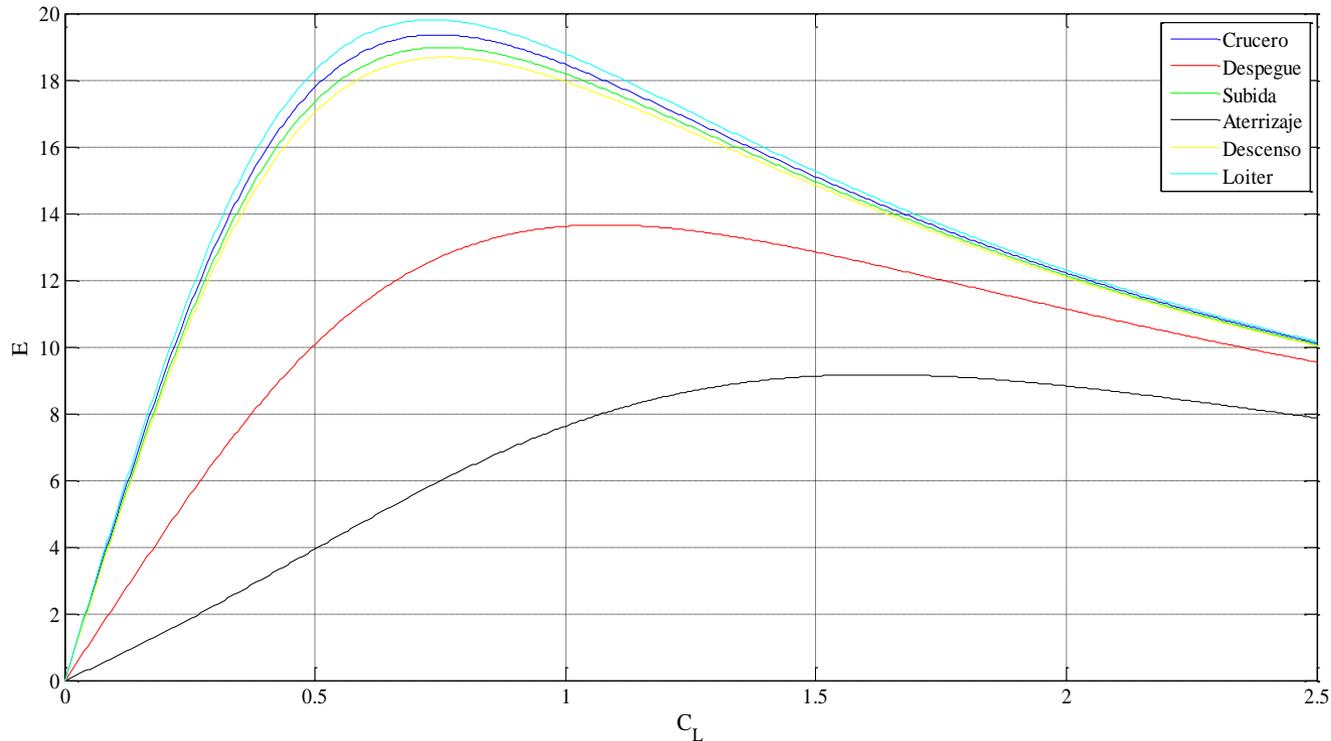
# Polar compensada



# Resistencia parasitaria



# Eficiencia aerodinámica



	Despegue	Subida	Crucero	Loiter	Descenso	Aterrizaje
$E_{max}$	13.65	18.98	19.36	19.8	18.68	9.166



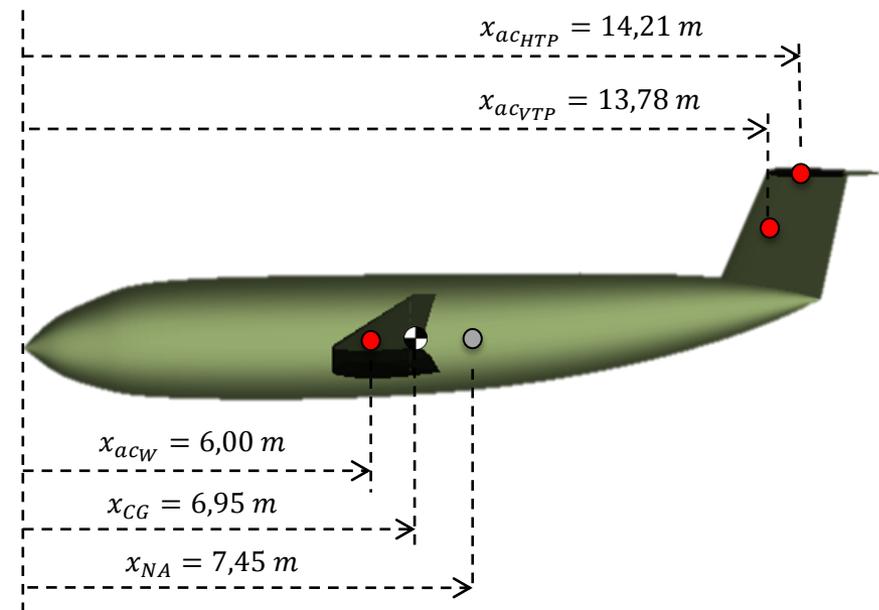
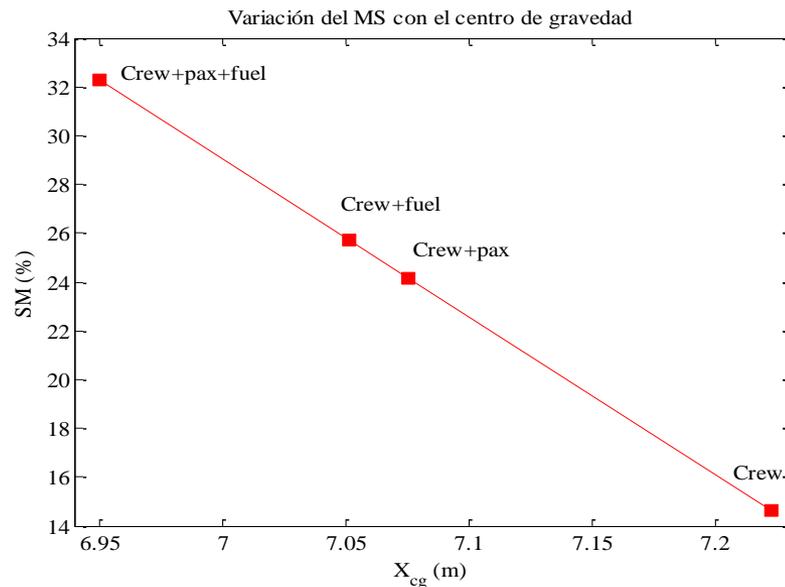
# Estabilidad y Control



# Estudio de centrado y margen estático

Representación del **Margen Estático** para las cuatro configuraciones de carga de pago:

- Peso en vacío + Tripulación  $SM \approx 15 \%$
- Peso en vacío + Tripulación + Combustible  $SM \approx 26 \%$
- Peso en vacío + Tripulación + Pasajeros  $SM \approx 24 \%$
- Peso en vacío + Tripulación + Combustible + Pasajeros  $SM \approx 32 \%$

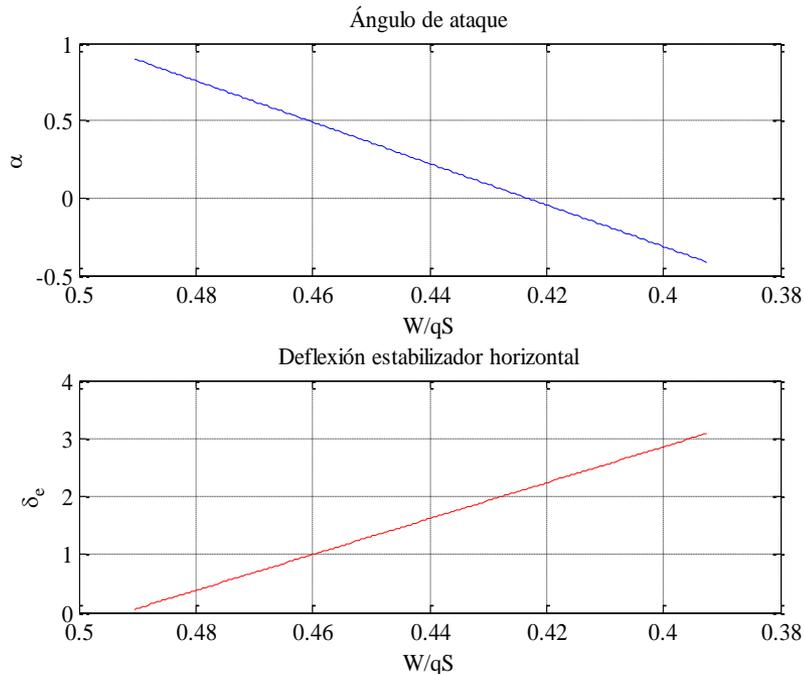


# Estabilidad estática Longitudinal (I)

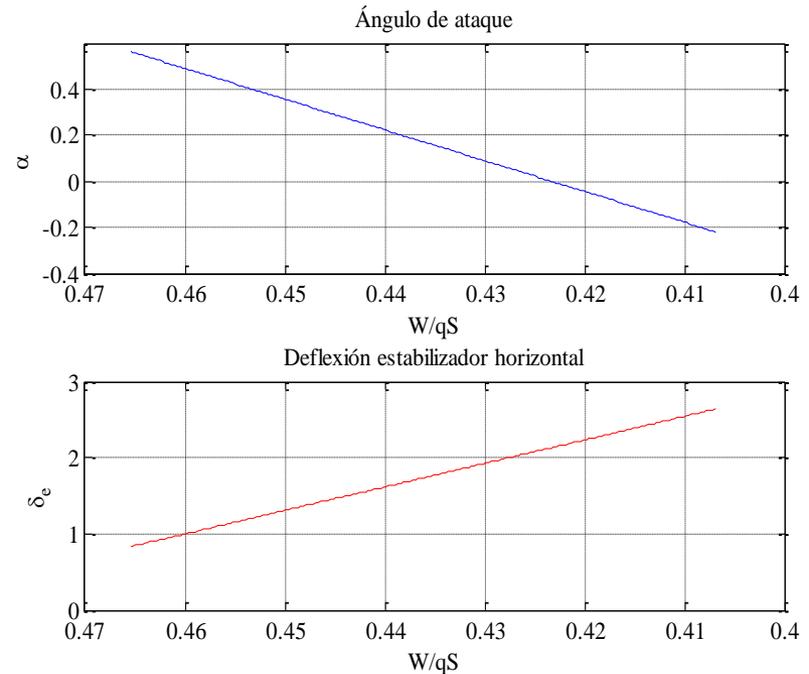
Trimado longitudinal de la aeronave para vuelo de crucero ( $M = 0,52$ ;  $h = 31.000 \text{ ft}$ )

- $i_w = 3.5^\circ$
- $i_t = 1.8^\circ$

## Misión de diseño



## Misión económica

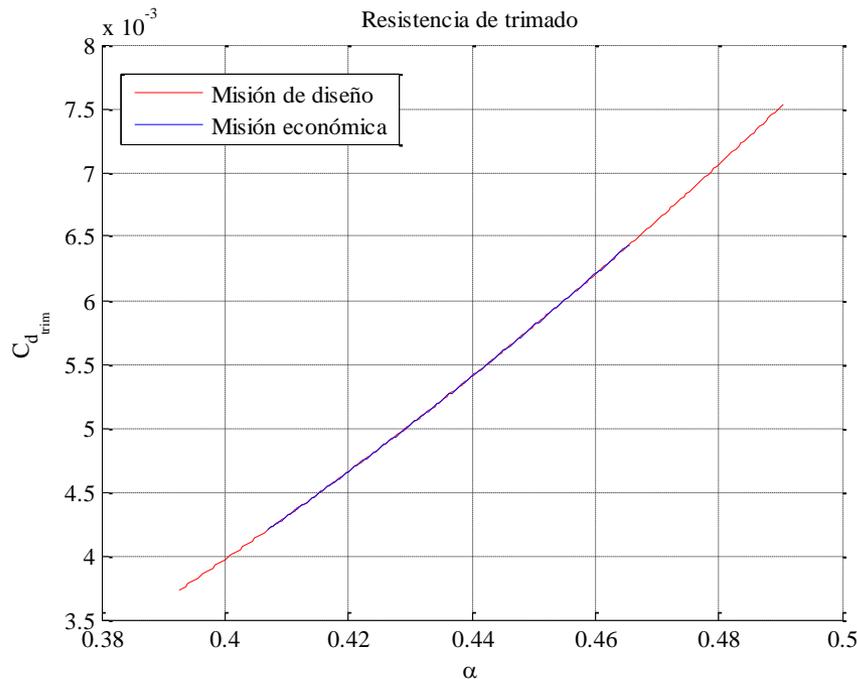


# Estabilidad estática Longitudinal (II)

Trimado longitudinal de la aeronave para vuelo de crucero ( $M = 0,52$ ;  $h = 31,000 \text{ ft}$ )

- $i_w = 3.5^\circ$
- $i_t = 1.8^\circ$

## Resistencia de trimado



# Estabilidad estática Lateral-Direccional

## Vuelo con fallo de motor

- $T_{disp} = 11.104 \text{ N}$
- $N_{power} = -30,536 \text{ Nm}$
- $V_{\infty} = 67,68 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
- $C_{n_{\delta_r}} = -0,1230$

$$\delta_r \Big|_{fm} = 16,30^\circ$$

## Vuelo con resbalamiento ante viento cruzado

- $\beta = 11,5^\circ$
- $V_w = 11,28 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
- $C_{n_{\beta}} = 0,1286$
- $C_{n_{\delta_r}} = -0,1230$

$$\delta_r \Big|_{vc} = 12,03^\circ$$



# Dimensionado de las superficies de cola

## Estabilizador horizontal

Superficie	Alargamiento	Estrechamiento	Envergadura	Flecha
6,60 m <sup>2</sup>	5,45	0,47	6 m	21,8°

## Estabilizador vertical

Superficie	4,37 m <sup>2</sup>
Alargamiento	1,51
Estrechamiento	0,75
Envergadura	2,5 m
Flecha	19,3°



# Dimensionado de las superficies de control

## Timón de profundidad

- $S_E/S_H \approx 0,25 \rightarrow S_E = 1,65 \text{ m}^2$
- $c_E/c_H \approx 0,25$

## Timón de dirección

- $S_R/S_V \approx 0,30 \rightarrow S_R = 1,31 \text{ m}^2$
- $c_R/c_V \approx 0,30$

## Alerones

- $C_{l_p} = -0,6088$
  - $C_{l_{\delta_a}} = 0,2334$
  - $\delta_a = 3,65^\circ$
- }  $S_a = 0,92 \text{ m}^2$   
 $c_a = 0,93 \text{ m}$



# Estructuras



# Estimación inicial de pesos

## Dimensionado inicial: First Order Sizing

Estimación de pesos a partir de fracciones de peso en cada segmento de misión

$$W_{TO} = 5992 \text{ kg}$$

## Estimación intermedia: Método de los Factores Lineales

Estimación de los pesos de componentes de la estructura por separado a partir de datos históricos

$$W_{TO} = 8049 \text{ kg}$$

	Peso [kg]
$W_{WING}$	995.36
$W_{HTP}$	226.03
$W_{VTP}$	186.86
$W_{FUS}$	1993.7
$W_{LG}$	257.67
$W_{ENG}$	318.42
$W_{OTROS}$	1018.7
$W_{EMPTY}$	5434.5
$W_{TO}$	8049.0



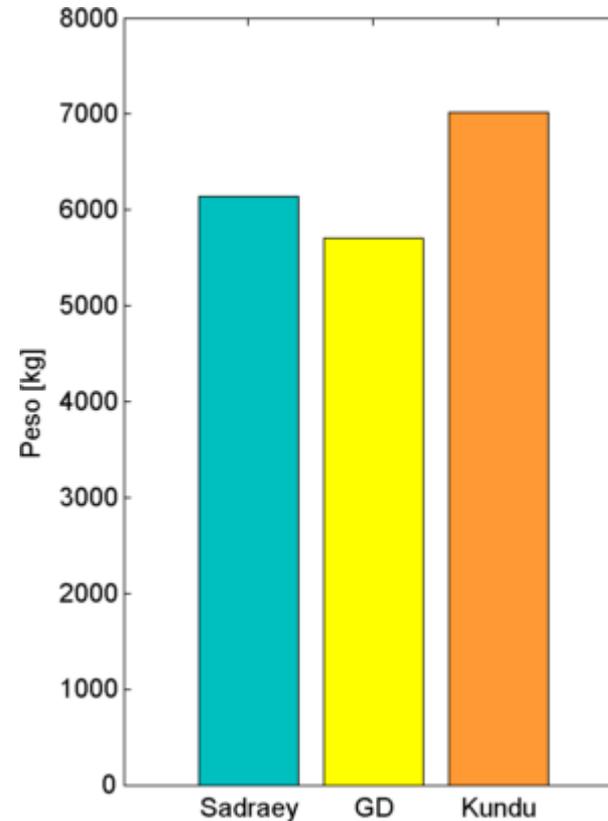
# Métodos de estimación de pesos

## Estimación de las estructuras:

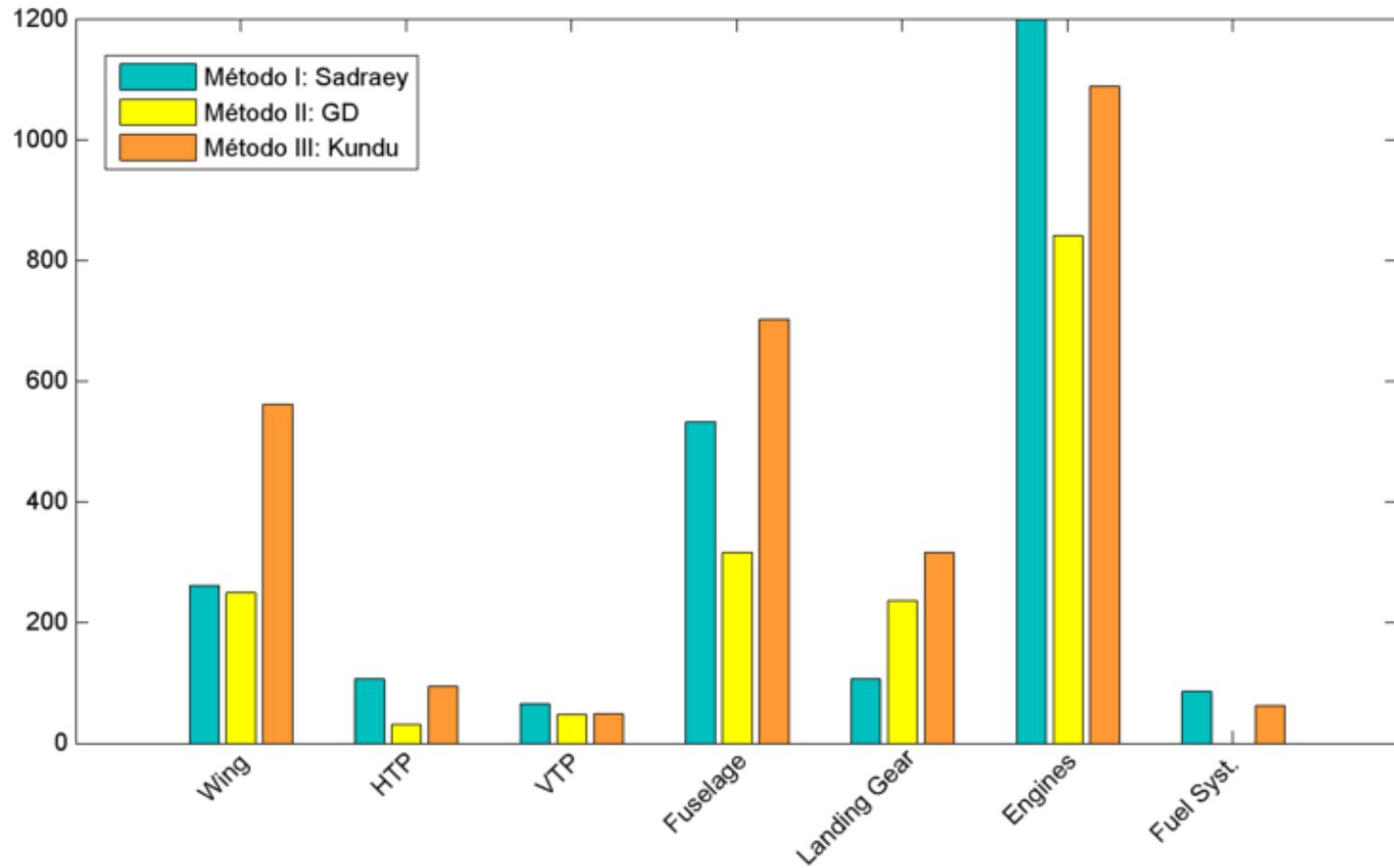
- Método I: Sadraey
- Método II: GD
- Método III: Kundu

## Estimación de los sistemas:

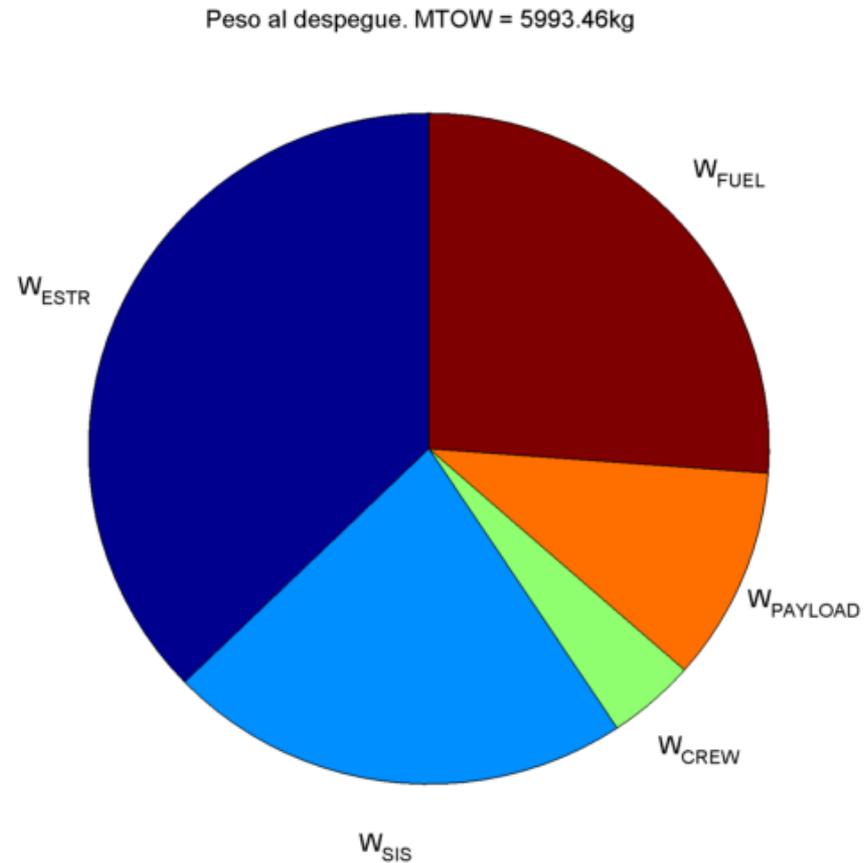
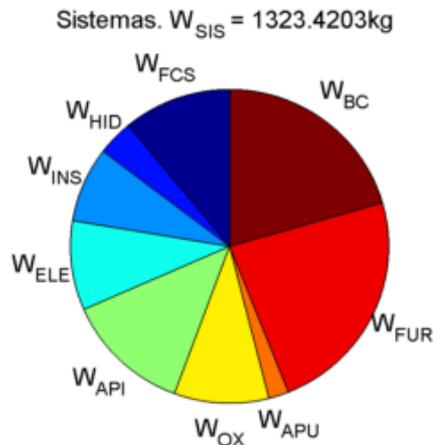
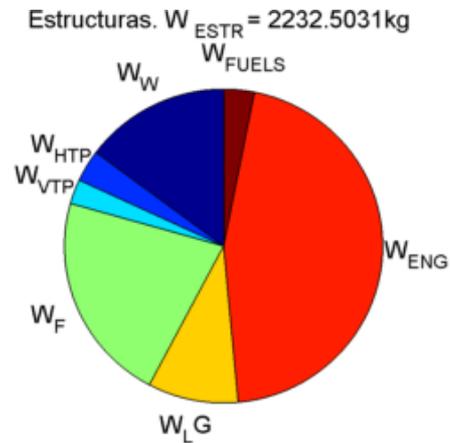
- Método I: GD + Torenbeek
- Método II: Kundu



# Métodos de estimación de pesos



# Resultados



# Elección de Materiales

## Aluminio y composites

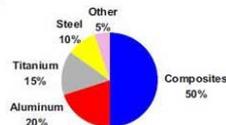
Materiales básicos de la estructura.  
Compromiso coste-mantenimiento y  
tendencias futuras.

## Titanio y acero

Elementos que necesitan más rigidez

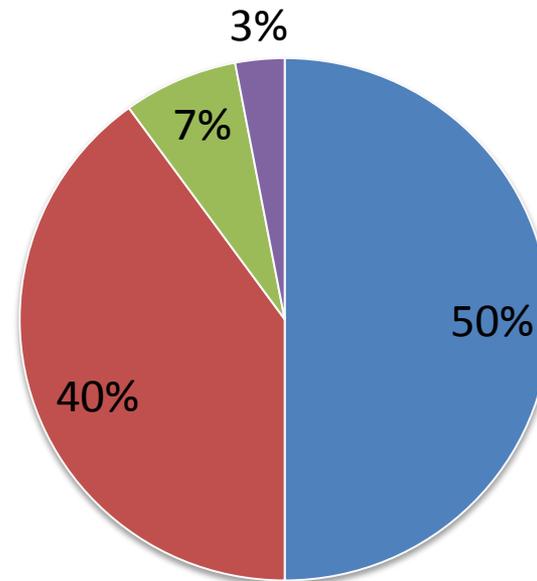


- Carbon laminate
- Carbon sandwich
- Fiberglass
- Aluminum
- Aluminum/steel/titanium pylons

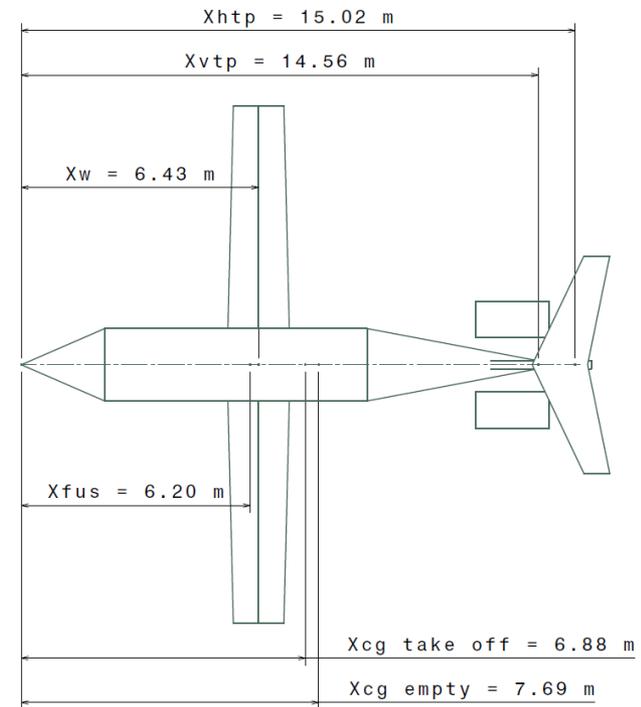
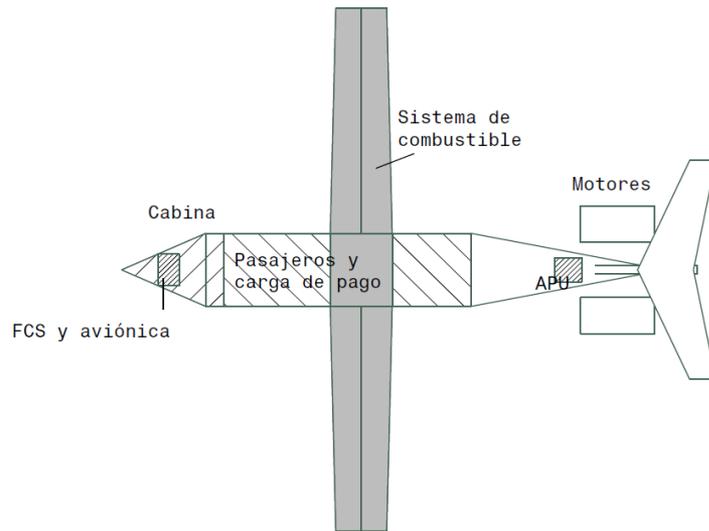


## Materiales

■ Aluminio ■ Composites ■ Titanio ■ Acero



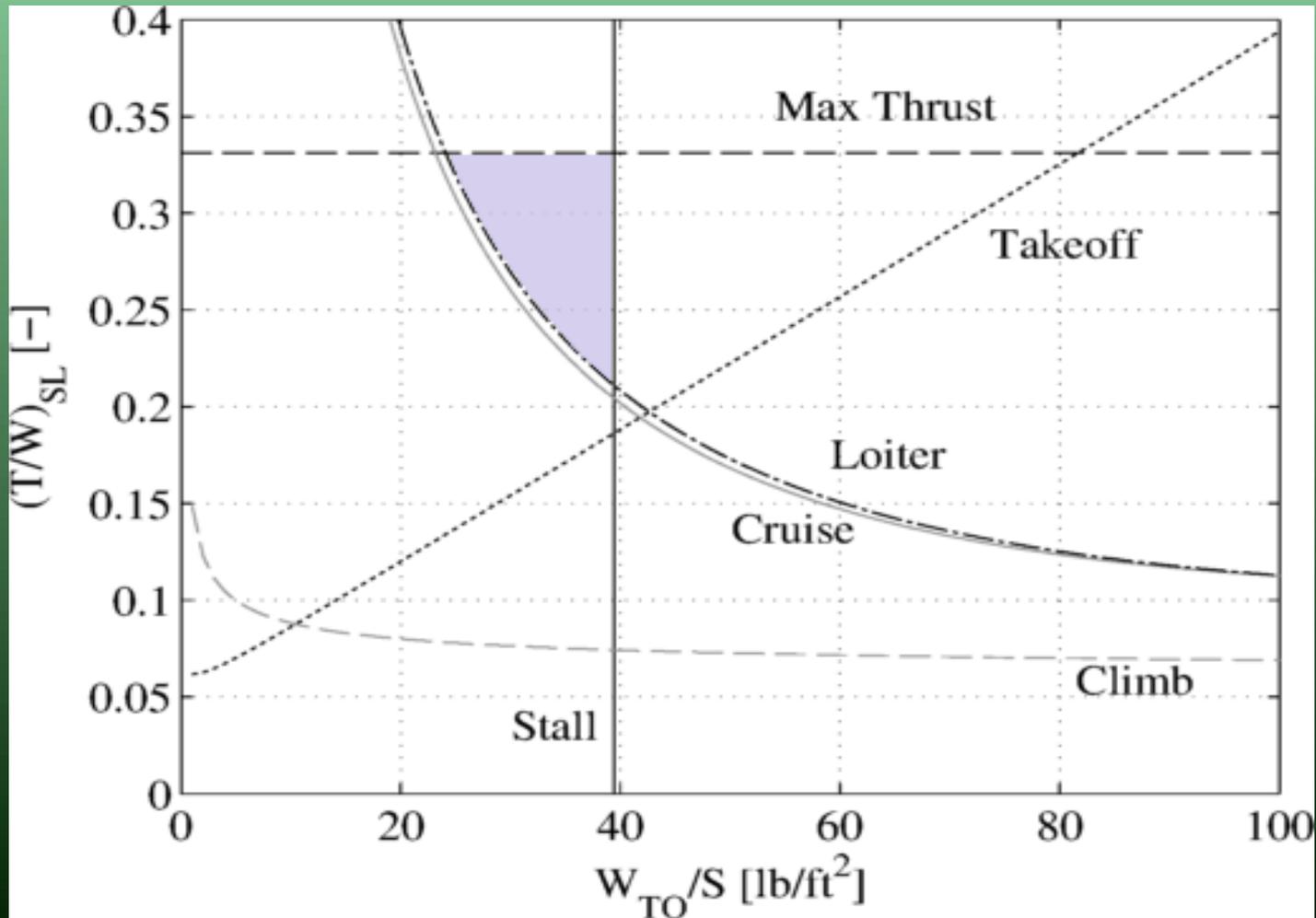
# Estimación del centro de gravedad



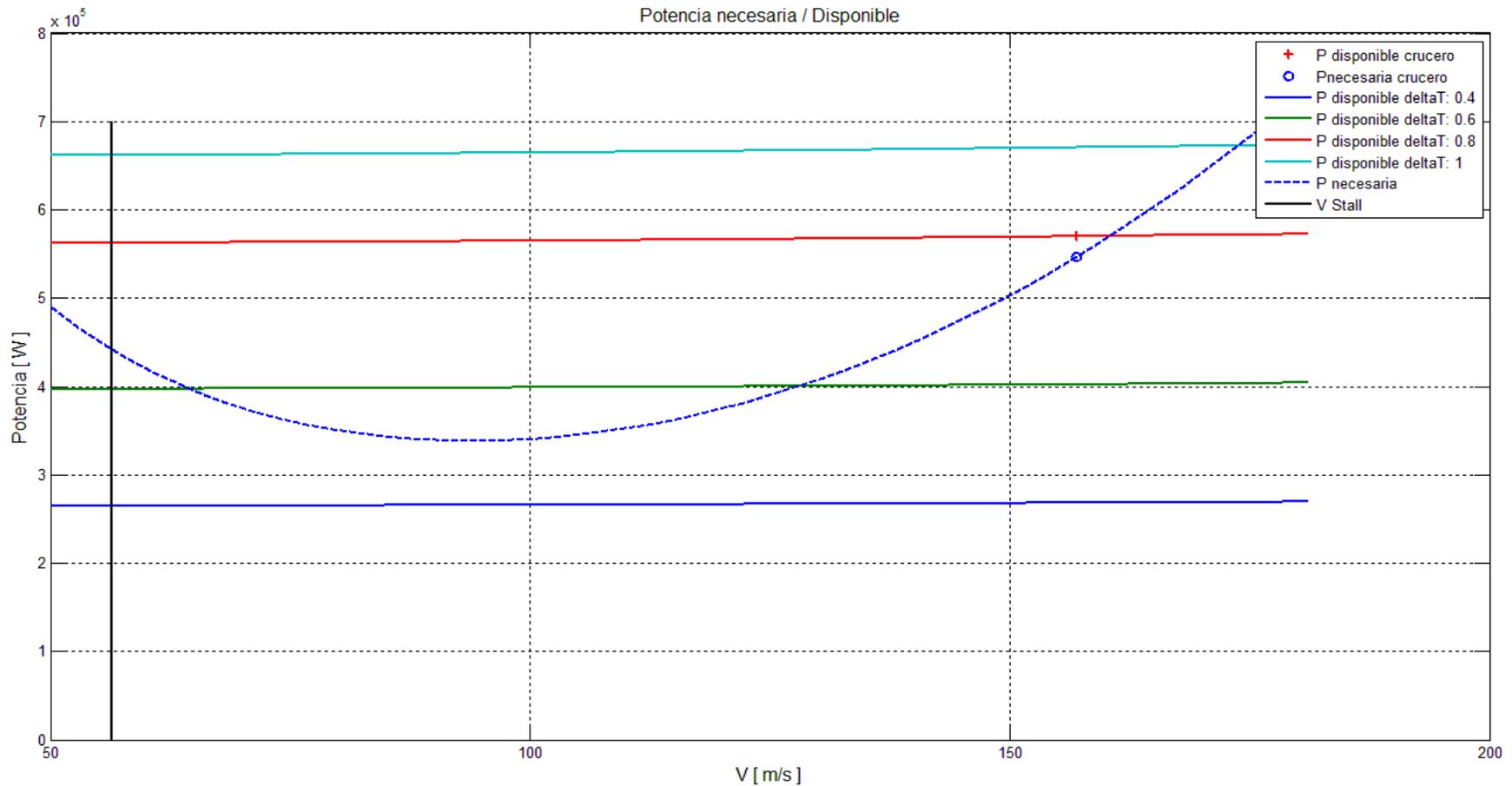
# Propulsión y Actuaciones



# Actuaciones preliminar



# Potencia requerida vs necesaria



# Selección de la Planta Propulsora

Fabricante (Modelo)	Escalado	Consumo Específico [lb/hp h]	Peso en Vacío [kg]	Potencial disponible [shp]	Longitud [m]	Diámetro [m]
Pratt Whitney Canada (PW123)	0,8	0,47	359,83 [793,3 lb]	1904	1,98	0,613
GE (CT7-6)	1	0,47	223,63 [493,01 lb]	2000	1,22	0,66
Rolls Royce Dart RDa.7MK.526	1	0,57	547 [1207 lb]	1940	2,479	0,995
GE (CT7-5A)	1,1	0,45	391,70 [863,57 lb]	1908,5	2,51	0,756



# Preselección de la Planta Propulsora

Fabricante (Modelo)	Escalado	Consumo Específico [lb/hp h]	Peso en Vacío [kg]	Potencial disponible [shp]	Longitud [m]	Diámetro [m]
Pratt Whitney Canada (PW123)	0,8	0,47	359,83 [793,3 lb]	1904	1,98	0,613
GE (CT7-5A)	1,1	0,45	391,70 [863,57 lb]	1908,5	2,51	0,756



# Planta Propulsora

## Pratt Whitney Canada (PW123)

Turbohélice

Escalado: 0,8

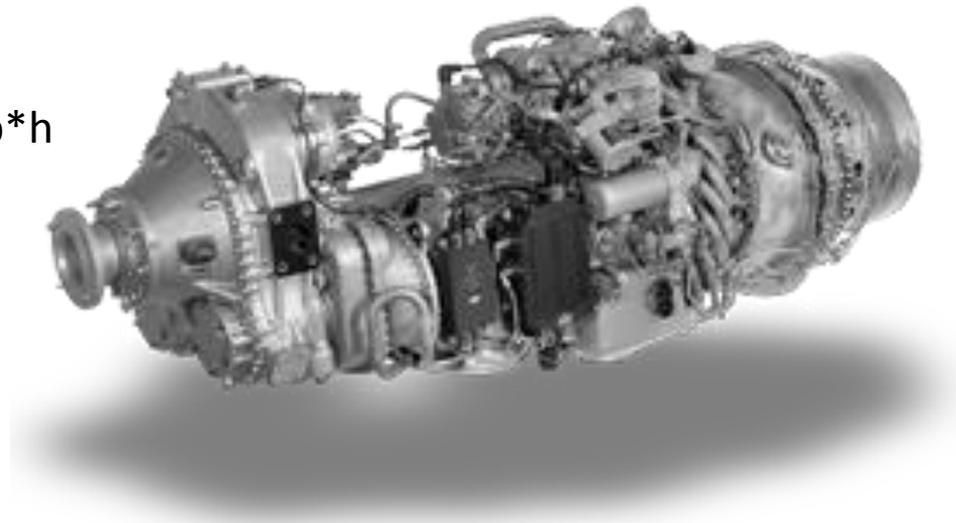
Consumo específico: 0,47 lb/hp\*h

Peso en vacío: 359,83 Kg

Psl: 1904 shp

Longitud: 1,98 m

Diámetro: 0,613 m



# Actuaciones

- DESPEGUE

Posición de palanca $\delta_T$
--------------------------------

1
---

Distancia despegue	Consumo de combustible	$\gamma_{Climb\_desp}$	Tiempo
995 [m]	42,61 [Kg]	26,37 [°]	17,3 [seg]

## Fallo motor

Distancia despegue	966
--------------------	-----

966
-----

$\gamma_{Climb\_desp}$	10 [°]
------------------------	--------

10 [°]
--------

## Configuración High-hot para el despegue

80% MTOW	Pista utilizada: 840m
----------	-----------------------

Longitud de pista: 2438m	Pista utilizada: 840m
--------------------------	-----------------------

Altitud aeropuerto: 2377m	Pista utilizada: 840m
---------------------------	-----------------------



# Actuaciones

- SUBIDA

Posición de palanca $\delta_T$	0,69
--------------------------------	------

Velocidad (TAS) subida	290 [Km/h]
Velocidad vertical subida	2207 [ft/min]
Angulo de subida $\gamma_{Climb}$	8 [°]
Distancia horizontal recorrida	67,2 [Km]
Tiempo	14 [min]
Consumo de combustible	76,9[Kg]

- CRUCERO

Posición de palanca $\delta_T$	0,84
--------------------------------	------

Distancia recorrida	Velocidad crucero		Consumo de combustible	Tiempo
2633 [Km]	156,9 [m/s]	M = 0,52	1173 [Kg]	4,6 [h]



# Actuaciones

- DESCENSO

Posición de palanca $\delta_T$	0,01
--------------------------------	------

Velocidad (TAS) descenso	237 [Km/h]	1,4 $V_{stall}$
Velocidad vertical descenso	1578 [ft/min]	
Ángulo de descenso $\gamma_d$	7 [°]	
Distancia horizontal recorrida	76,9 [Km]	
Tiempo	20 [min]	
Consumo de combustible	3 [Kg]	

- LOITER

Posición de palanca $\delta_T$	0,75
--------------------------------	------

Tiempo Loiter	30 [min]	
Velocidad (TAS)	156,9 [m/s]	M = 0,52
Consumo de combustible	188 [Kg]	



# Actuaciones

- ATERRIZAJE (fase final de aproximación y aterrizaje)

Posición de palanca $\delta_T$	0,01 (ralentí)
--------------------------------	----------------

Velocidad (TAS) fase final aproximación	223 [Km/h]	1,3 $V_{stall}$
Velocidad (TAS) aterrizaje	197,74 [Km/h]	1,15 $V_{stall}$
Distancia horizontal recorrida hasta frenado.	573 [m]	
Tiempo fase aproximación final y aterrizaje	5 [min]	
Consumo de combustible	1,4[Kg]	



# Actuaciones

## Configuración High-hot para el aterrizaje

80% MLW	Pista utilizada: 604m
Longitud de pista: 2438m	
Altitud aeropuerto: 2377m	

### ▪ AEROPUERTO ALTERNATIVO

Posición de palanca $\delta_T$	0,75
--------------------------------	------

Distancia aeropuerto alt.	100 [nm]	185,2 [Km]
Velocidad (TAS)	156,9 [m/s]	M = 0,52
Tiempo empleado	19 [min]	
Consumo de combustible	118 [Kg]	



# Actuaciones

- CONSUMO DE COMBUSTIBLE TOTAL

Suma de combustible empleado en:

**Despegue + Subida + Crucero + Descenso + Aeropuerto alt. + Loiter + Aterrizaje +  
Taxi**

**1605 [Kg]**



# Costes

- DOC: coste directo de operación
- ASM: asientos disponibles por milla
- CASM

## Misión de diseño

DOC	1988610 céntimos \$
ASM	4500
CASM	441.95 céntimos

## Misión económica

DOC	782445 céntimos \$
ASM	3000
CASM	260,81 céntimos

