

# AIRCRAFT DESIGN GROUP



**ADG**

**Aircraft Design Group**

## ADG 1.0



**ADG**

**Aircraft Design Group**

# OBJETIVOS

- Aumentar la eficiencia
- Reducir el impacto ambiental
- No aumentar significativamente el tiempo de vuelo



# MOTIVACIÓN



ADG

Aircraft Design Group

## Diseño atractivo:

- Las hélices están ~~“antiguadas”~~

## Diseño cómodo:

- Espacio
- Ruido





ADG

Aircraft Design Group

# Análisis preliminar de aviones similares

## Avión de referencia : Pilatus PC-12

### Razones de elección:

- Motor turbo-prop
- Avión ejecutivo/VIP
- 9 pasajeros como máximo y 3 personas de tripulación

### Datos elegidos:

- Alargamiento  $\Lambda = 10.3$
- Peso de referencia  $W_0 = 8836.5 \text{ lb}$
- Geometría de referencia







ADG

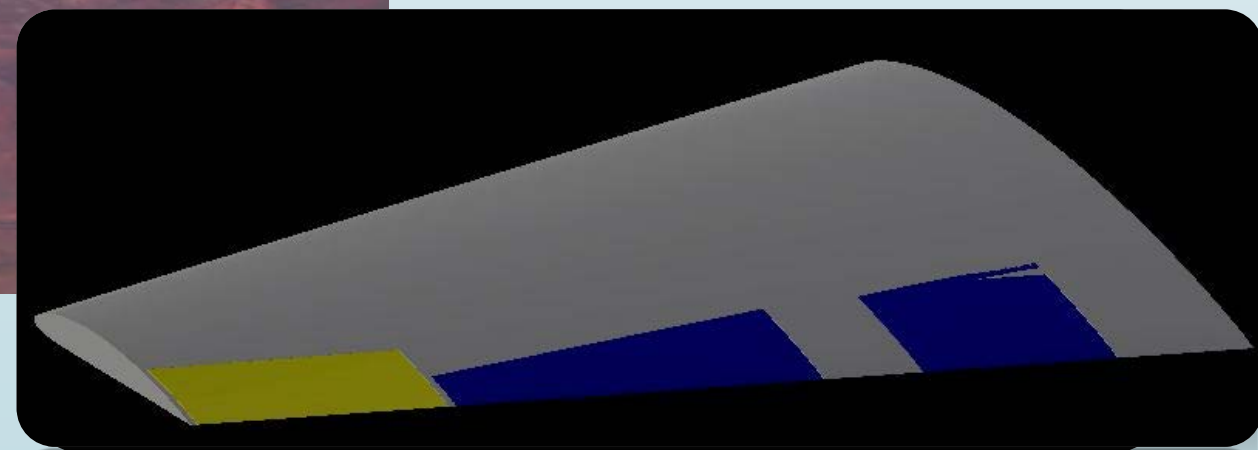
Aircraft Design Group

# Geometría del ala



## Características básicas:

- Superficie  $S=20 \text{ m}^2$
- Alargamiento  $\Lambda = 10.3$
- Estrechamiento  $E_w=0.39$
- Cuerda punta  $C_{wt}=0.7814 \text{ m}$
- Cuerda raíz  $C_{wr}=2.0056 \text{ m}$

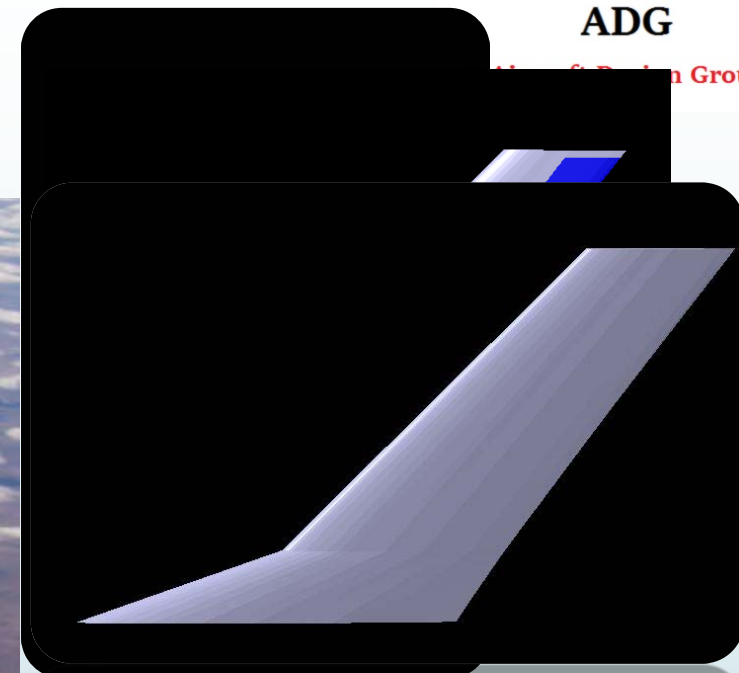




ADG

Aerodinámico de Grupo

## Geometría del vtp



### Características básicas:

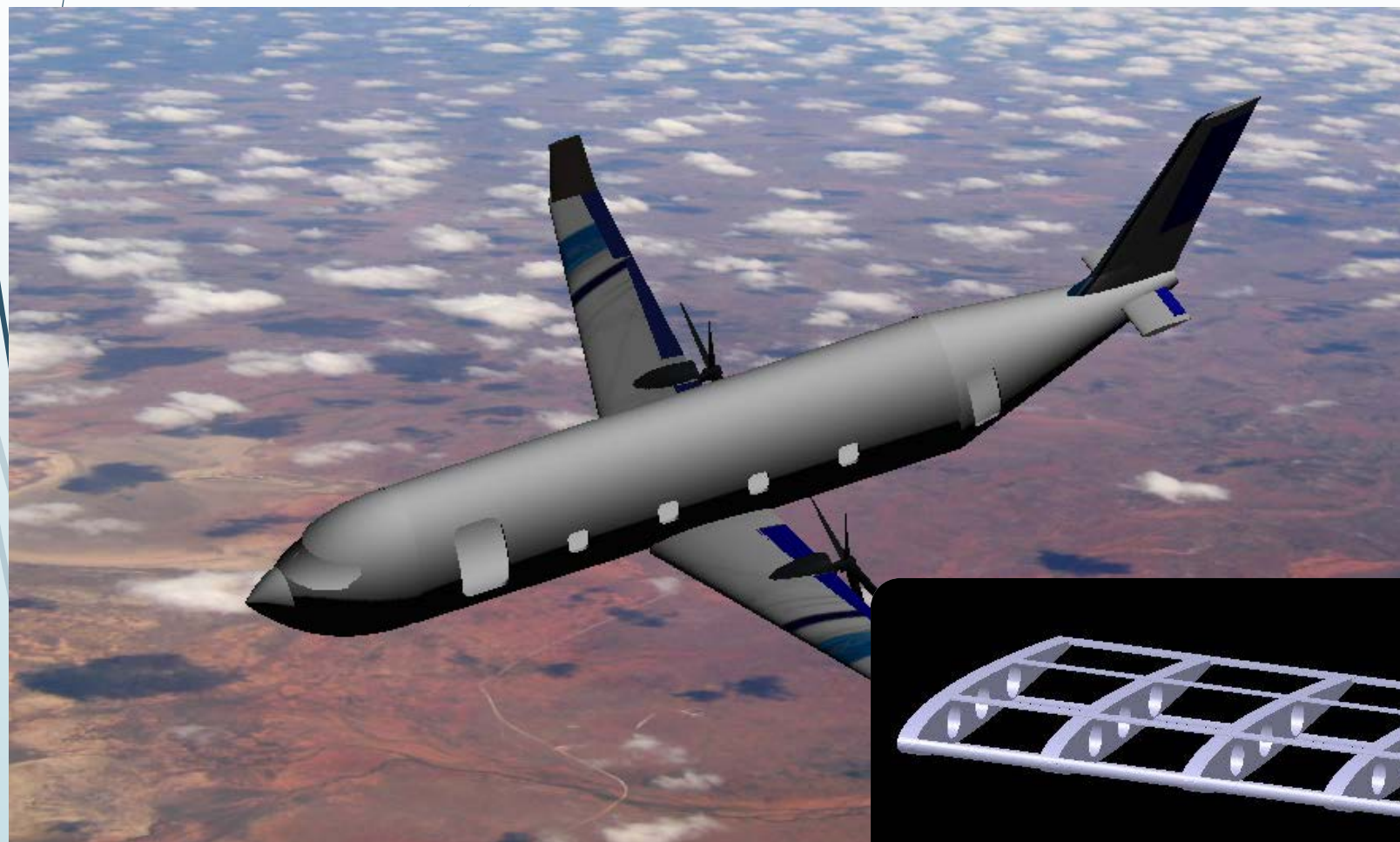
- Superficie  $S=4 \text{ m}^2$
- Alargamiento  $\Lambda = 1.69$
- Estrechamiento 1  $E_m=0.59$
- Estrechamiento 2  $E_t=0.392$
- Cuerda punta  $C_t=1.1 \text{ m}$
- Cuerda central  $C_m=1.65 \text{ m}$
- Cuerda raíz  $C_r=2.8 \text{ m}$



ADG

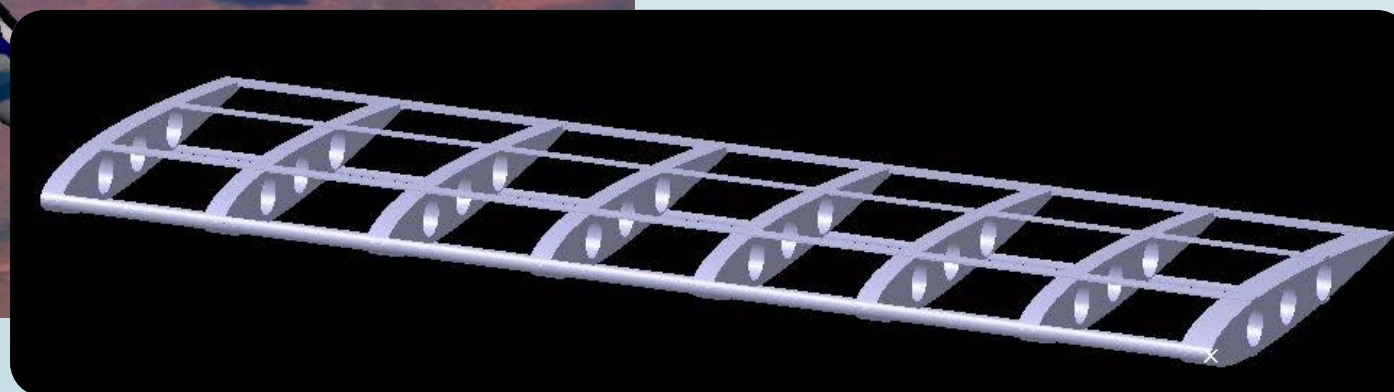
Aircraft Design Group

## Geometría del htp



### Características básicas:

- Superficie  $S=2 \text{ m}^2$
- Alargamiento  $\Lambda = 3$
- Cuerda  $C=0.8165$







ADG

Aircraft Design Group

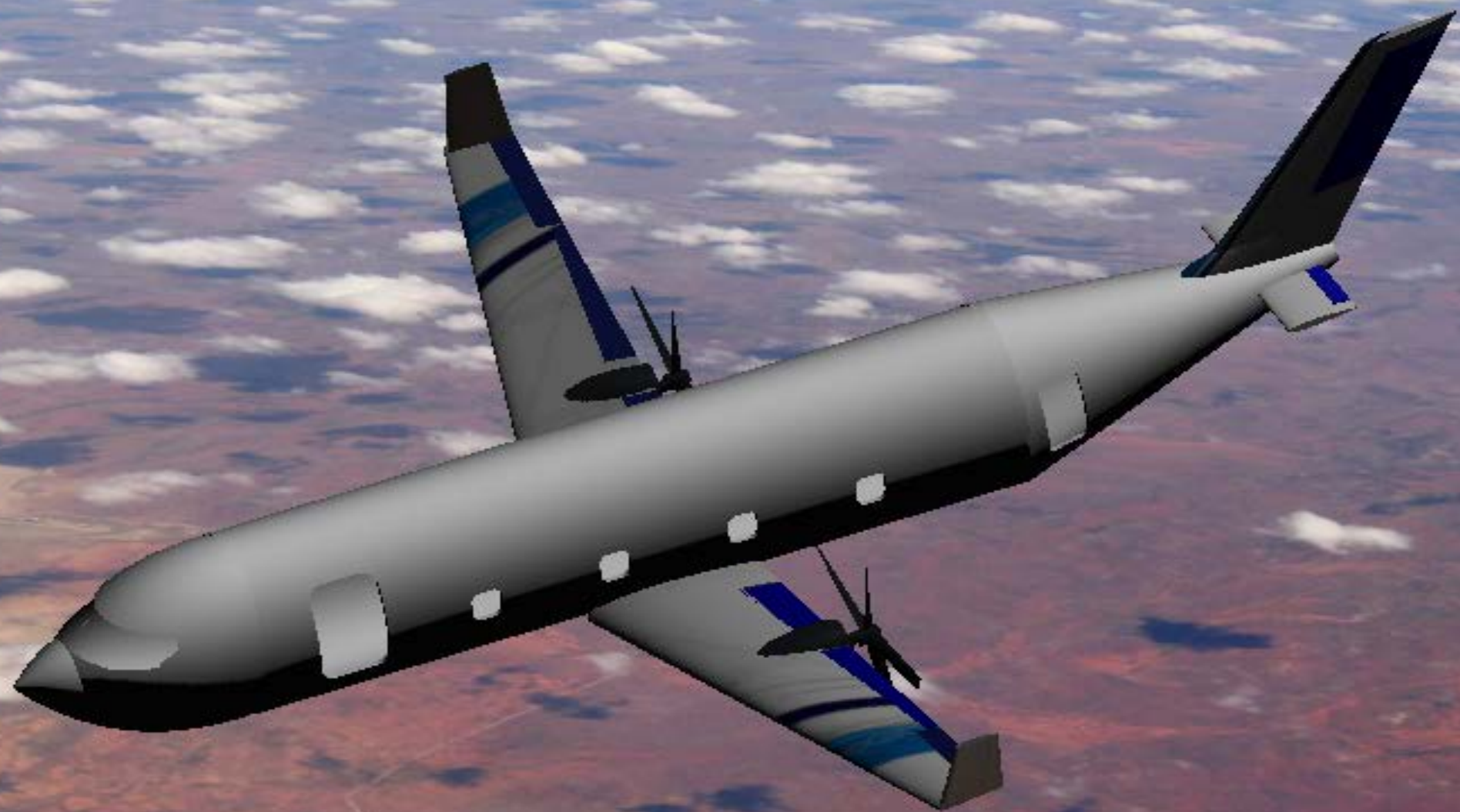
# Geometría del tren aterrizaje



Altura  $H=1.75\text{m}$

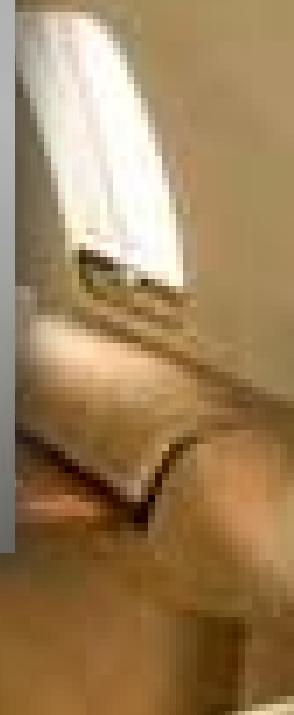
- Ruedas tren delantero
  - Diámetro=0.437m
  - Ancho=0.1468m

- Ruedas tren principal
  - Diámetro=0.6083m
  - Ancho=0.1951m







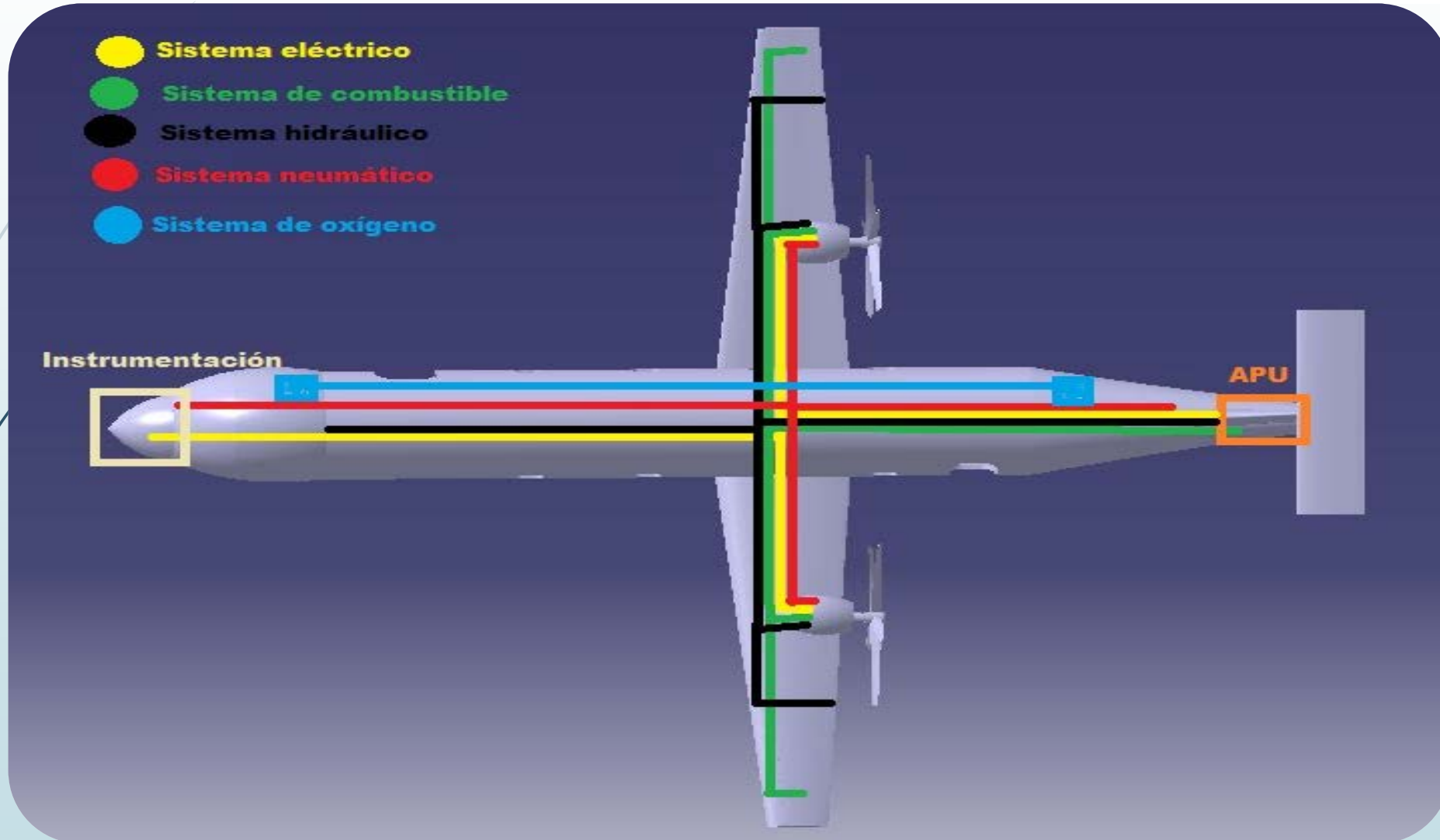


# Sistemas



ADG

Aircraft Design Group



# Inovaciones



ADG

Aircraft Design Group

**BASF**

The Chemical Company



ADG

Aircraft Design Group





**ADG**

Aircraft Design Group



# Estructuras

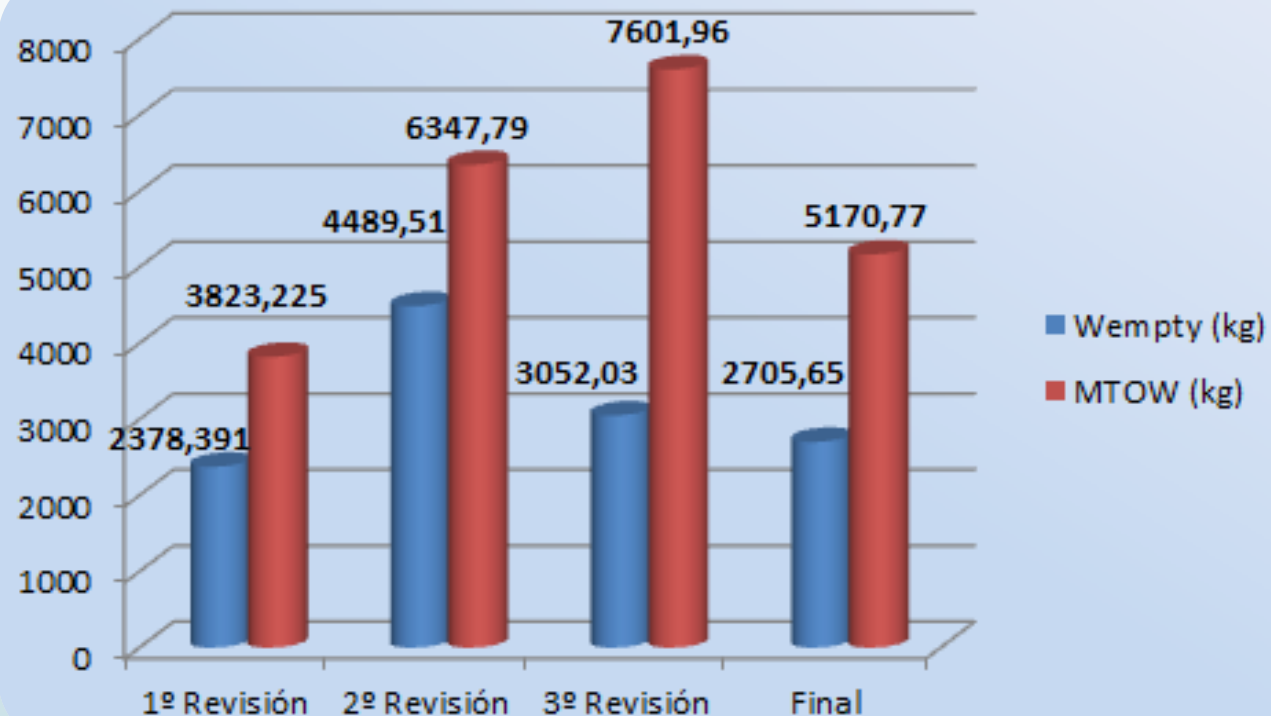




ADG

Aircraft Design Group

# Evolución de los pesos



1º Revisión

- Estimación del peso mediante métodos estadísticos: First Order Method

2º Revisión

- Estimación del peso de estructuras simplificadas: Multiplicadores lineales

3º Revisión

- Estimación del peso mediante el método completo
- Media de los métodos en estructura: Sadrey, GD y Kundu
- Método Kundu en sistemas

Final

- Optimización del peso mediante el método completo
- Media de los métodos en sistemas: Kundu y (GD+Torembek)/2

## Estudio de los pesos



**ADG**

Aircraft Design Group

### Método GD (sin refuerzos)

Ala	106,421 kg
HTP	10,7124 kg
VTP	30,9005 kg
Fuselaje	140,861 kg
Tren	221,614 kg
Motores	724,776 kg
Estructura	1235,28 kg

### Método Kundu

FCS	52,95 kg
S. hidr.	24,07 kg
Instrum.	84,24 kg
Electric.	144,41 kg
Api	86,65 kg
Oxígeno	19,25 kg
Apu	2,41 kg
Furnishing	240,68 kg
Sistemas	654,66 kg

### Media métodos

Estructura	1493,85 kg
Sistemas	1115,55 kg



**ADG**

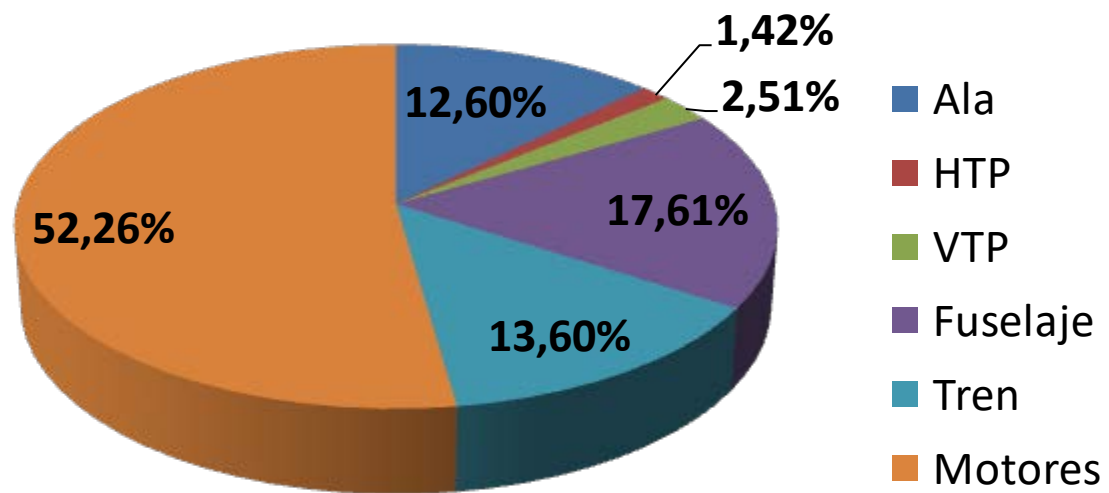
Aircraft Design Group

## Pesos finales

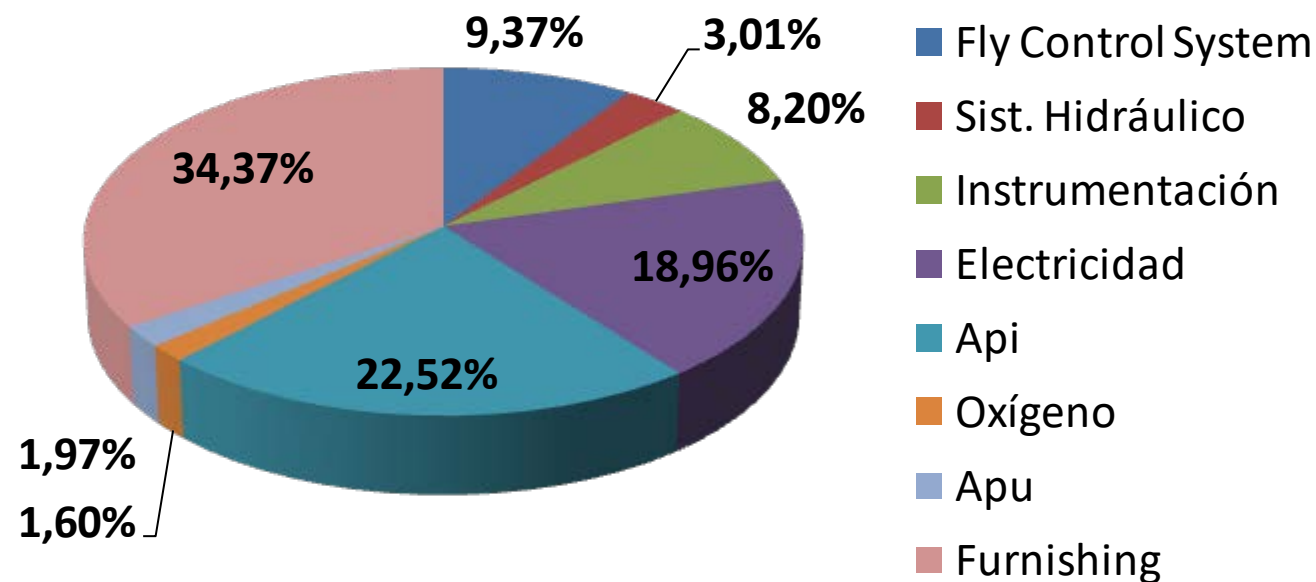
Elementos	Peso (kg)
Ala	200,233
HTP	22,6277
VTP	39,9021
Fuselaje	280,029
Tren	216,221
Motores	831,08
Estructura	1590,09
Sistemas	1115,55
Vacío	2705,65
Payload	675
Crew	252
Combustible	1538,12
MTOW	5170,77

## Pesos finales. Distribución

### Pesos estructuras



### Pesos sistemas

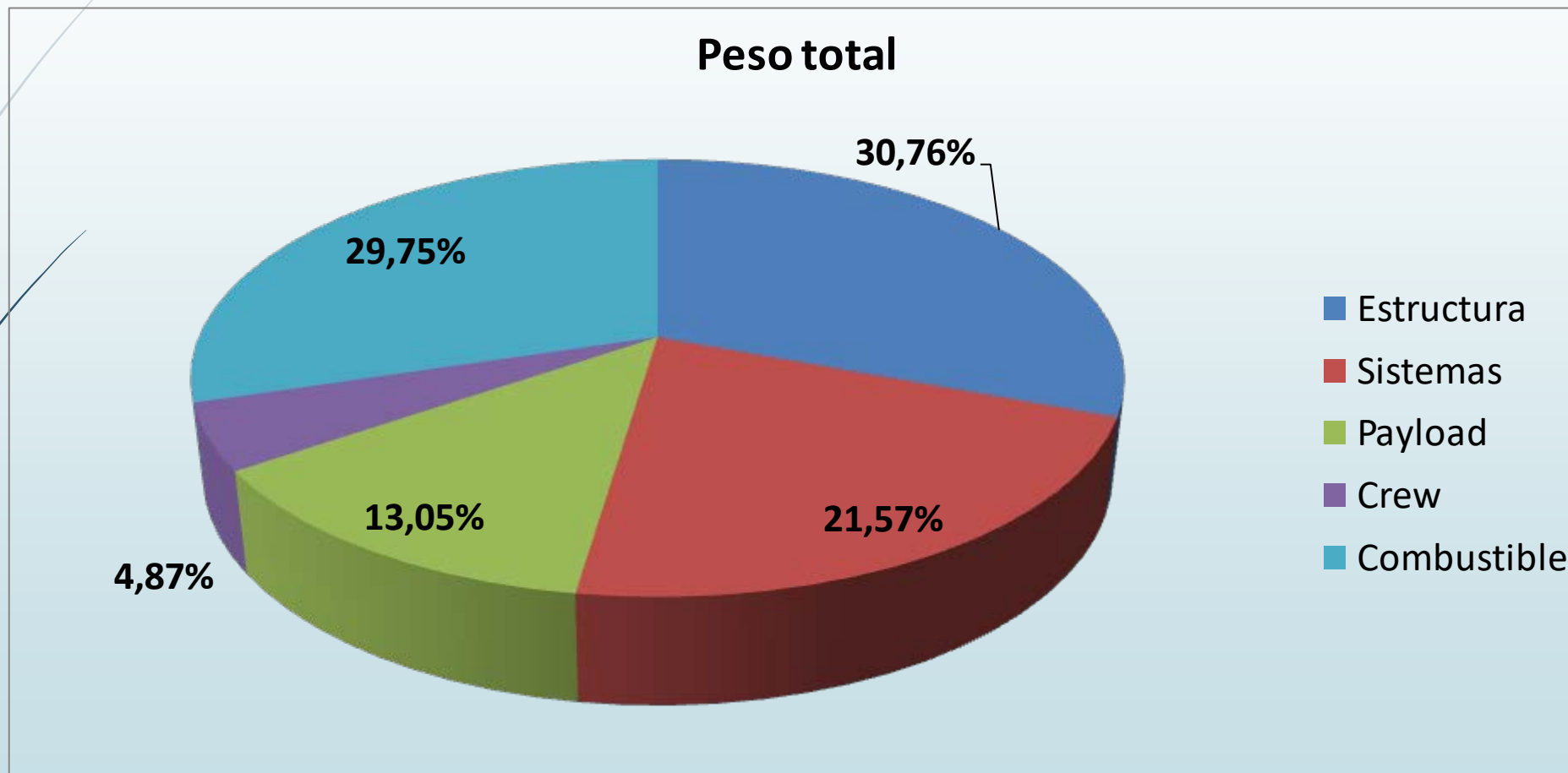




**ADG**

Aircraft Design Group

## Pesos finales. Distribución





ADG

Aircraft Design Group

## Refuerzos

Refuerzos	
Ala	22%
HTP	21%
VTP	36%
Fuselaje	0,15%
Motores	14%
Tren de aterrizaje	0%





ADG

Aircraft Design Group

## Lógica de los materiales

Ala

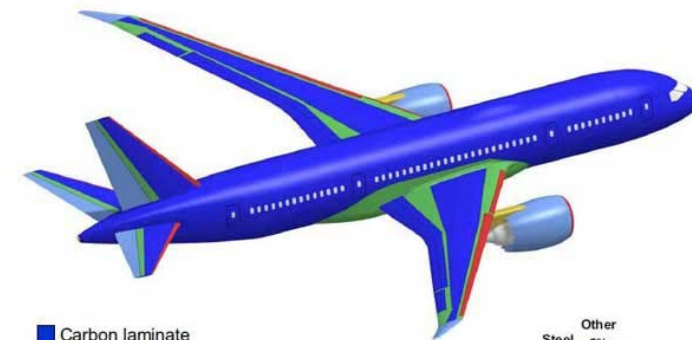
- Compuesto en su gran mayoría por fibra de carbono y en pequeña proporción por aluminio y fibra de vidrio
- B787 y A350

HTP/VTP

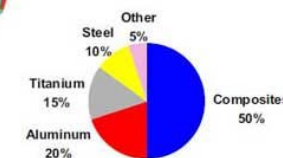
- Compuesto casi por completo de fibra de carbono y de grafito similar proporción y por fibra de vidrio en una proporción muy pequeña
- B777

Fuselaje

- En su mayoría de fibra de carbono, con pequeñas zonas de aluminio, acero y titanio
- B787 y A350



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



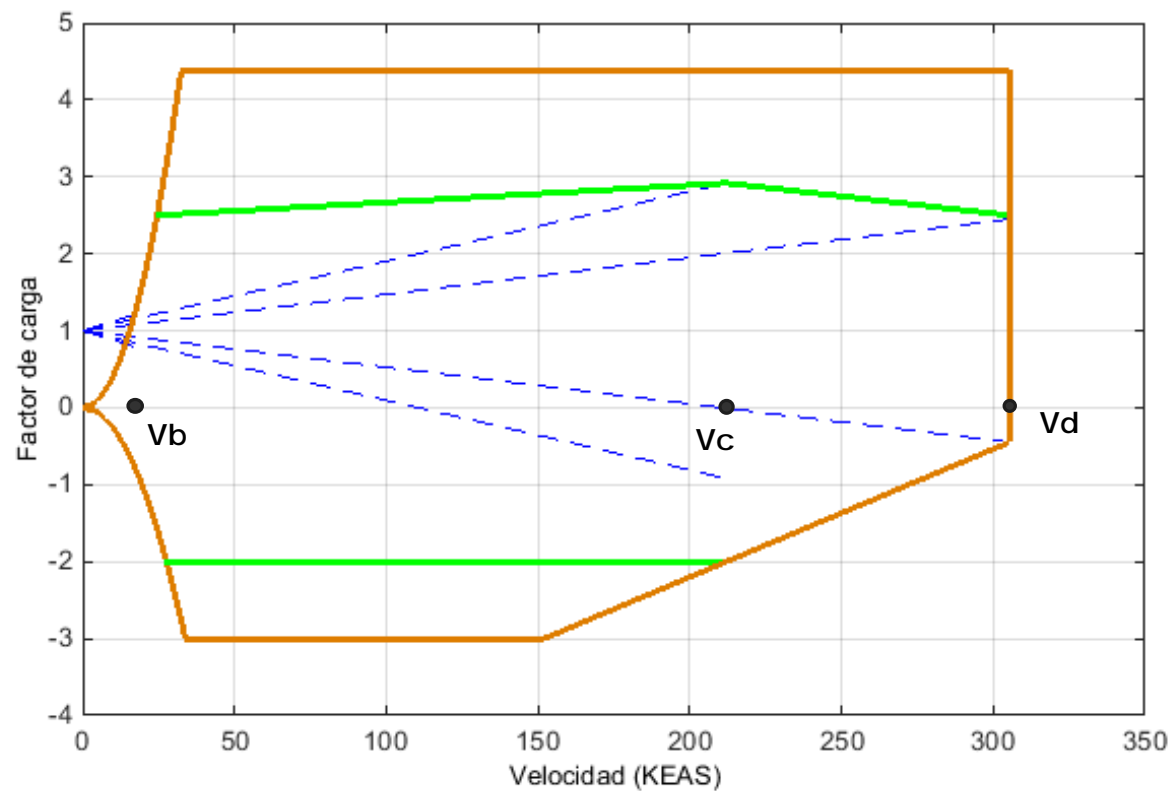
- Alu alloy
- Carbon
- Monolithic
- Carbon Sandwich
- Quartz, Glass



ADG

Aircraft Design Group

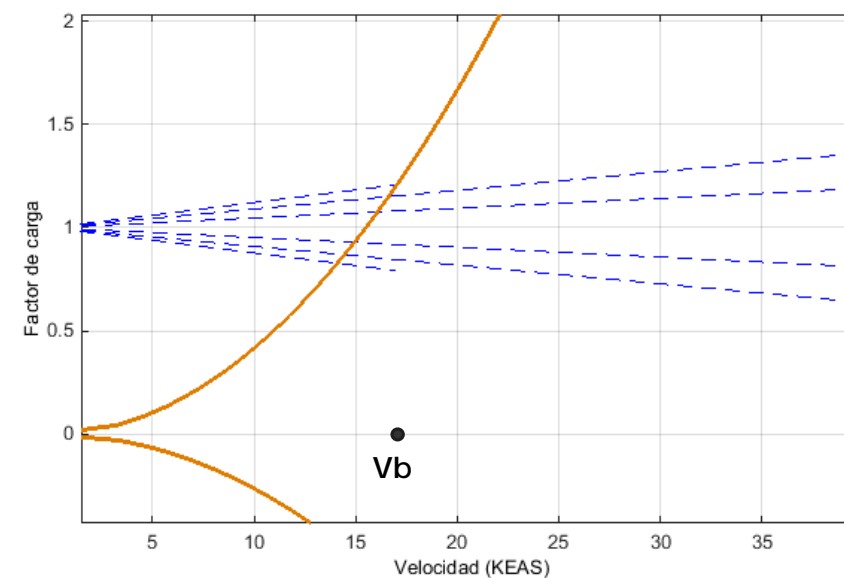
## Diagrama V-n



Velocidades	KEAS
Vb	17
Vc	212,0877
Vd	305,2926

### Racha b

Factor de carga superior	1,207
Factor de carga inferior	0,8282



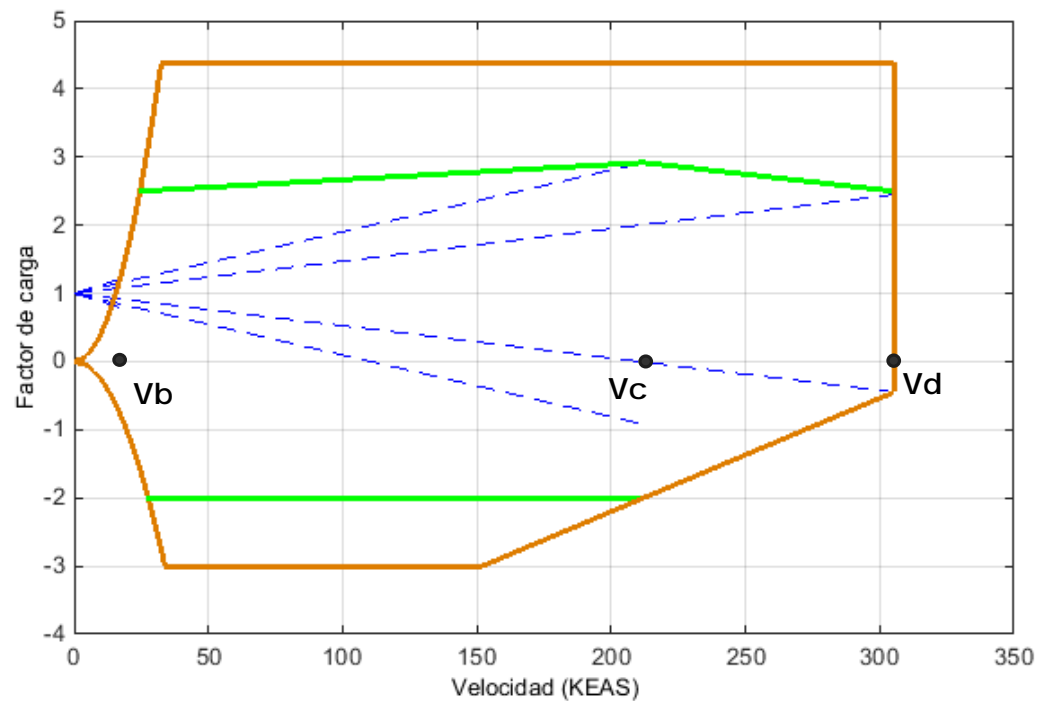




ADG

Aircraft Design Group

## Diagrama V-n



### Factor de carga último

Superior	4,3785 (*1,5 FS)
Inferior	-3

### Racha c

Factor de carga superior	2,919
Factor de carga inferior	-0,919

### Racha d

Factor de carga superior	2,4486
Factor de carga inferior	-0,4486

# Comparativa de Pesos



ADG

Aircraft Design Group



**Categoría: Turboprop**

**Pasajeros: 6**

**MTOW: 5170.77 kg**

**Vmax crucero: 378 kts**

# Comparativa de Pesos

## Aviones similares-Turboprop



ADG

Aircraft Design Group



### Beechcraft King Air 200

**Categoría: Turboprop**

**Pasajeros: 7-8**

**MTOW: 5670 kg**

**Vmax crucero: 310 kts**

# Comparativa de Pesos



ADG

Aircraft Design Group

## Aviones similares-Turbo light jet



### Cessna Citation Jet 2 / 2+

**Categoría: Turboprop**

**Pasajeros: 6**

**MTOW: 5670kg**

**Vmax crucero : 418 kts**

# Comparativa de Pesos



ADG

Aircraft Design Group

## Aviones similares-Turbo mid jet

### Cessna Citation Excel / XLS / XLS+



**Categoría: Jet**

**Pasajeros: 7-8**

**MTOW: 9163kg**

**Vmax crucero : 441 kts**

# Comparativa de Pesos

## Conclusión

**Atendiendo las características de aviones similares en el mercado:**

- **Nuestro avión cumple la expectativa de situarse entre un turboprop y un turbojet**
  - ✓ **Peso menor que la mayoría de los turbojets (pequeños y medios)**
  - ✓ **Velocidad de vuelo mayor que los turboprop y cercana a los jets**
- **Avión privado de uso empresarial para un número reducido de pasajeros como los que oferta el mercado**

**Por tanto presentamos un avión que puede cubrir las necesidad de un jet contando con la eficiencia de las hélices**

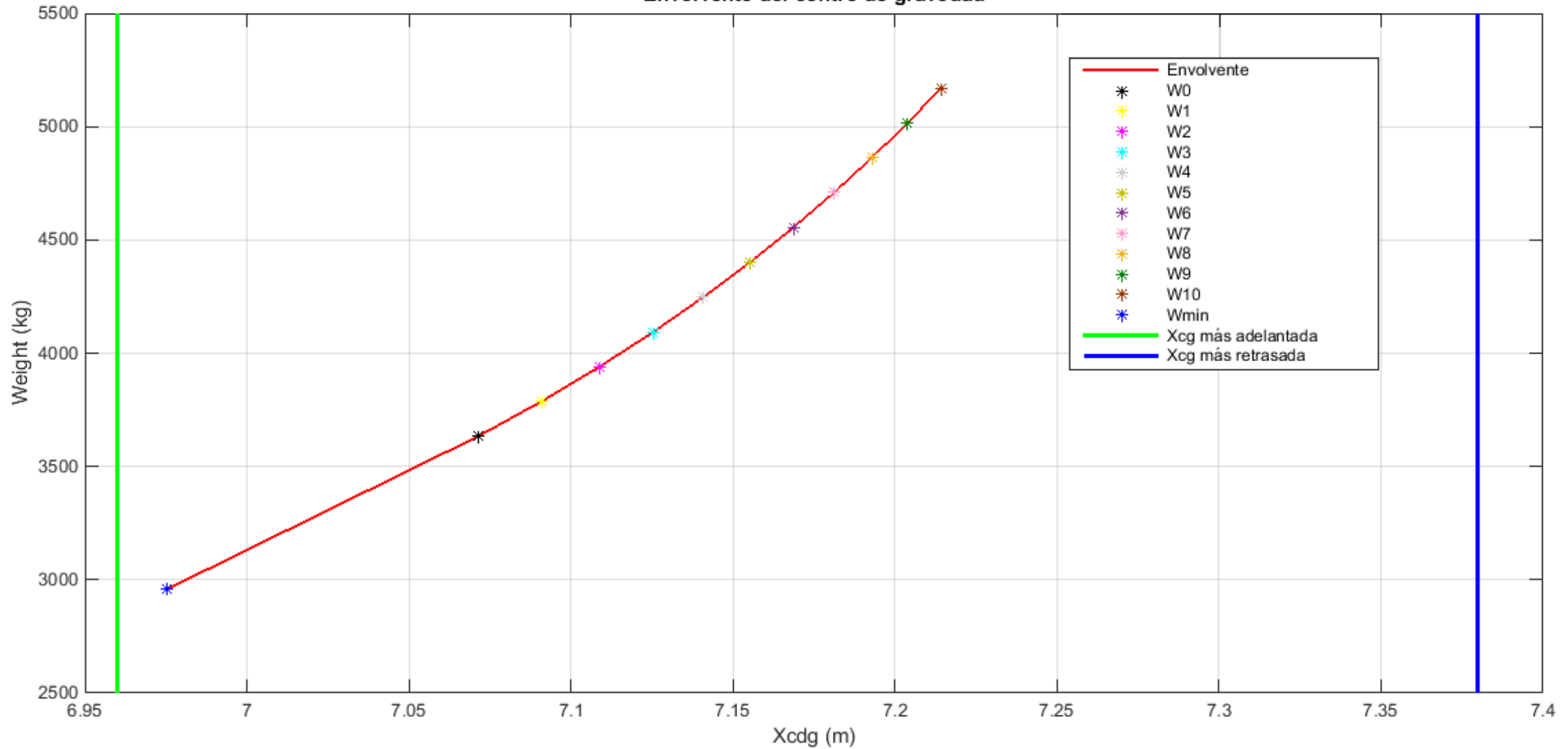
# Estudio de Envolvente del CG

Tomando una serie de valores del peso del avión se calculan los CG :

- **Xcdg más adelantado: 6.9601 m**
- **Xcdg más retrasado: 7.37962 m**
- **Para MTOW:  $W_{10}=5170.77 \text{ kg} \rightarrow X_{cdg} = 7.21427 \text{ m}$**
- **Para Zero Fuel:  $W_0=3632.65 \text{ kg} \rightarrow X_{cdg}= 7.07128 \text{ m}$**
- **Para Zero Fuel-Zero Payload:  $W_{min}=2957.65 \text{ kg} \rightarrow X_{cdg}=6.97527 \text{ m}$**
- **$W_1, W_2, W_3, W_4, W_5, W_6, W_7, W_8, W_9$ : Valores intermedios del peso**

# Estudio de Envolverte del CG

Envolverte del centro de gravedad





# Cargas y esfuerzos

Las cargas externas que soporta el avión son las siguientes:

- **Cargas estructurales:**

- ✓ **Tren de aterrizaje**

- **Cargas Aerodinámicas:**

- ✓ **En vuelo**

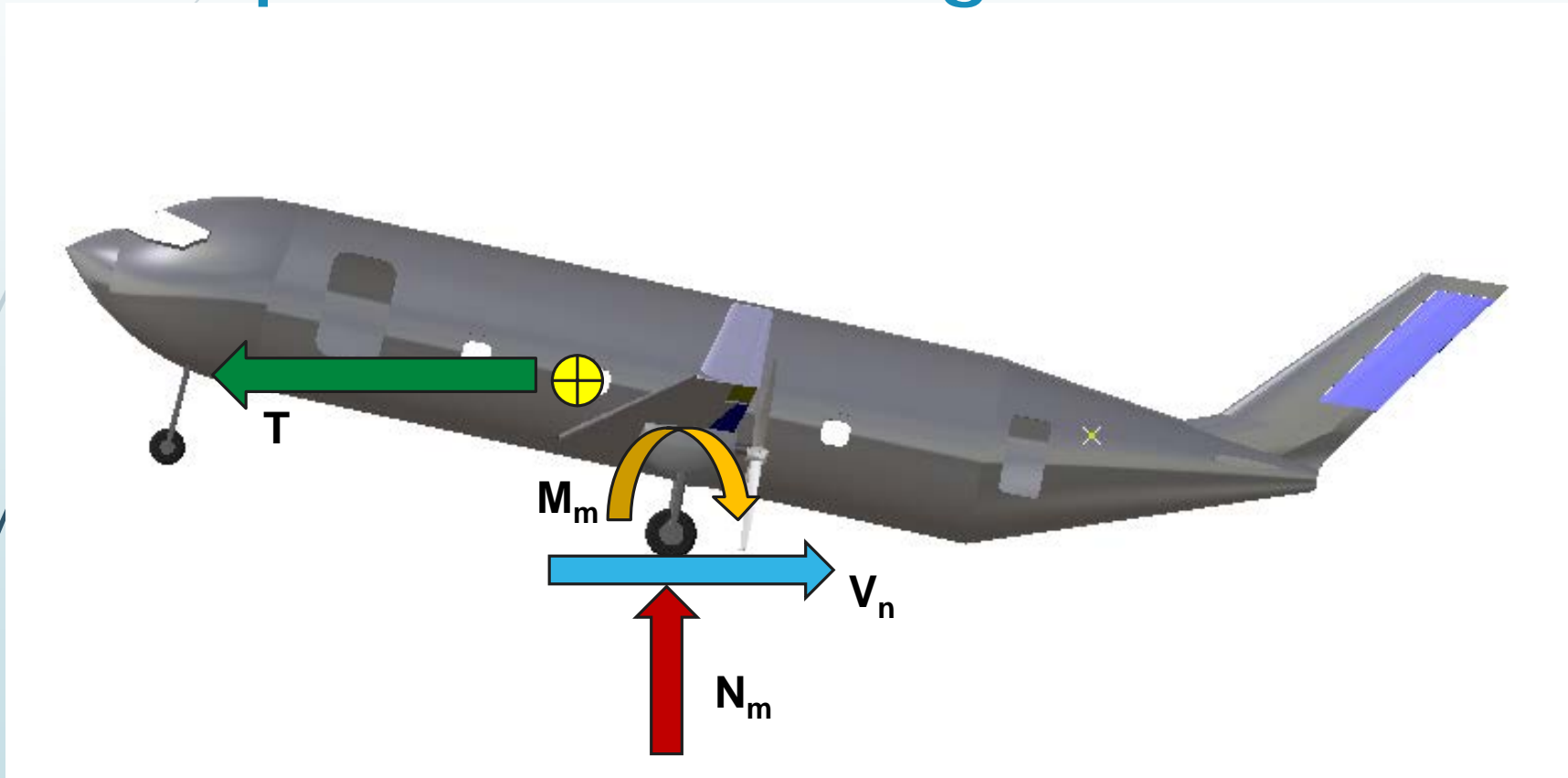
- **Cargas de las superficies aerodinámicas**

- **Turbulencias atmosféricas**

- **Cargas de la deflexión de las superficies de control: flaps, alerones, ...**

# Cargas y esfuerzos: Tren de aterrizaje

Two point, Level landing



Tren principal

$N_m = 76976.52 \text{ N}$

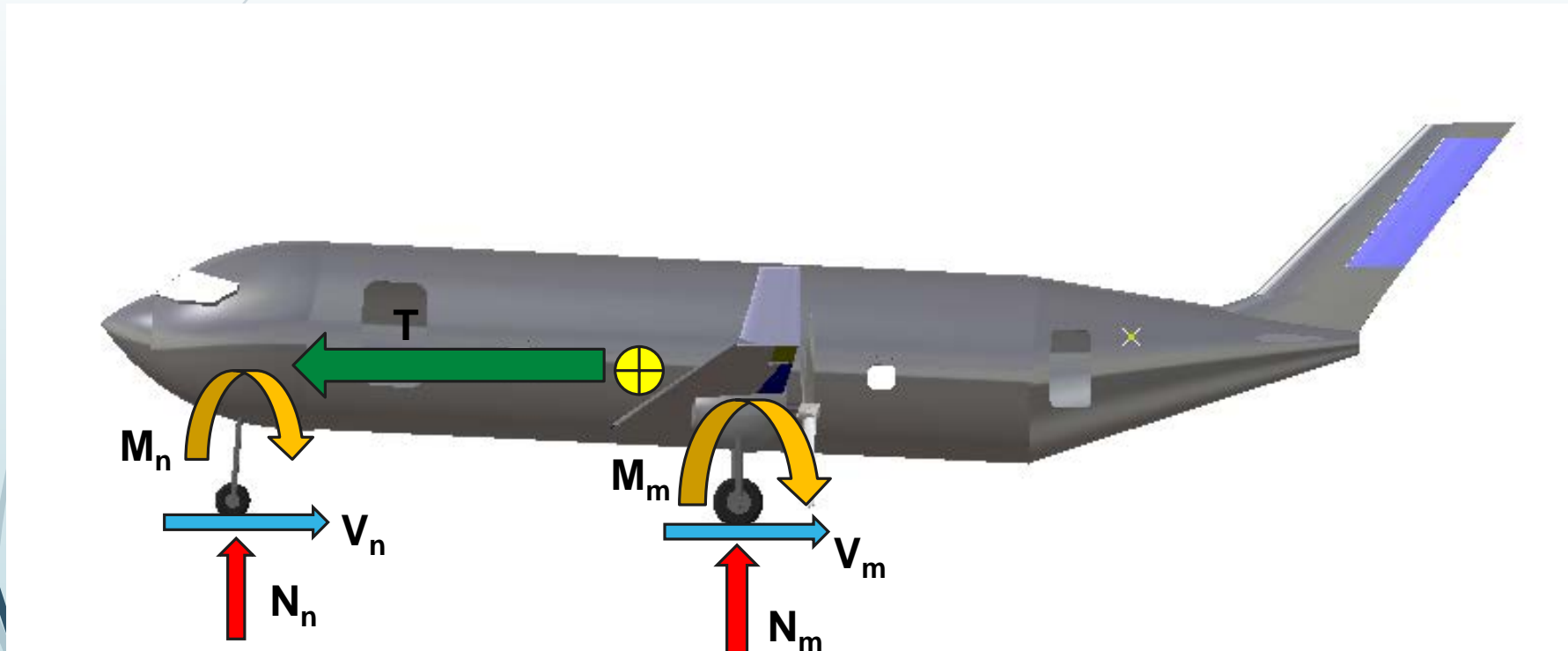
$V_n = 23092.96 \text{ N}$

$M_m = 40412.67 \text{ Nm}$

$T = 71321.42 \text{ N}$

# Cargas y esfuerzos: Tren de aterrizaje

Three point, Level landing



Tren principal

$N_m=24028.25$  N

$V_m=7208.48$  N

$M_m=12614.83$  Nm

Tren auxiliar

$N_n=14460$  N

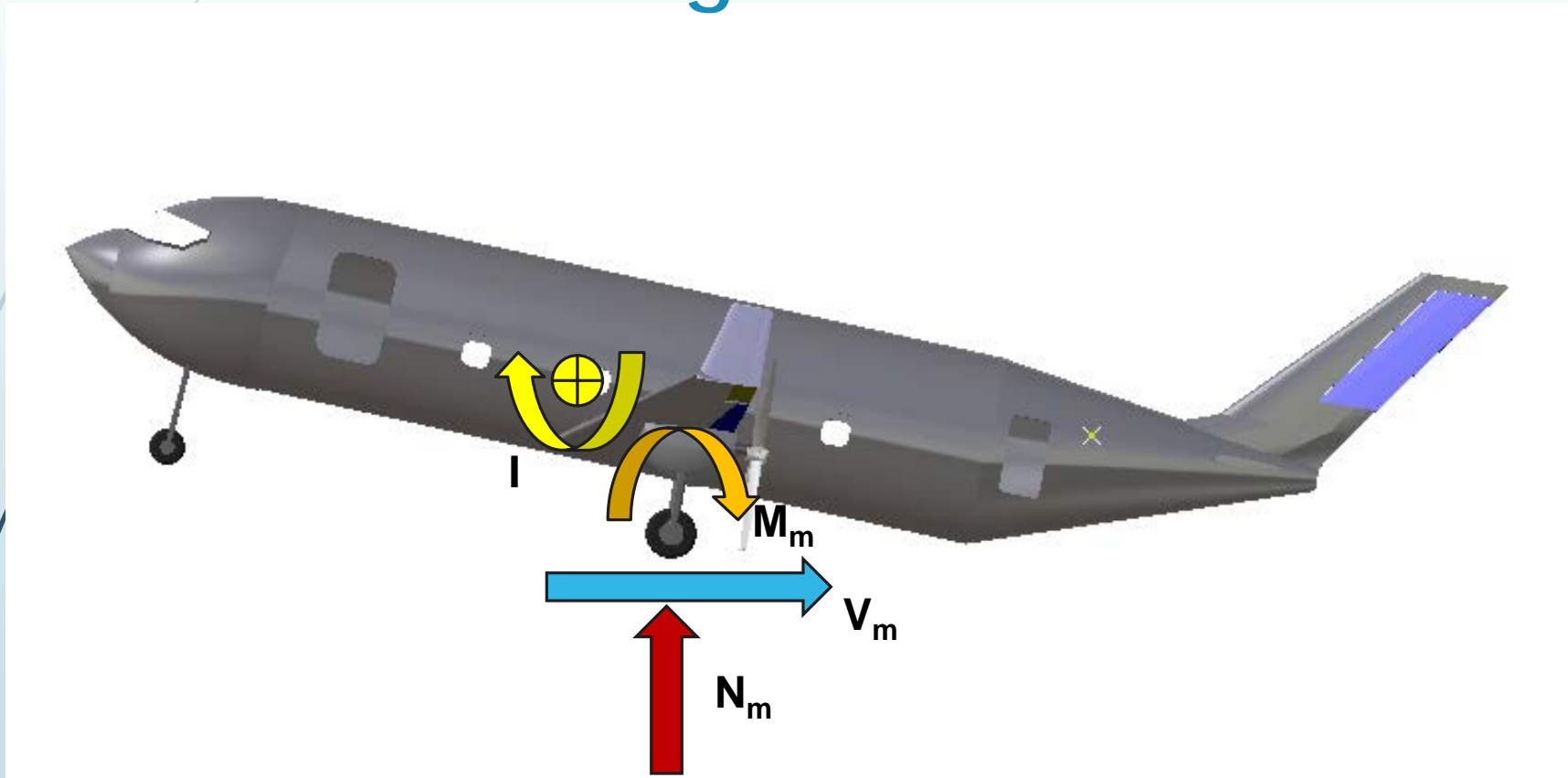
$V_n=4338$  N

$M_n=7591.50$  Nm

$T=71321.42$  N

# Cargas y esfuerzos: Tren de aterrizaje

## Tail down landing



### Tren principal

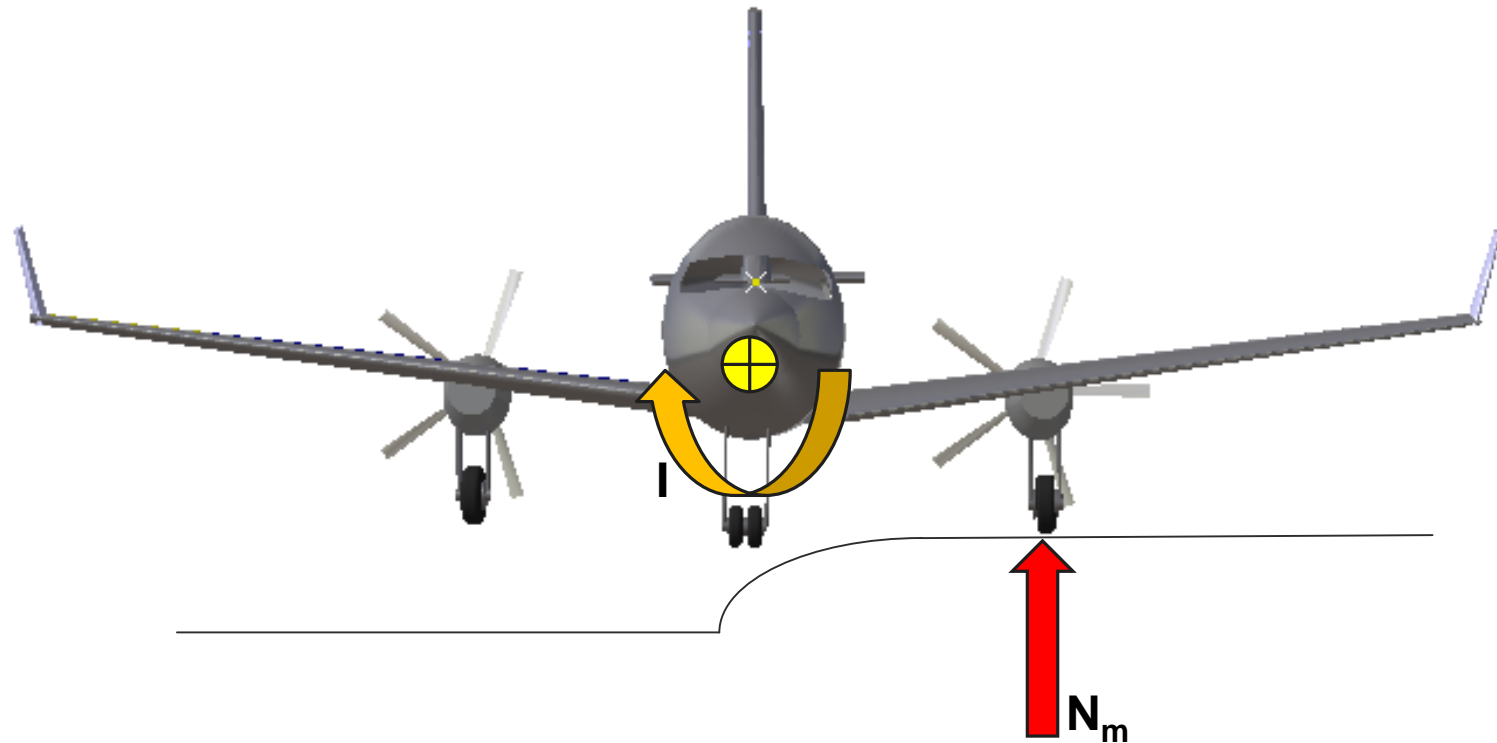
$$N_m = 77587.54 \text{ N}$$

$$V_m = 23276.27 \text{ N}$$

$$M_m = 40733.46 \text{ Nm}$$

# Cargas y esfuerzos: Tren de aterrizaje

## One-Wheel landing



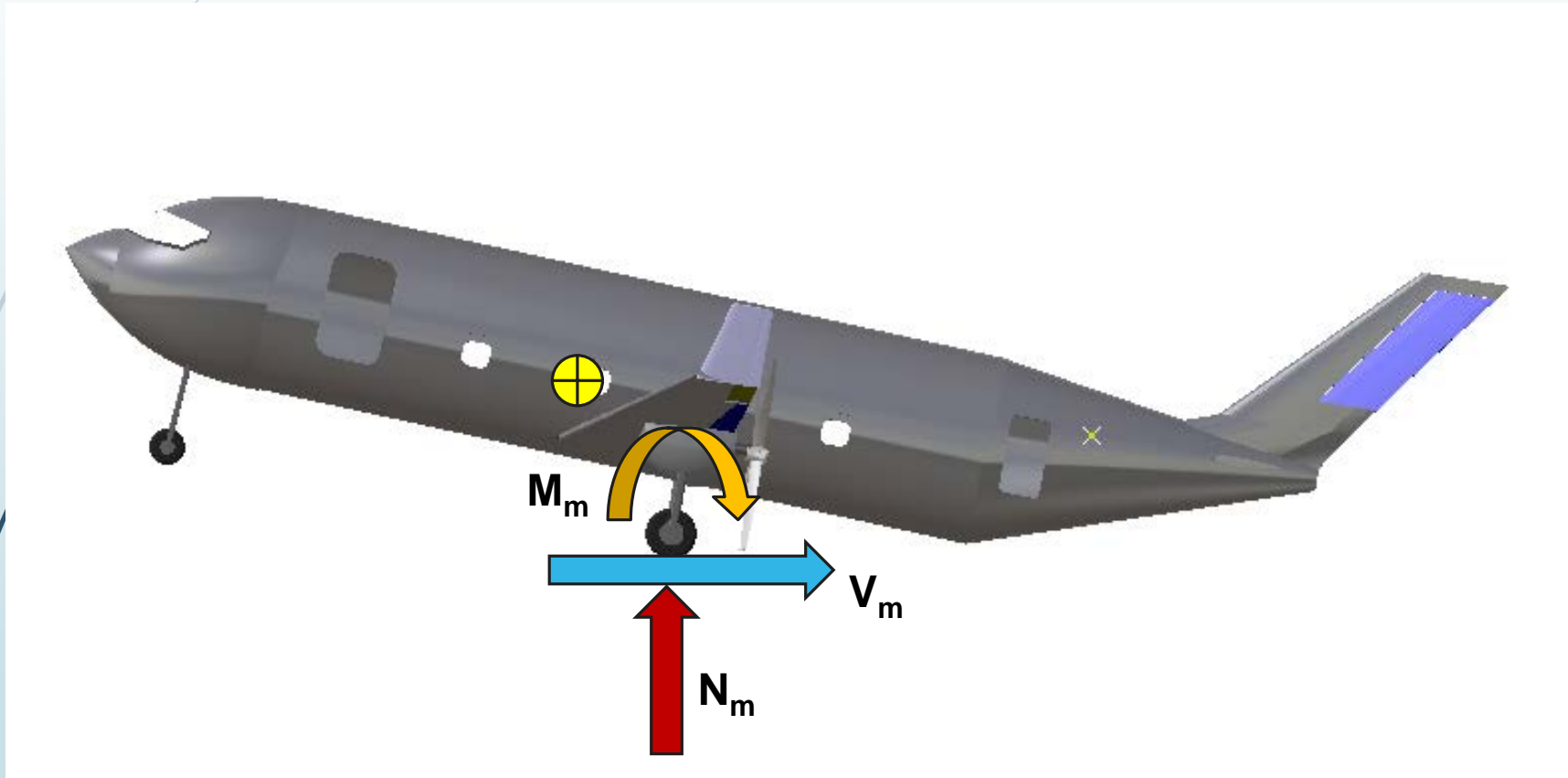
Tren principal

$N_m = 38488.26 \text{ N}$

$I = 102571.123 \text{ Nm}$

# Cargas y esfuerzos: Tren de aterrizaje

## Takeoff Run: Two Points



### Tren principal

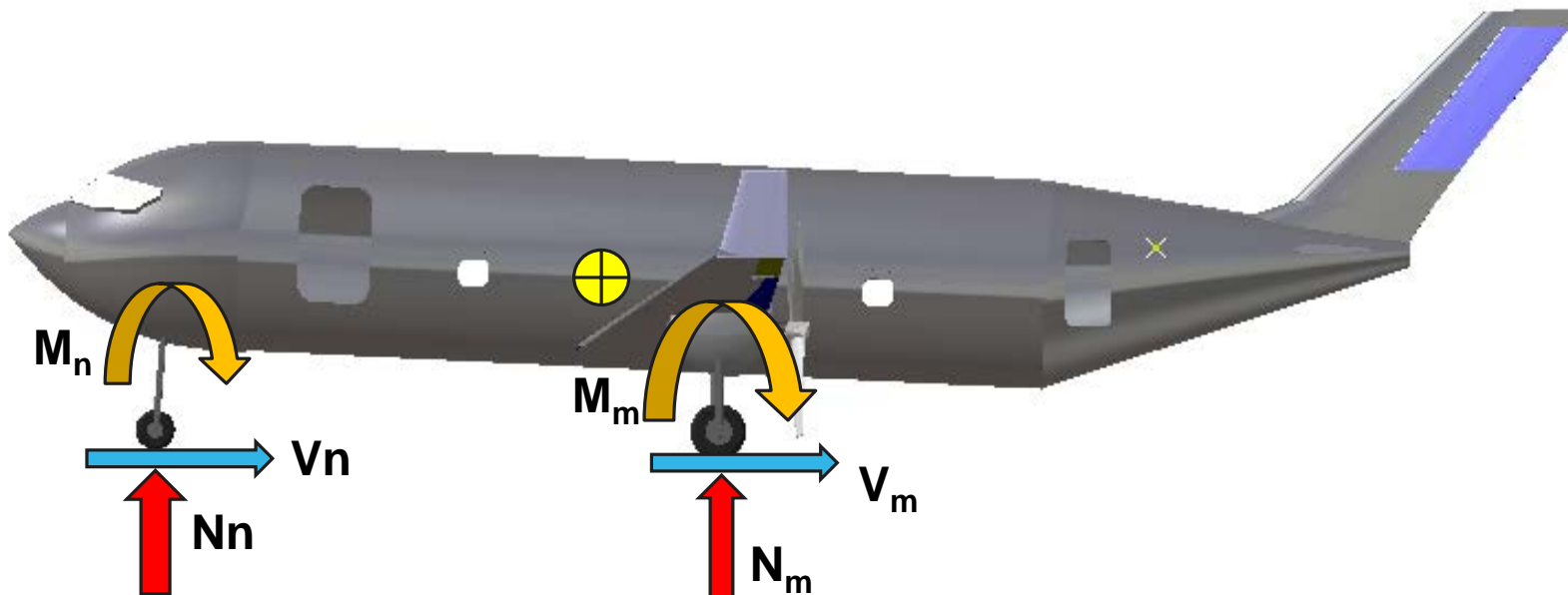
$$N_m = 101450.51 \text{ N}$$

$$V_m = 4058.02 \text{ N}$$

$$M_m = 7101.54 \text{ Nm}$$

# Cargas y esfuerzos: Tren de aterrizaje

## Takeoff Run: Three Points



### Tren principal

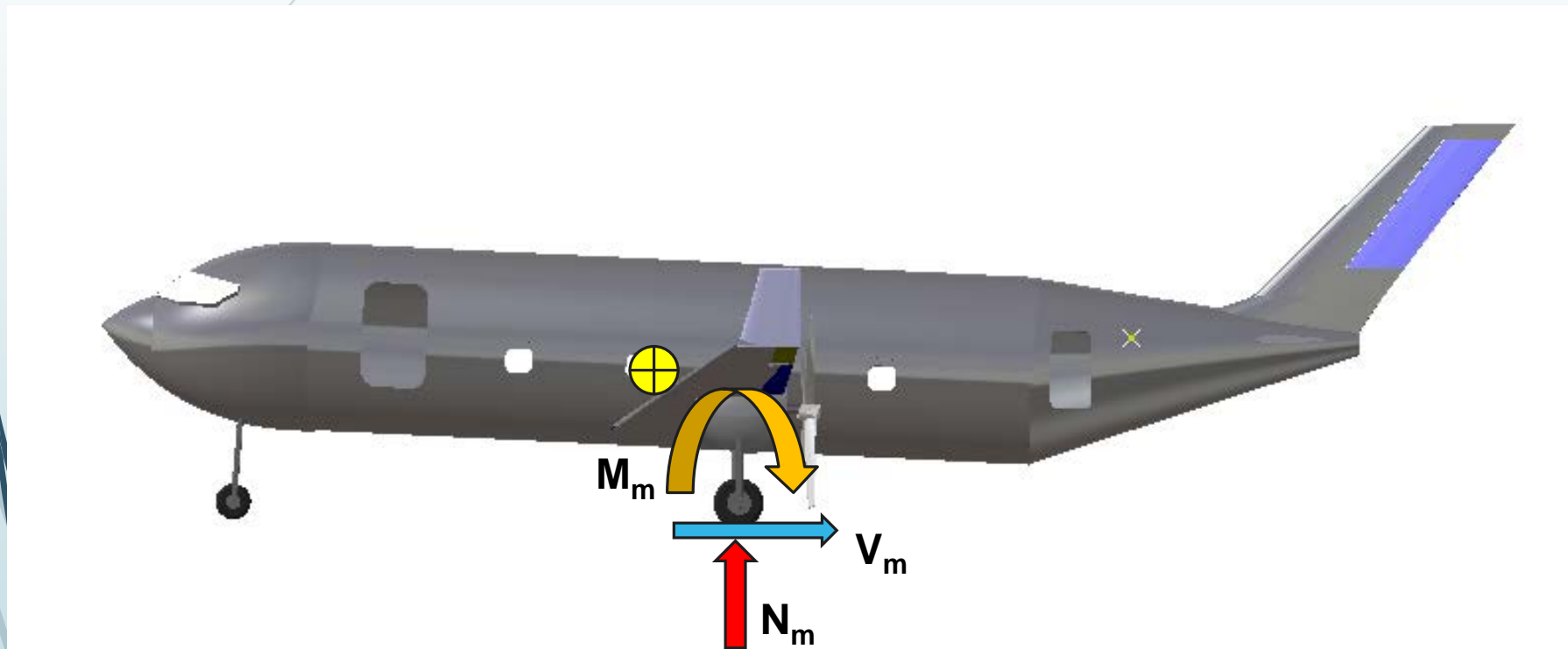
$$N_m = 53990 \text{ N}$$

$$V_m = 2159.60 \text{ N}$$

$$M_m = 3779.30 \text{ Nm}$$

# Cargas y esfuerzos: Tren de aterrizaje

Braked Roll: Solo tren principal



Tren principal

$$N_m = 46185.91 \text{ N}$$

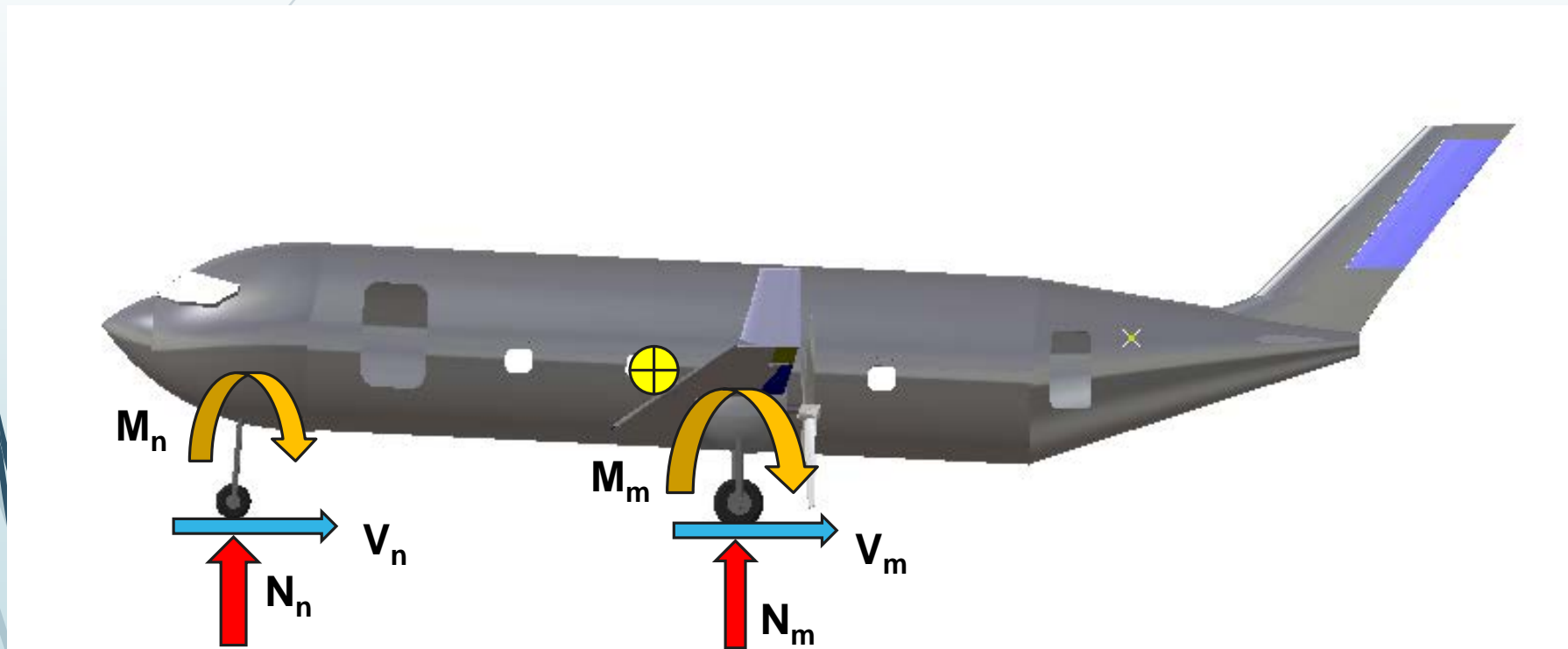
$$V_m = 36948.73 \text{ N}$$

$$M_m = 64660.28 \text{ Nm}$$



# Cargas y esfuerzos: Tren de aterrizaje

## Braked Roll: Tren principal y tren de morro



### Tren principal

$$N_m = 35155.38 \text{ N}$$

$$V_m = 28124.31 \text{ N}$$

$$M_m = 49217.53 \text{ Nm}$$

### Tren auxiliar

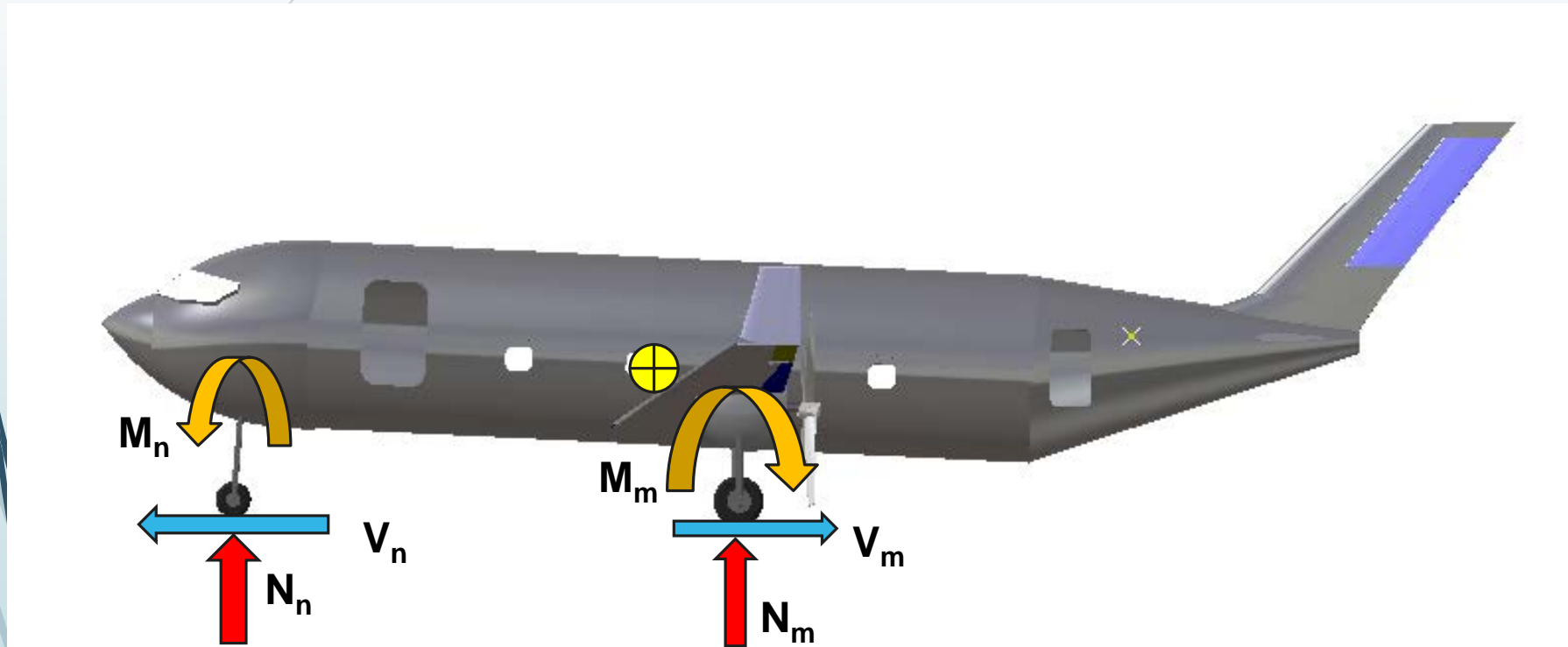
$$N_n = 11030.53 \text{ N}$$

$$V_n = 8824.42 \text{ N}$$

$$M_n = 15442.74 \text{ Nm}$$

# Cargas y esfuerzos: Tren de aterrizaje

## Towing



### Tren principal

$$N_m = 35083.46 \text{ N}$$

$$V_m = 1403.34 \text{ N}$$

$$M_m = 2455.84 \text{ Nm}$$

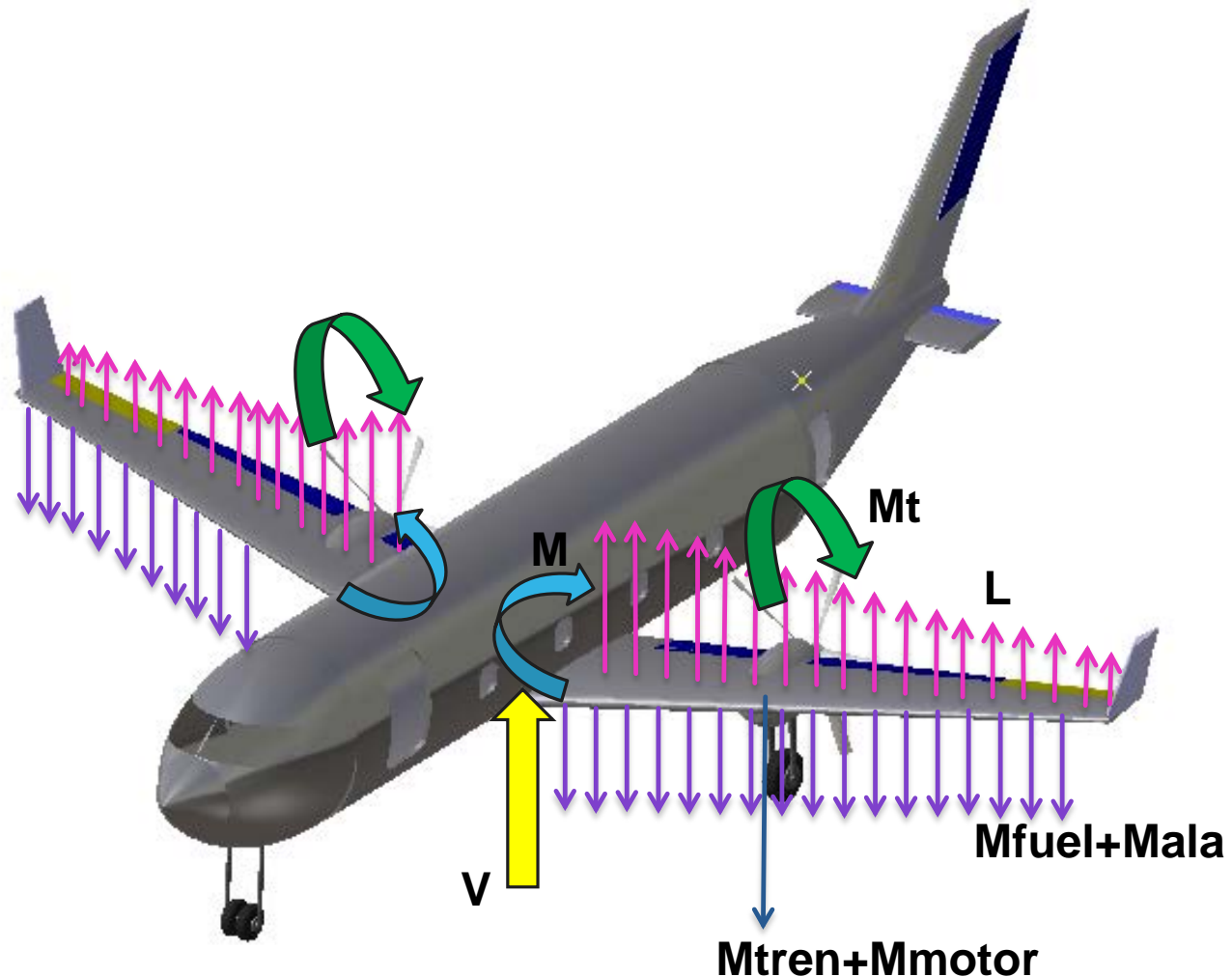
### Tren auxiliar

$$N_n = 3404.8 \text{ N}$$

$$V_n = 5637.05 \text{ N}$$

$$M_n = 9864.83 \text{ Nm}$$

# Cargas y esfuerzos: En vuelo (ala)



## Cargas en el ala:

- Sustentación:  $L$
- Masa distribuida:  $M_{fuel}+M_{ala}$
- Masa del tren principal más masa del motor:  $M_{tren}+M_{motor}$

Los esfuerzos máximos en el encastre son:

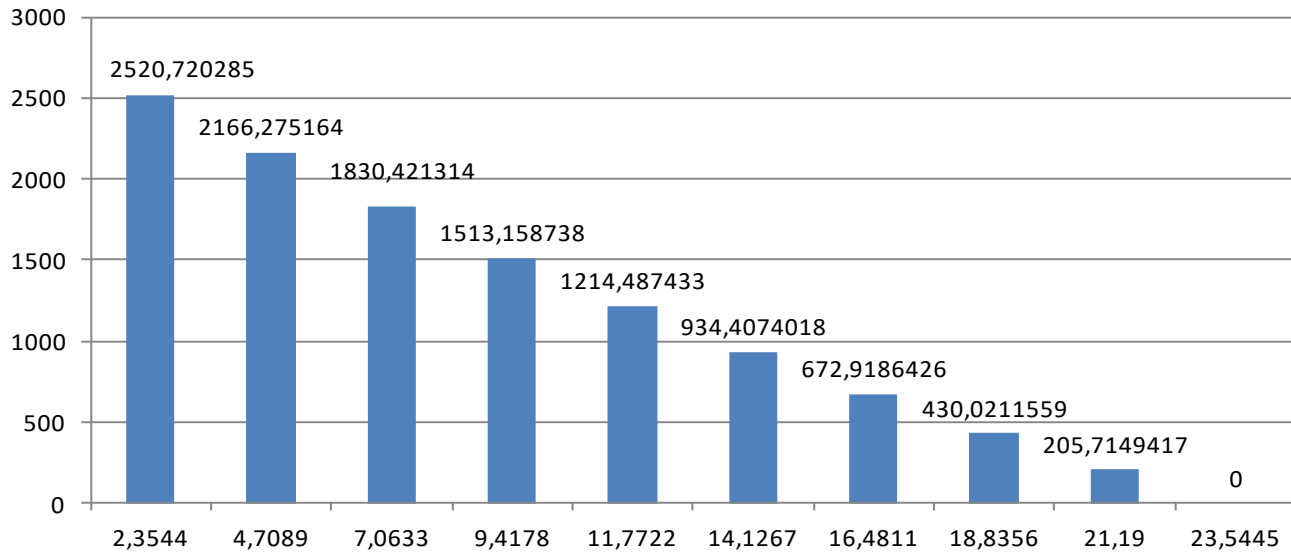
- Flexión:  $M=74514.51 \text{ Nm}$
- Cortante:  $V=49703.919 \text{ N}$
- Torsión:  $M_t=1296.015 \text{ Nm}$

# Cargas de las superficies aerodinámicas (ala)



Aircraft Design Group

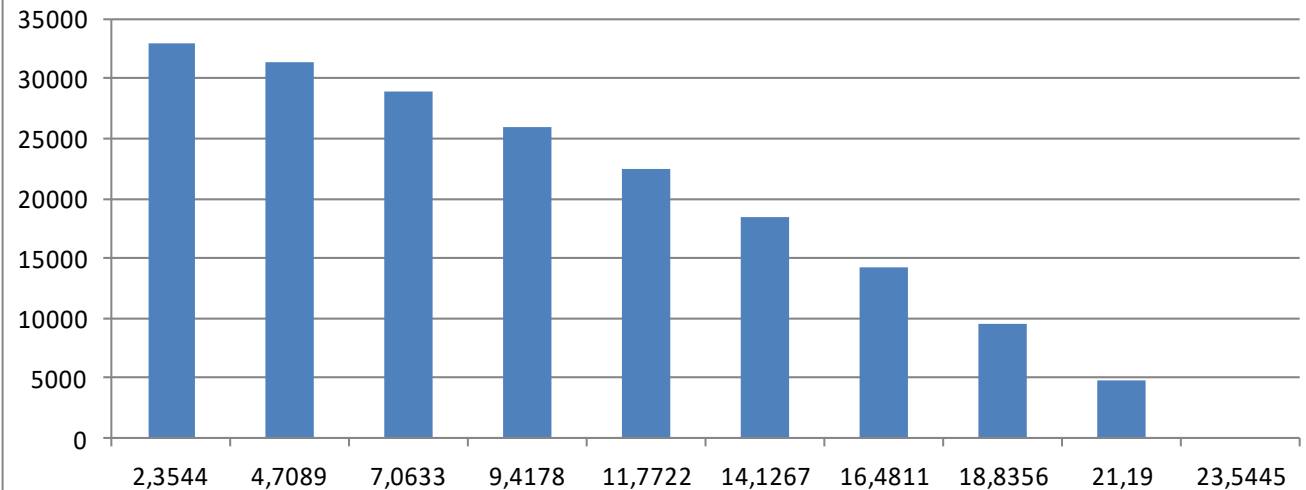
### Shear Force (lb)



## Shear Force

## Bending Moment

### Bending Moment (lb\*ft)

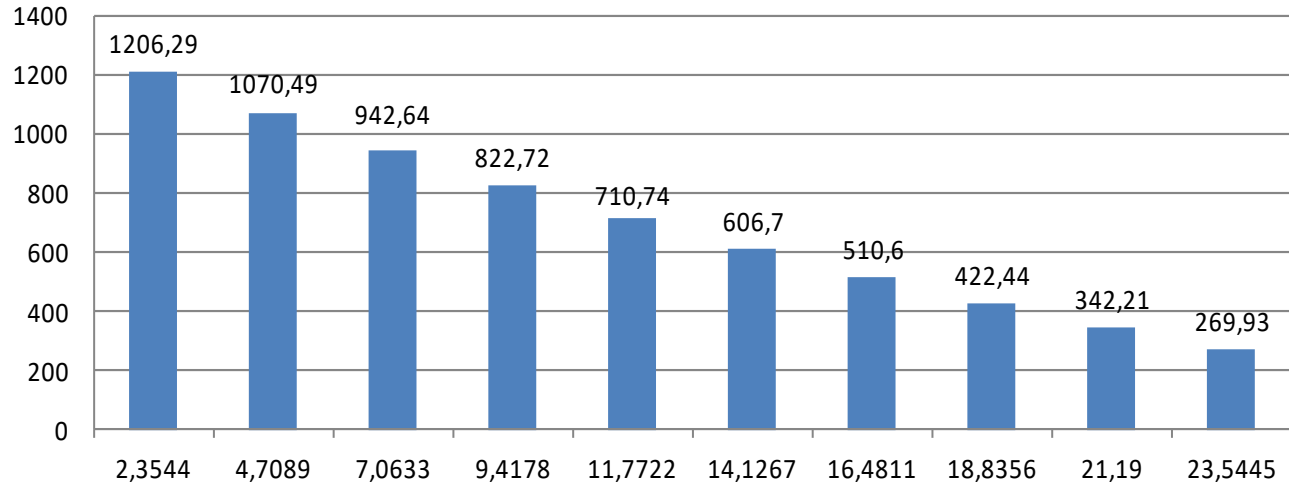


# Cargas de las superficies aerodinámicas (ala)



Aircraft Design Group

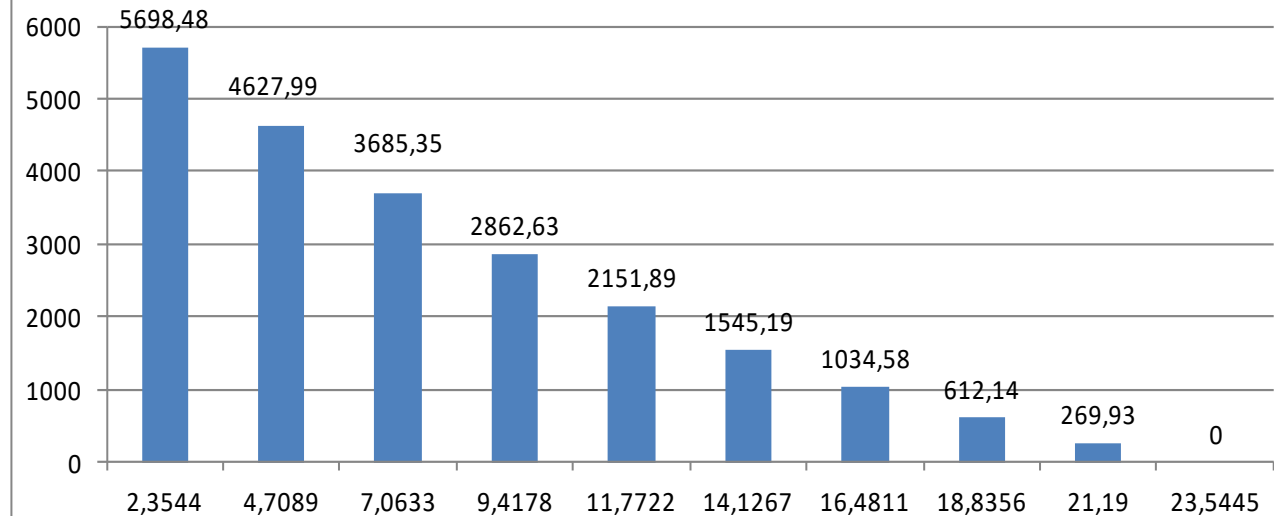
## - Torsion (lb\*ft)



## Torsion

## Torsional Moment

## - Torsional Moment (lb\*ft)





**ADG**

Aircraft Design Group



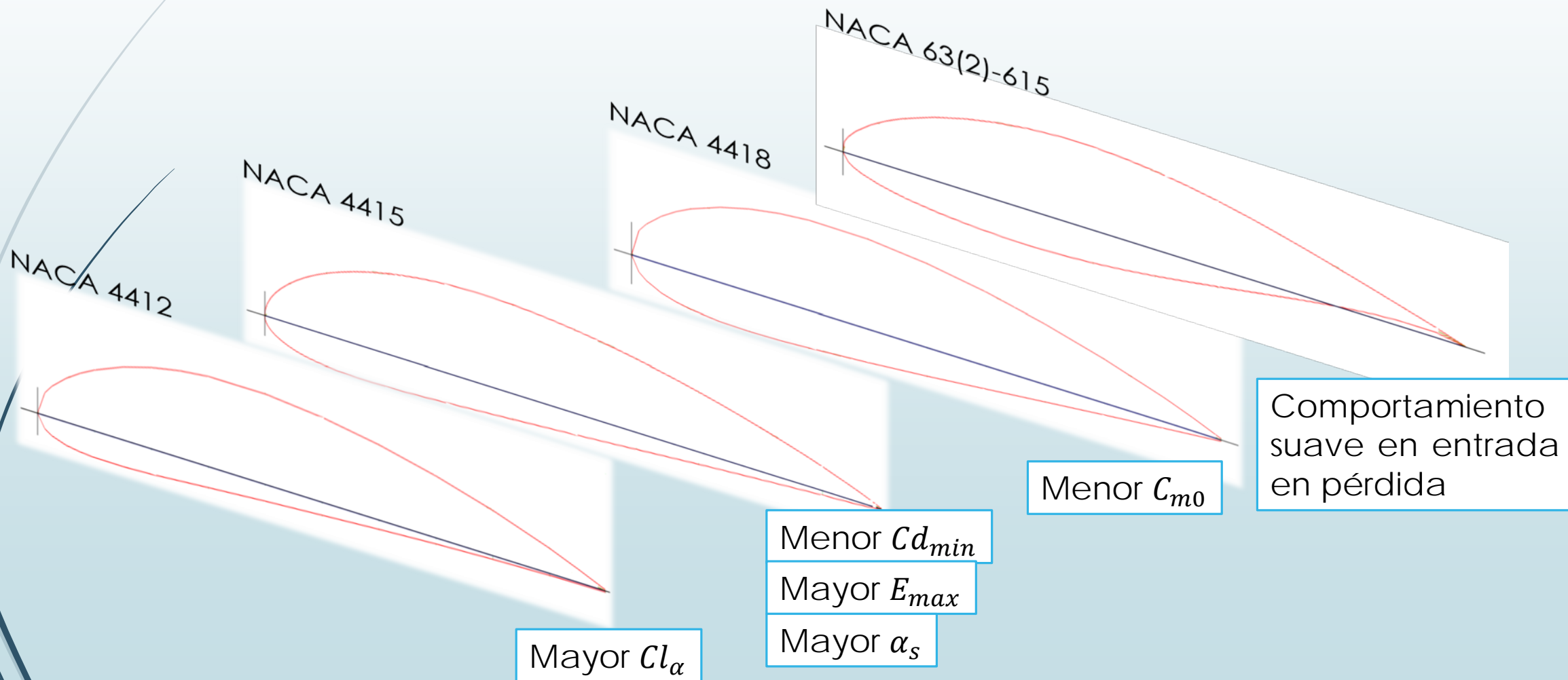
# Aerodinámica



ADG

Aircraft Design Group

# Justificación perfiles aerodinámicos



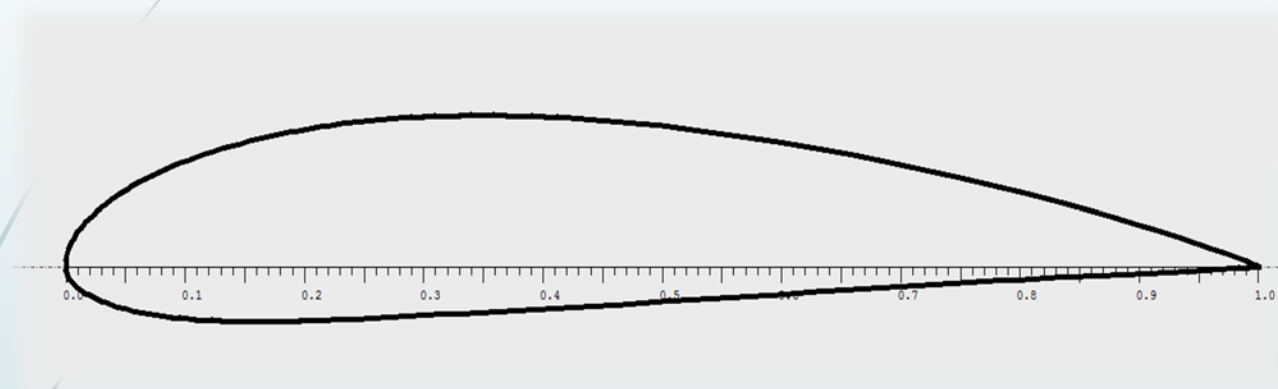


ADG

Aircraft Design Group

# Perfil alar

□ Perfil del ala: NACA 4415



Geometría

$(t/c)_{max}$	$(x/c)_{max\ thick}$	Curvatura máxima	Posición de la curvatura máxima
0,15	0,31	4%	40% de c

Características aerodinámicas (2D)

$Cl_{\alpha}$	5,717
$Cl_{max}$	1,98
$Cl_0$	0,451
$Cm_0$	-0,094
$\alpha_{stall}$	21°

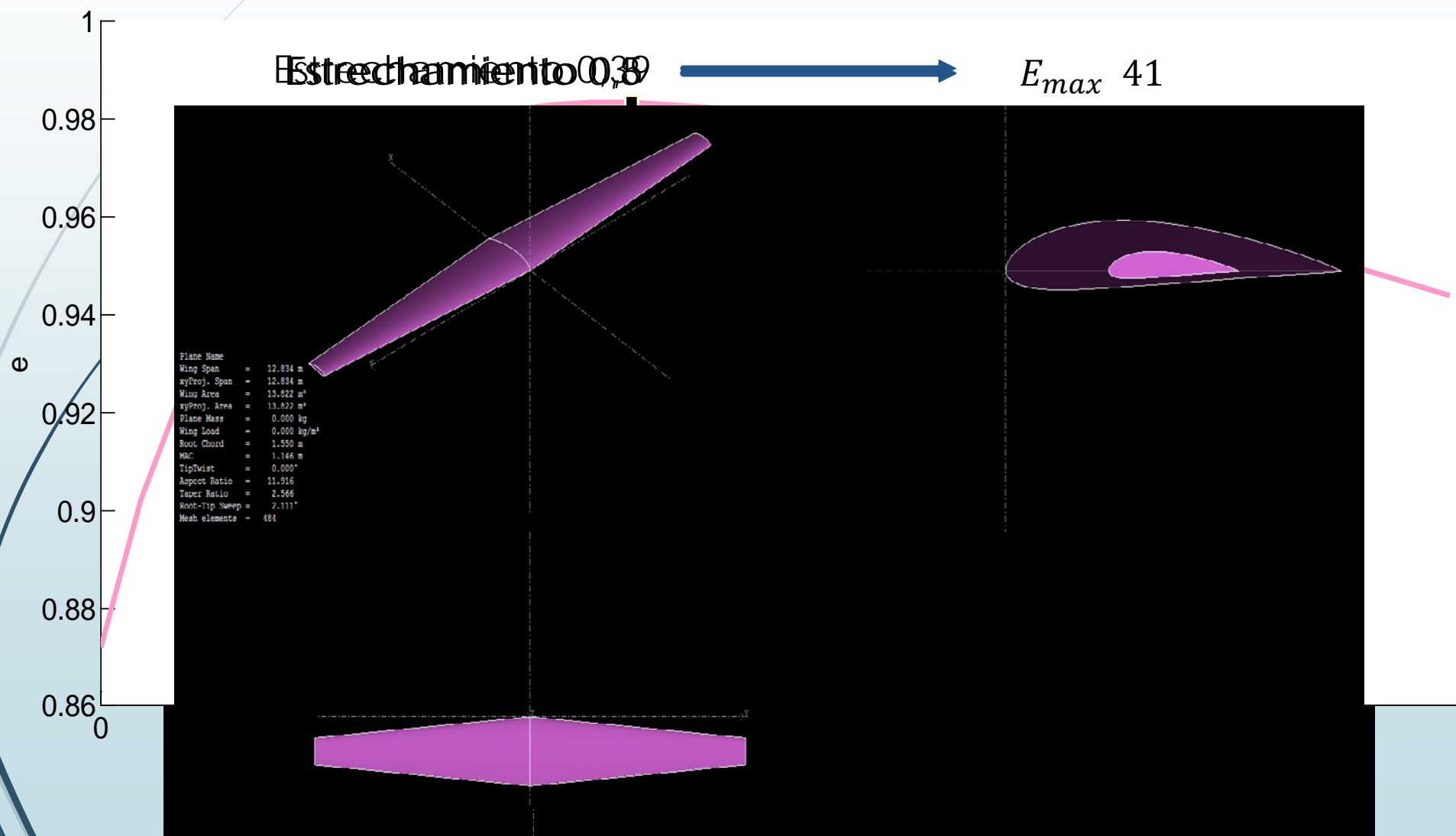




ADG

Aircraft Design Group

# Aerodinámica. Comparativa de alas



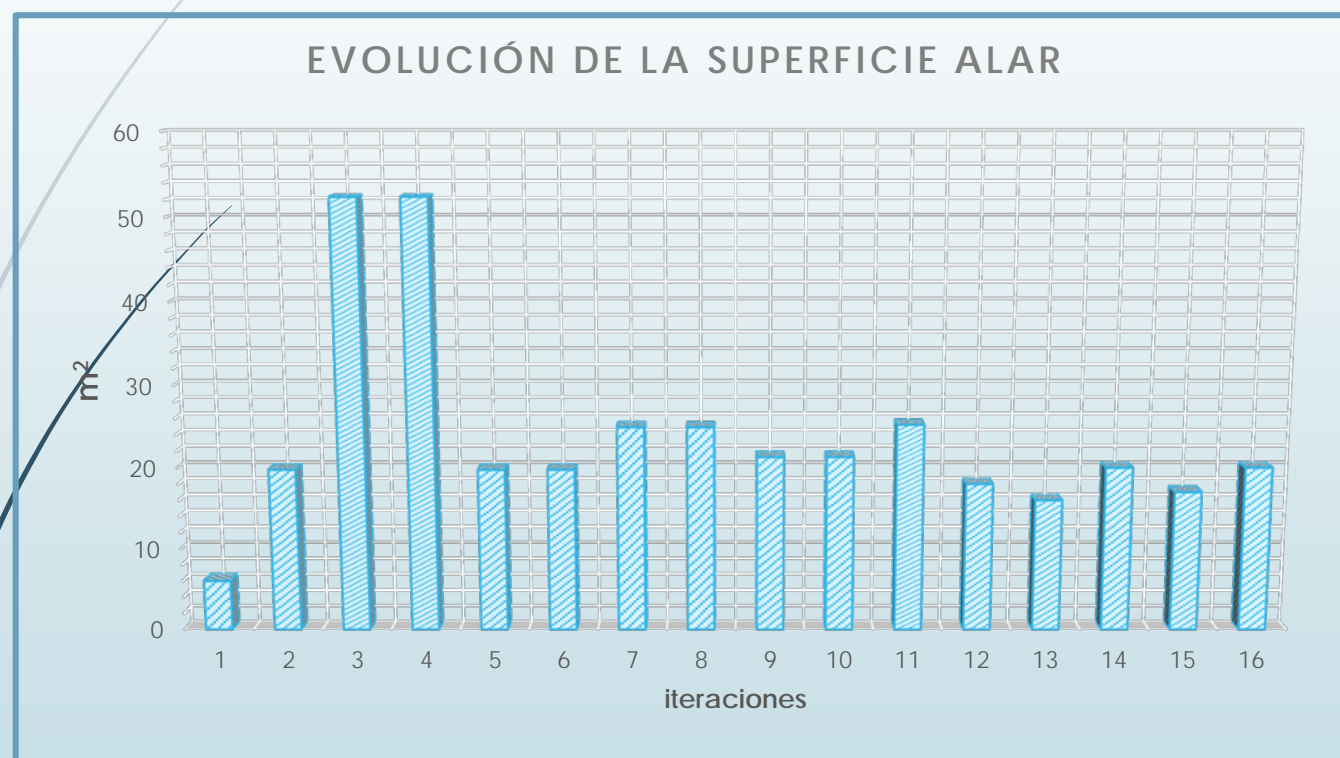


ADG

Aircraft Design Group

# Aerodinámica. Evolución del ala

☐ Superficie alar



☐ Alargamiento: 10,3

☐ Diedro: 10°

☐ Torsión: 0°

☐ Flecha: modificación de 4,8575° a 12° por requisito de estabilidad dinámica



ADG

Aircraft Design Group

# Geometría final ala

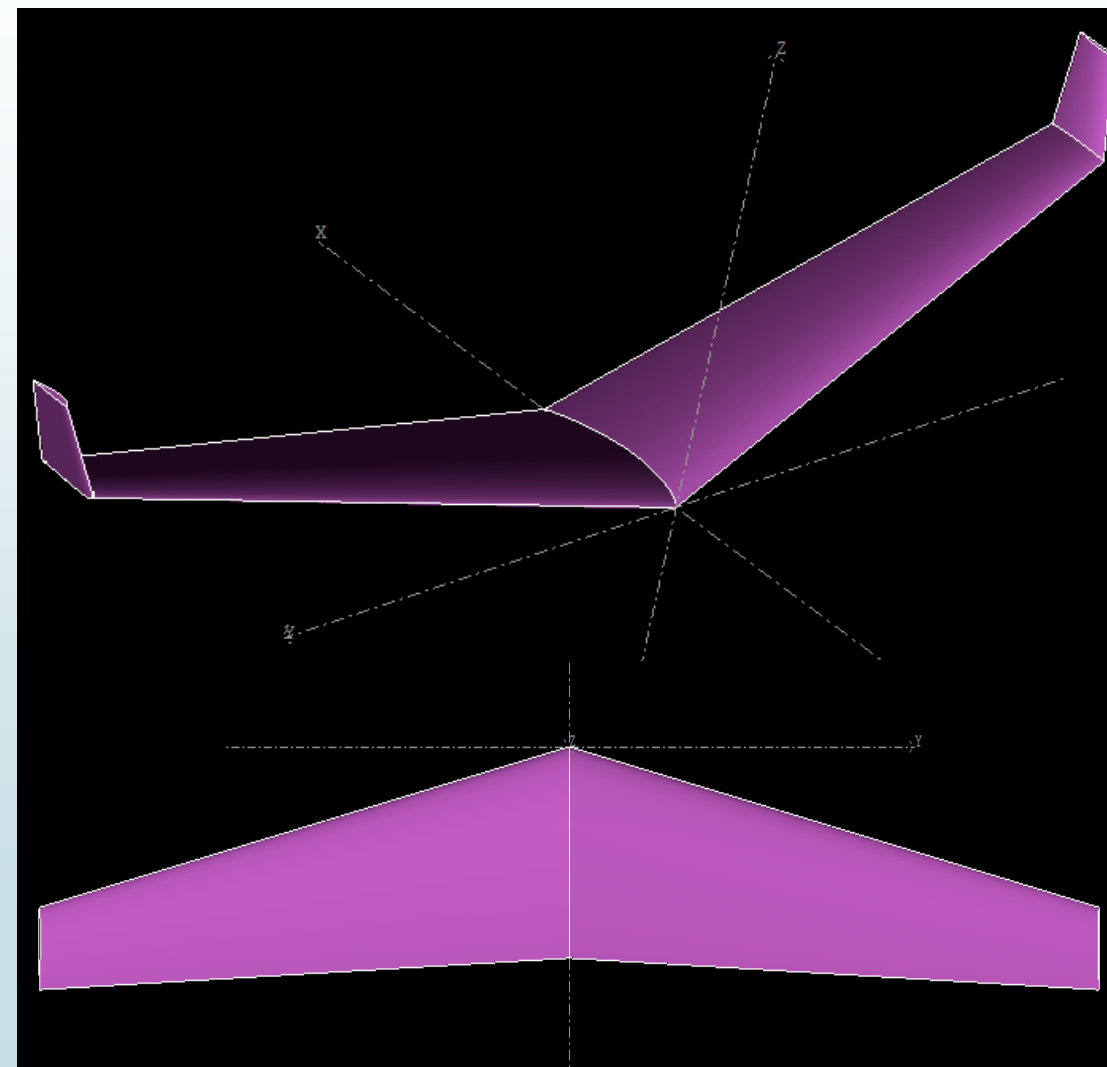
Ala

$S_w$	20 m <sup>2</sup>
$b$	7,17 m
$c_r$	2,006 m
$c_t$	0,7814 m
$c_m$	1,4831 m
$\Lambda_{ba}$	12°
$\Lambda_{c/4}$	9,64°
$\gamma$	10°
$E$	0,39
$A$	10,3

winglets

$S_{winglets}$	0,645 m <sup>2</sup>
$b$	1 m
$c_r$	0,781 m
$c_t$	0,508 m
$\Lambda_{ba}$	21,55°
$Toe$	15°
$E$	0,65
$A$	1,55
$e$	0,9175

Mejora de resistencia inducida y eficiencia





ADG

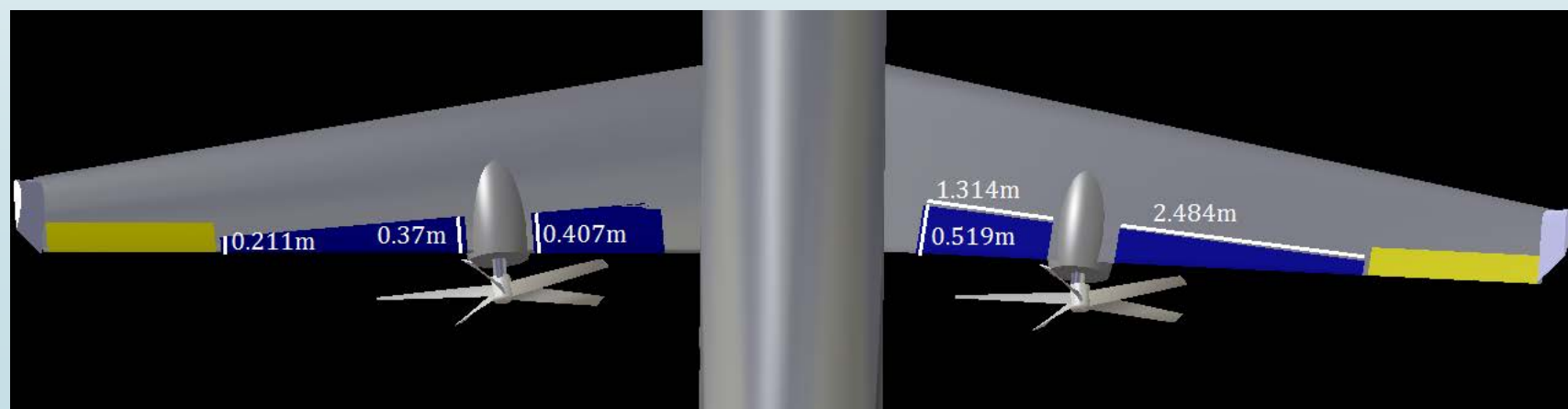
Aircraft Design Group

# ALA+HLD

## □ Definición de flaps



<i>flaps double – slotted</i>	$S_{flapped}$	$c_f/c_m$	$\delta_{despegue}$	$\delta_{aterrizaje}$
	11,24 m <sup>2</sup>	0,26	20°	30°





ADG

Aircraft Design Group

# ALA+HLD. Datos 3D

Crucero

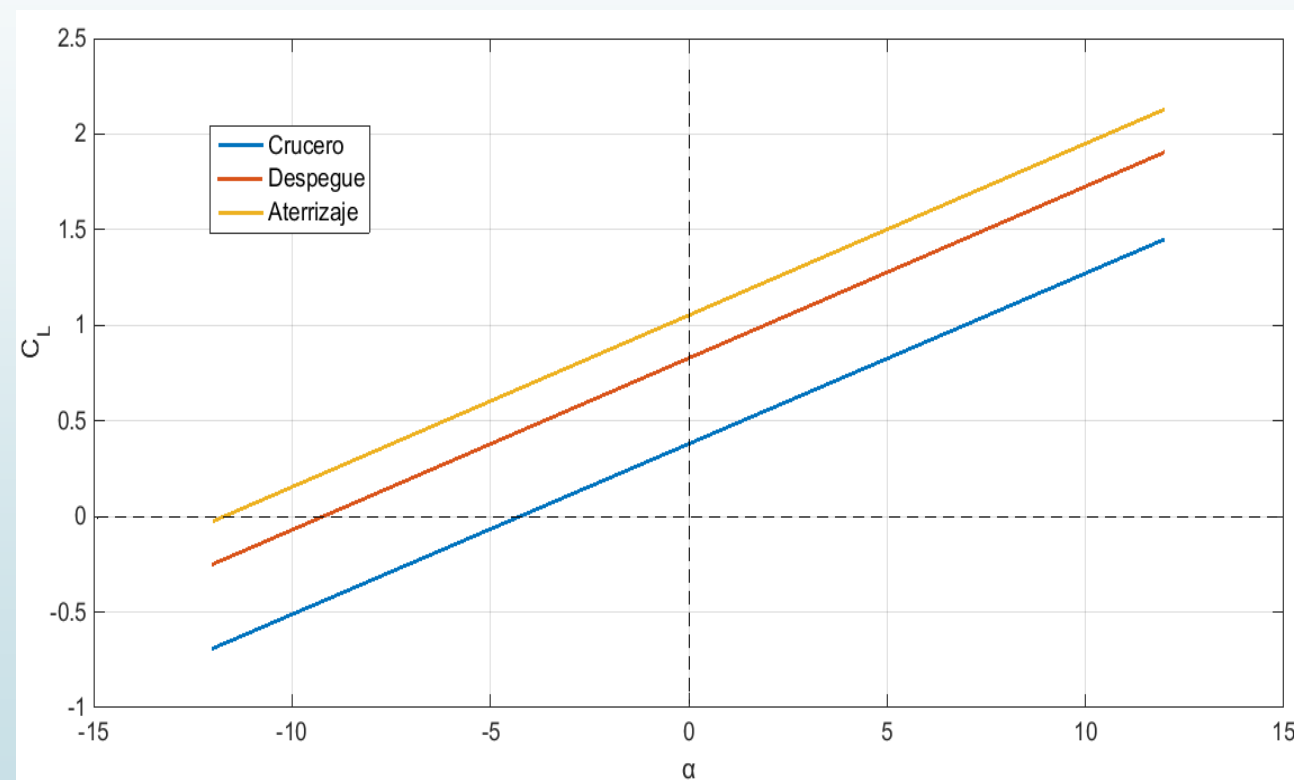
$Cl_{\alpha}$	5,1107	$Cl_{\alpha}$	5,2353
$Cl_{max}$	1,843	$Cl_{max}$	1,845
$Cl_0$	0,38	$Cl_0$	0,3917
$Cm_0$	-0,095	$Cm_0$	-0,098
$\alpha_{stall}$	23°	$\alpha_{stall}$	22°

Despegue

$\delta$	20°	$\delta$	20°
$Cl_{max}$	2,21	$Cl_{max}$	2,21
$\alpha_{stall}$	18,004°	$\alpha_{stall}$	17,504°

Aterrizaje

$\delta$	30°	$\delta$	30°
$Cl_{max}$	2,4344	$Cl_{max}$	2,4344
$\alpha_{stall}$	15,756°	$\alpha_{stall}$	15,256°



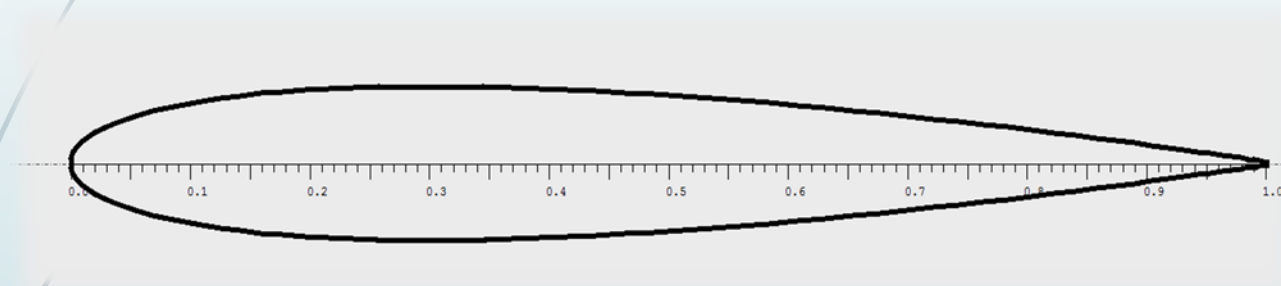


ADG

Aircraft Design Group

# Perfil HTP Y VTP

- Perfil de los estabilizadores: NACA 0012



Geometría

$(t/c)_{max}$	$(x/c)_{max\ thick}$	Curvatura máxima	Posición de la curvatura máxima
0,12	0,31	12%	30% de c

Características aerodinámicas (2D)

$Cl_{\alpha}$	6,34
$Cl_{max}$	1,89
$Cl_0$	0
$Cm_0$	0
$\alpha_{stall}$	21°

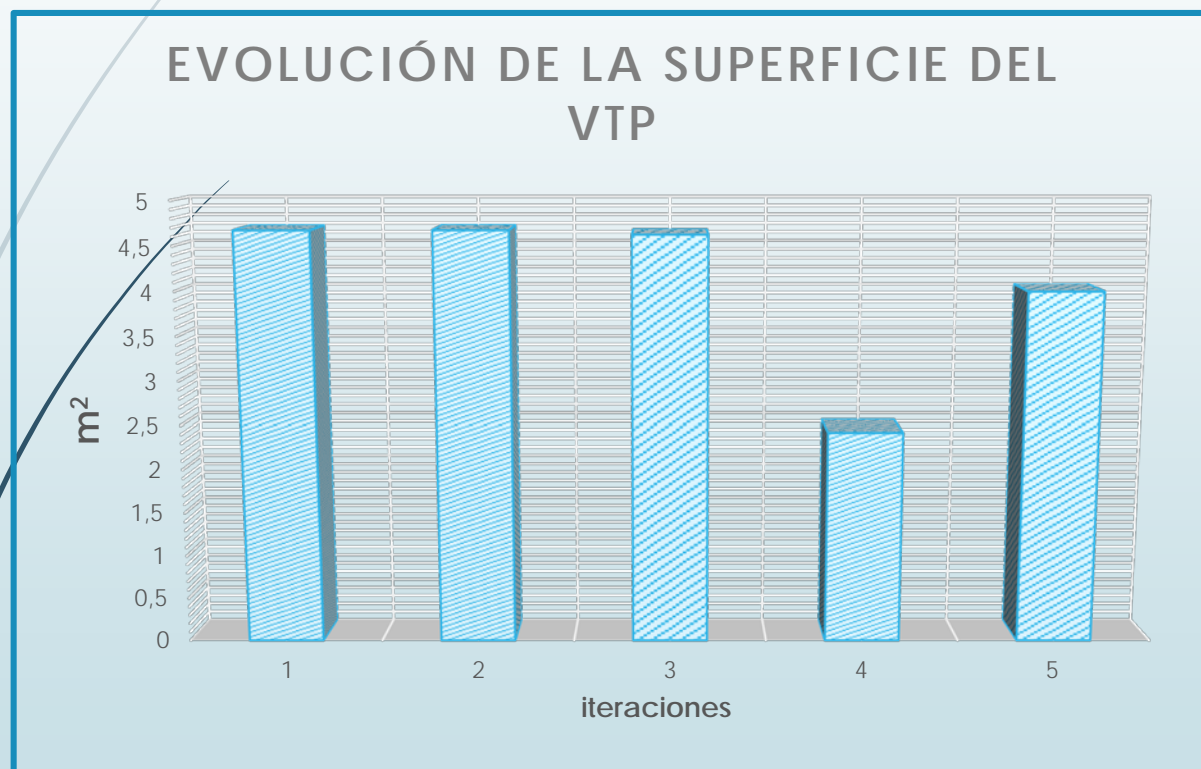


ADG

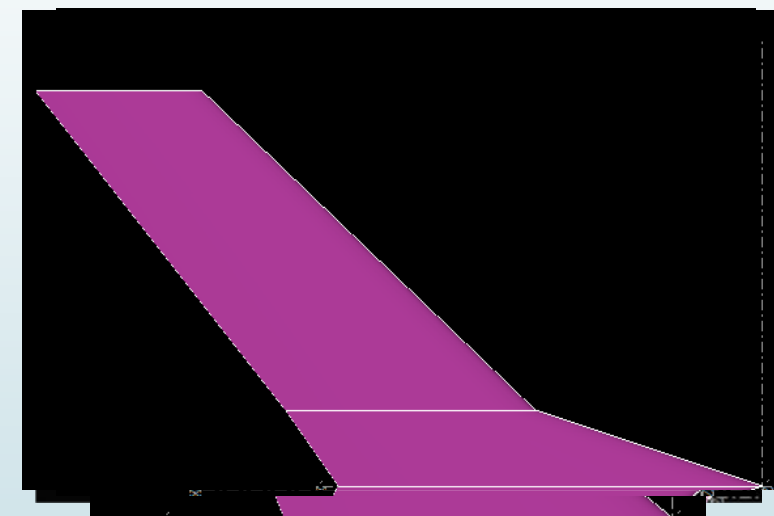
Aircraft Design Group

# Evolución del VTP

❑ Superficie VTP



❑ Alargamiento y flecha:



❑ Diedro:  $0^\circ$

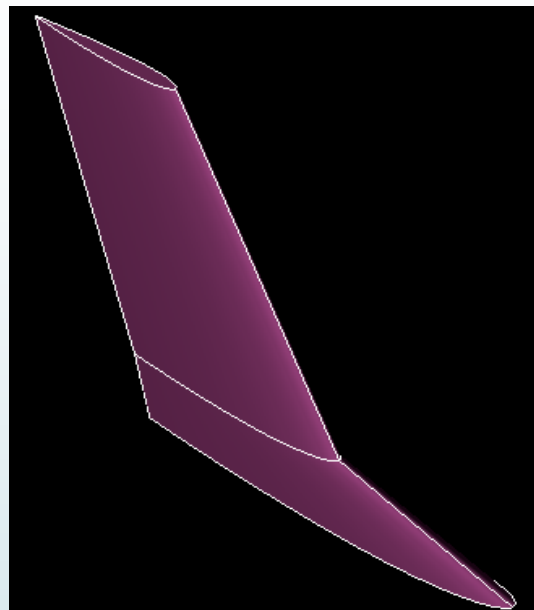
❑ Torsión:  $0^\circ$



ADG

Aircraft Design Group

# VTP. Datos 3D



Geometría VTP	$S$	$b$	$c_r$	$c_m$	$c_t$	$\Lambda_{ba}$	$\Lambda_{c/4}$	$E_r$	$E_m$	$A$
	$4 \text{ m}^2$	$2,6 \text{ m}$	$2,8 \text{ m}$	$1,65 \text{ m}$	$1,1 \text{ m}$	$43,667^\circ$	$71,56^\circ$	0,392	0,59	1,69

Crucero

$Cl_\alpha$	3,93
$Cl_{max}$	0,8725
$\alpha_{stall}$	$27^\circ$

Despegue/aterrizaje

$Cl_\alpha$	3,911
$Cl_{max}$	0,72
$\alpha_{stall}$	$23^\circ$



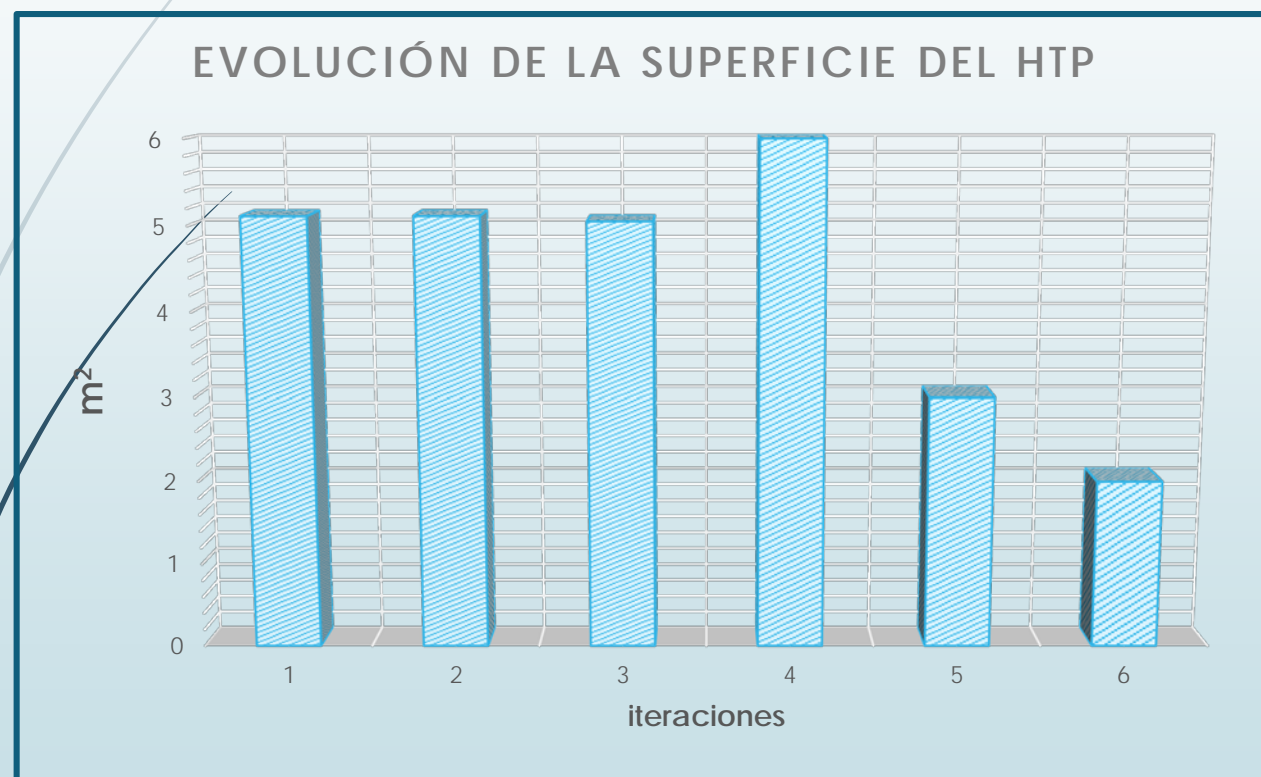


ADG

Aircraft Design Group

# Evolución del HTP

❑ Superficie HTP



❑ Alargamiento:  
modificación de 4 a 3  
por requerimiento de  
diseño sin afectar  
negativamente a la  
estabilidad longitudinal

❑ Diedro:  $0^\circ$

❑ Torsión:  $0^\circ$

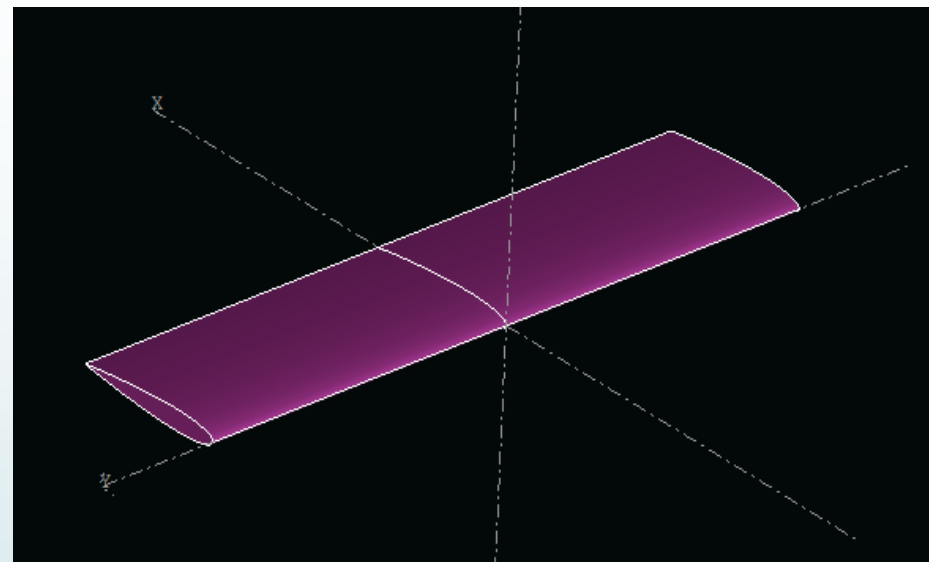
❑ Flecha:  $0^\circ$



ADG

Aircraft Design Group

# HTP. Datos 3D



Geometría HTP	$S$	$b$	$c$	$\Lambda_{ba}$	$E$	$A$
	$2 \text{ m}^2$	$2,4494 \text{ m}$	$0,8165 \text{ m}$	0	0	3

Crucero

$Cl_\alpha$	3,67
$Cl_{max}$	1,494
$\alpha_{stall}$	$25^\circ$

Despegue/aterrizaje

$Cl_\alpha$	3,6684
$Cl_{max}$	1,4172
$\alpha_{stall}$	$24^\circ$

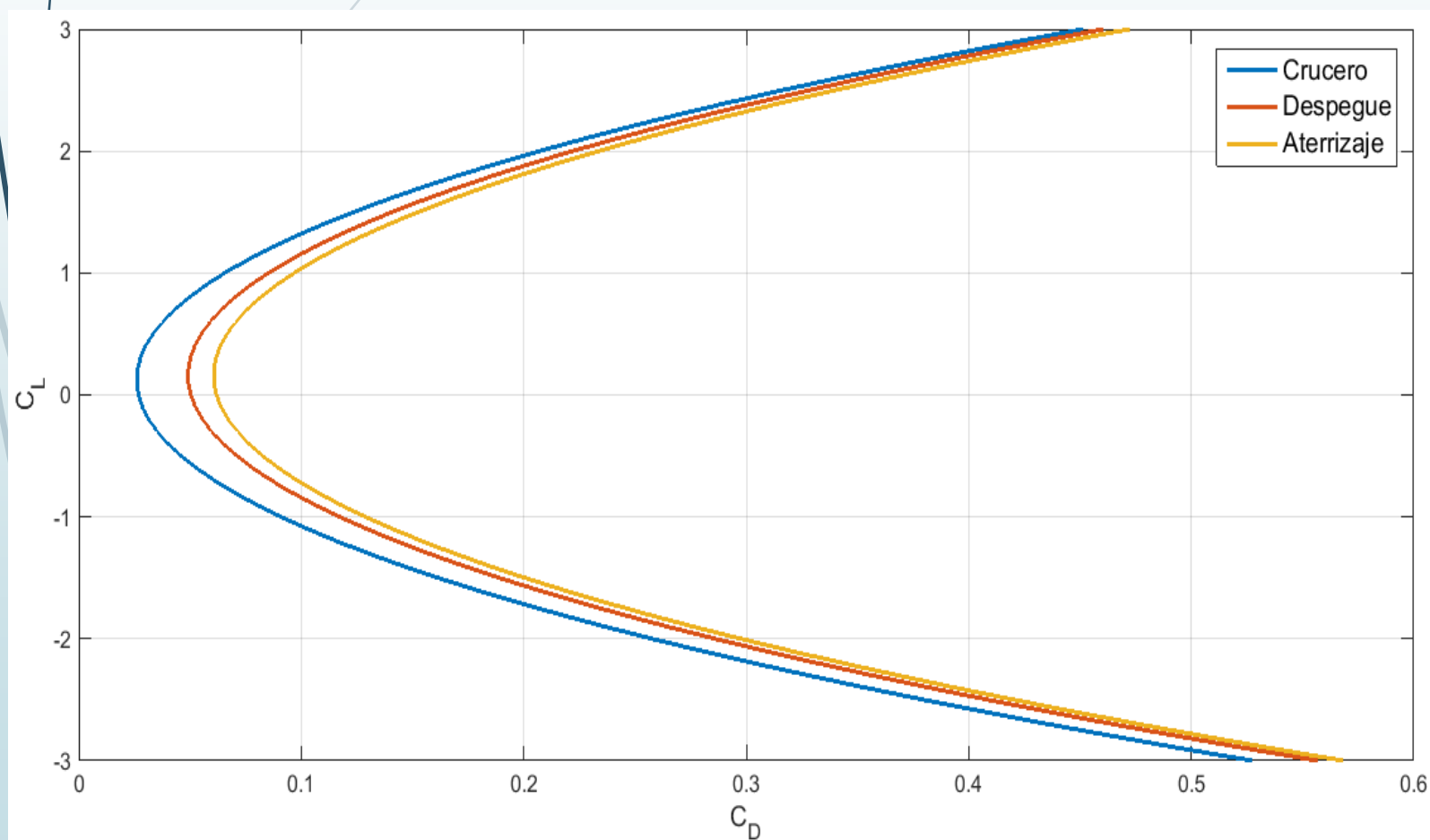


ADG

Aircraft Design Group

# Resistencia

□ Polar de coeficientes constantes compensada



□ Crucero

$K_1$	-0,01022	$K_1$	-0,01268
$K_2$	0,050145	$K_2$	0,05141
$C_{D0}$	0,0256	$C_{D0}$	0,0269

□ Despegue

$K_1$	-0,00976	$K_1$	-0,01604
$K_2$	0,04966	$K_2$	0,051
$C_{D0}$	0,04728	$C_{D0}$	0,0504

□ Aterrizaje

$K_1$	-0,00976	$K_1$	-0,01604
$K_2$	0,04966	$K_2$	0,051
$C_{D0}$	0,0588	$C_{D0}$	0,0619

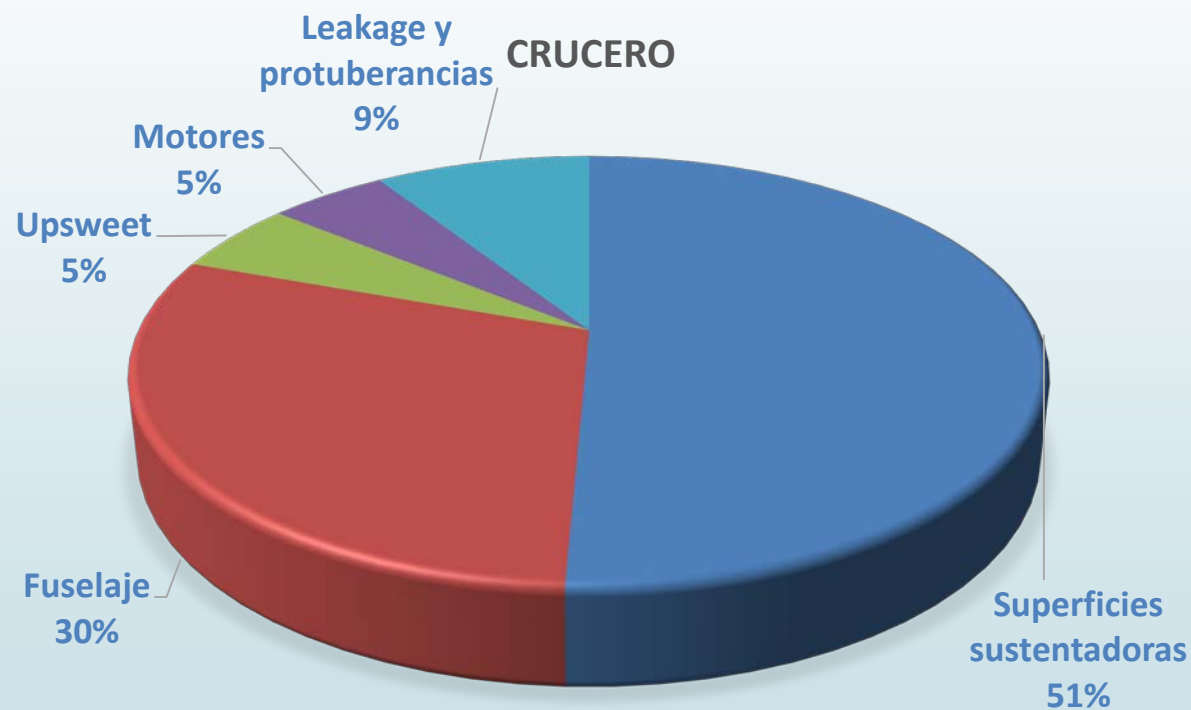


ADG

Aircraft Design Group

# Desglose resistencia parásita

<i>Configuración</i>	<i>Crucero</i>
<i>Superficies sustentadoras</i>	0,0136
<i>Fuselaje</i>	0,008014
<i>Upsweet</i>	0,00144
<i>Motores</i>	0,00134
<i>Tren</i>	
<i>Flap</i>	
<i>Leakage y protuberancias</i>	0,00244
<i>Total</i>	0,0268



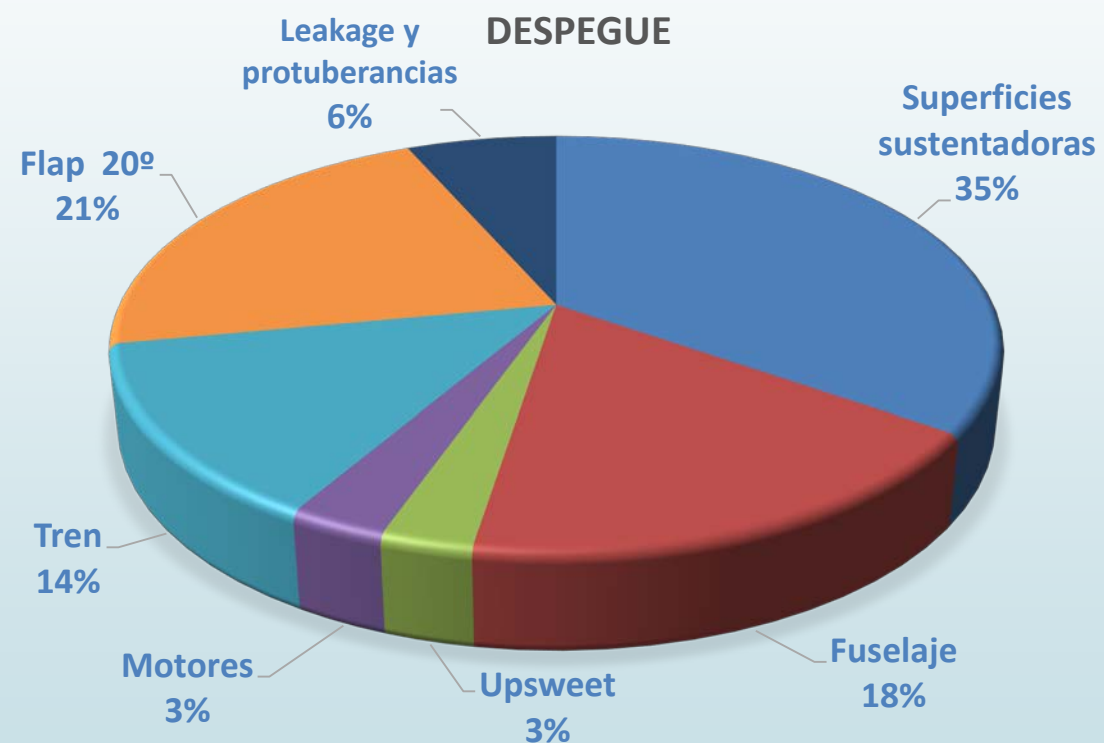


ADG

Aircraft Design Group

# Desglose resistencia parásita

<i>Configuración</i>	<i>Despegue</i>
<i>Superficies sustentadoras</i>	0,0175
<i>Fuselaje</i>	0,0089
<i>Upsweet</i>	0,00144
<i>Motores</i>	0,00153
<i>Tren</i>	0,00684
<i>Flap</i>	0,0108
<i>Leakage y protuberancias</i>	0,0033
<i>Total</i>	0,0504



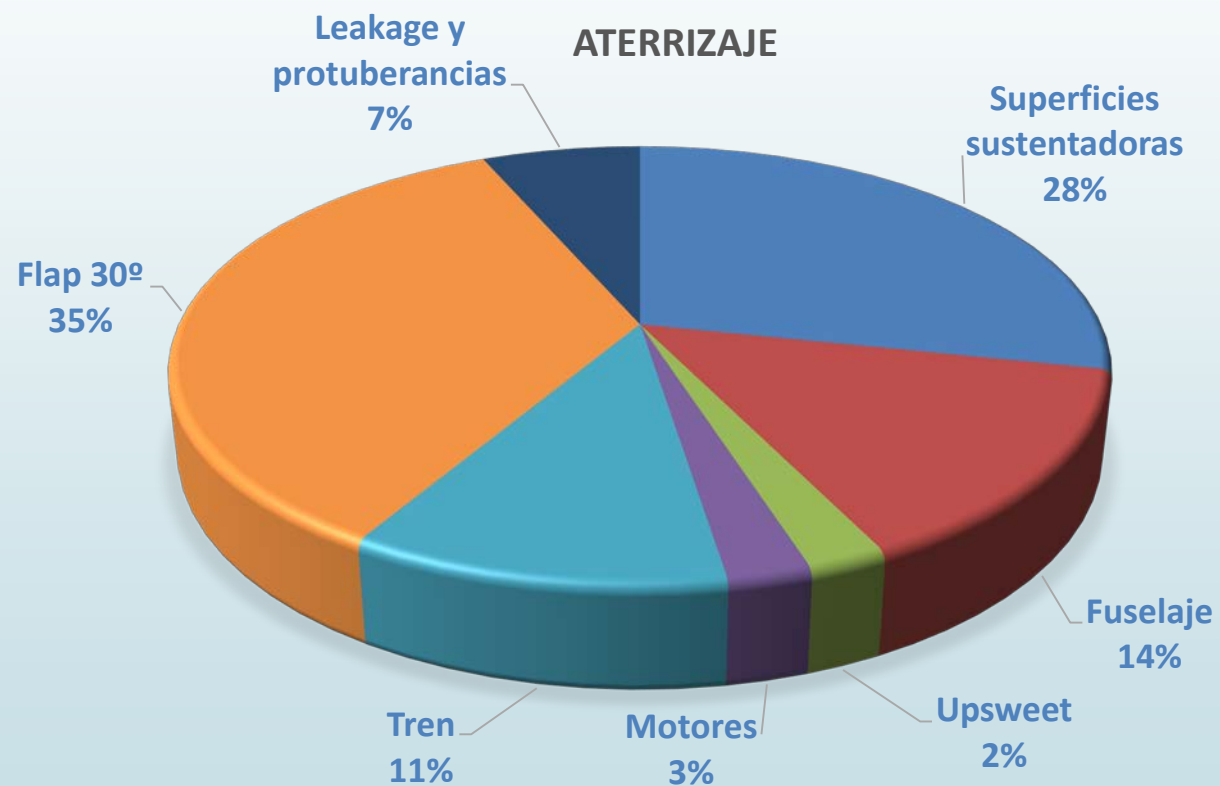


ADG

Aircraft Design Group

# Desglose resistencia parásita

<i>Configuración</i>	<i>Aterrizaje</i>
<i>Superficies sustentadoras</i>	0,0175
<i>Fuselaje</i>	0,0089
<i>Upsweet</i>	0,00144
<i>Motores</i>	0,00153
<i>Tren</i>	0,00684
<i>Flap</i>	0,0216
<i>Leakage y protuberancias</i>	0,004
<i>Total</i>	0,0619

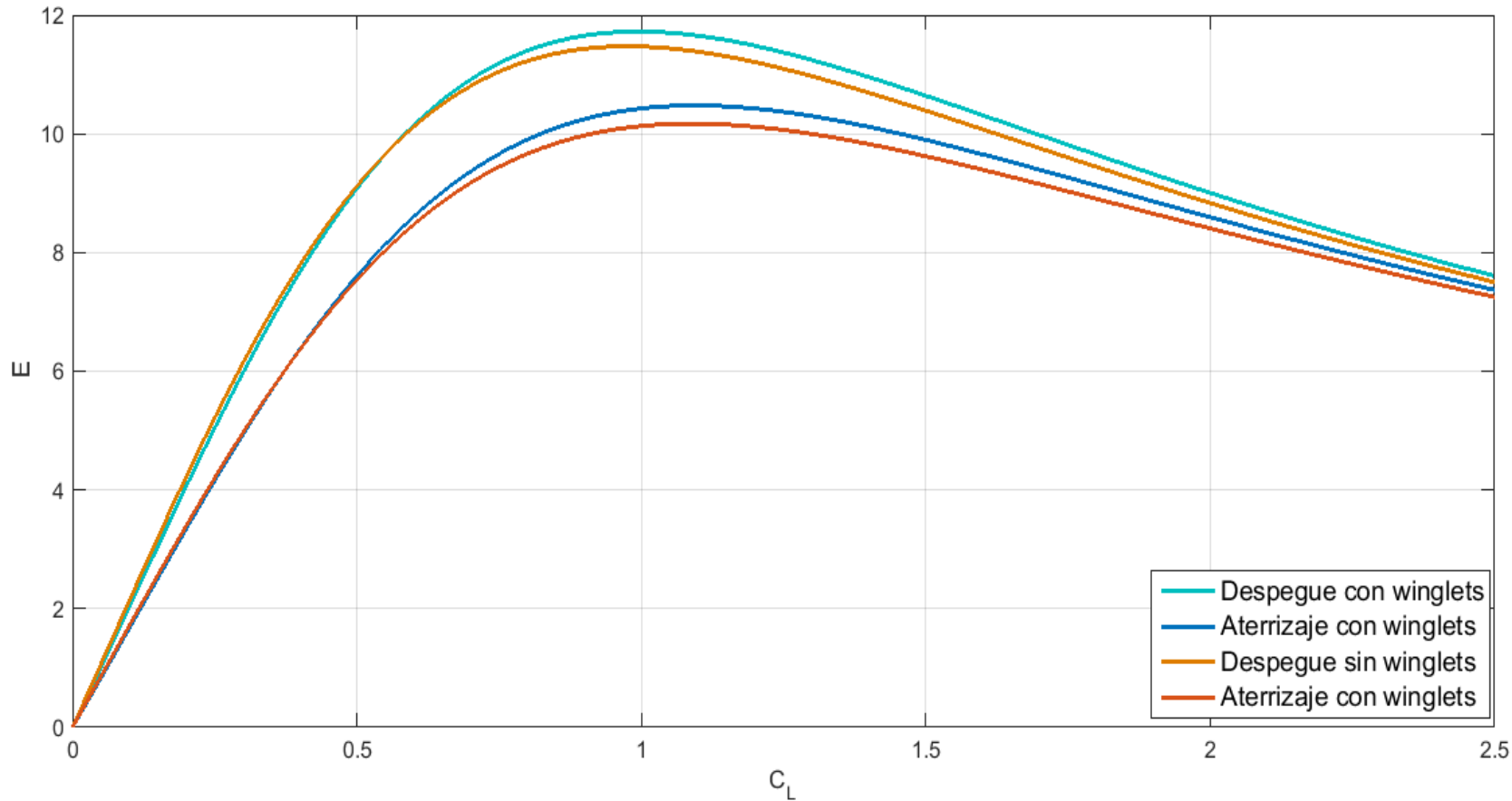


# Eficiencia



ADG

Aircraft Design Group



## Despegue

$E_{TOF}$	9,47	$E_{TOF}$	9,65
$C_{ld}$	1,798	$C_{ld}$	1,798

## Aterrizaje

$E_{LN}$	9,04	$E_{LN}$	9,263
$C_{lat}$	1,748	$C_{lat}$	1,748

## Subida

$E_C$	13,14
-------	-------

## Descenso

$E_D$	12,88
-------	-------

## Crucero máxima autonomía

$E_{CR2}$	15,284
-----------	--------

## Crucero máximo alcance

$E_{CR1}$	10,743
-----------	--------



ADG

Aircraft Design Group

# Mejora de resistencia inducida y eficiencia

## ❑ Disminución de resistencia inducida

- 26% en crucero
- 5 % en despegue
- 5,25% en aterrizaje

## ❑ Mejora de la eficiencia

- 1,8 % en despegue
- 2,4 % en aterrizaje

## ❑ Aumento de resistencia parásita

- 4,83 % en crucero
- 6,19 % en despegue
- 5 % en aterrizaje



Mejoras futuras para reducir este incremento de resistencia parásita



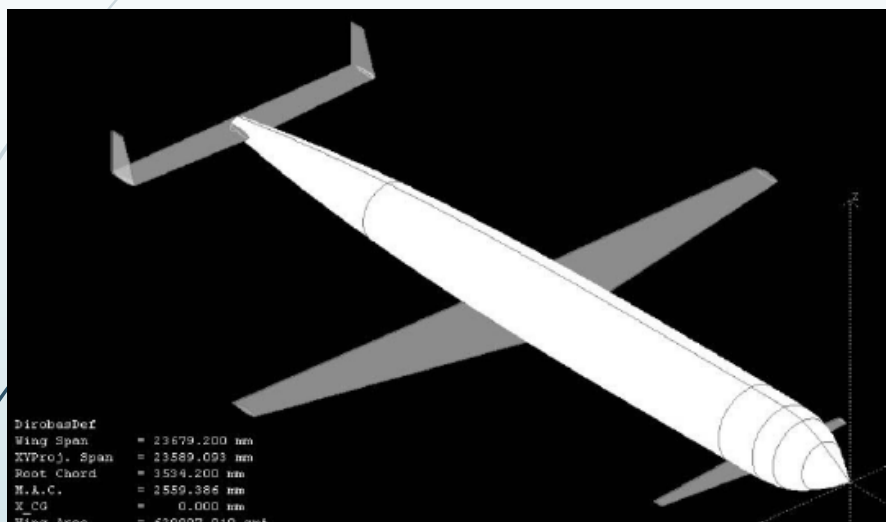


ADG

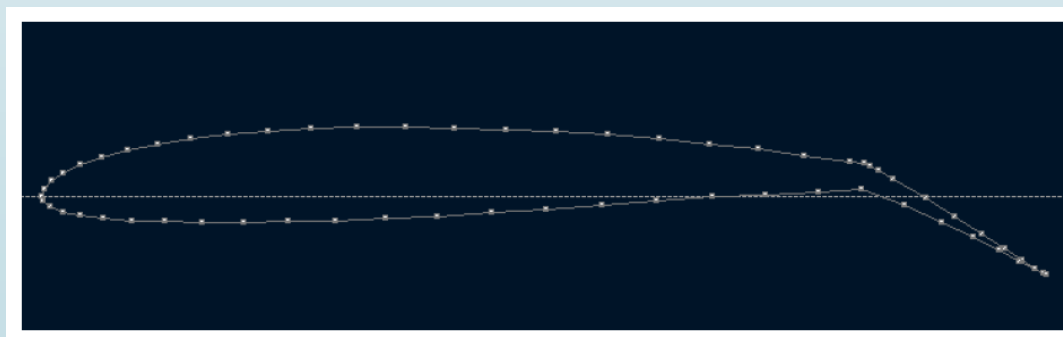
Aircraft Design Group

# Mejoras futuras

- Modelado del fuselaje en XFLR5



- Implementación de flaps en XFLR5



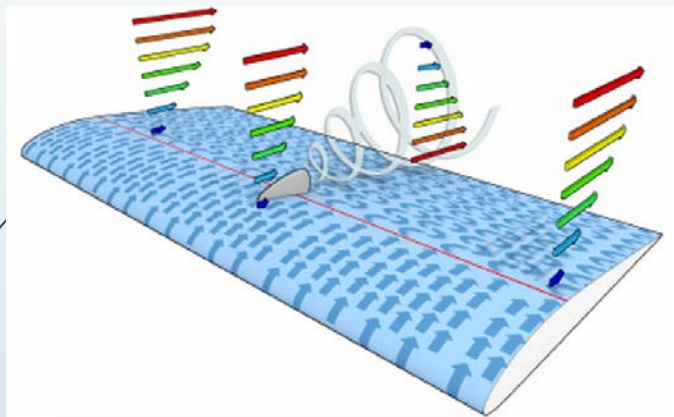


ADG

Aircraft Design Group

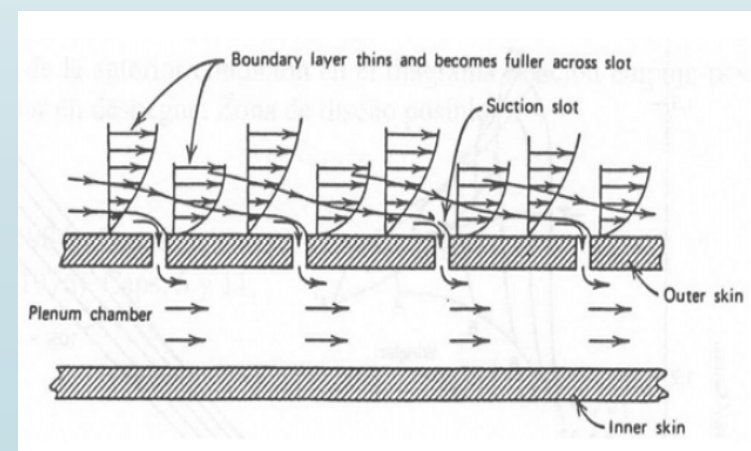
# Mejoras futuras

- Generadores de vórtices



Reducción de resistencia parásita en 30%

- Succión de capa límite mediante microrranuras





ADG

Aircraft Design Group

# Mejoras futuras

## Sistema Riblets



Reducción de resistencia parásita en 5% - 8%

## Impresión en 3D





**ADG**

Aircraft Design Group



# Estabilidad



ADG

Aircraft Design Group

## Geometría de superficies

### Ala

Alargamiento: 10.3

Superficie: 20 m<sup>2</sup>

Estrechamiento: 0.3896

Flecha en el borde de ataque: 12°

Diedro: 10°

Incidencia: -0.9°

Posición del centro aerodinámico: 0.48 L<sub>f</sub>

### Estabilizador horizontal

Alargamiento: 4

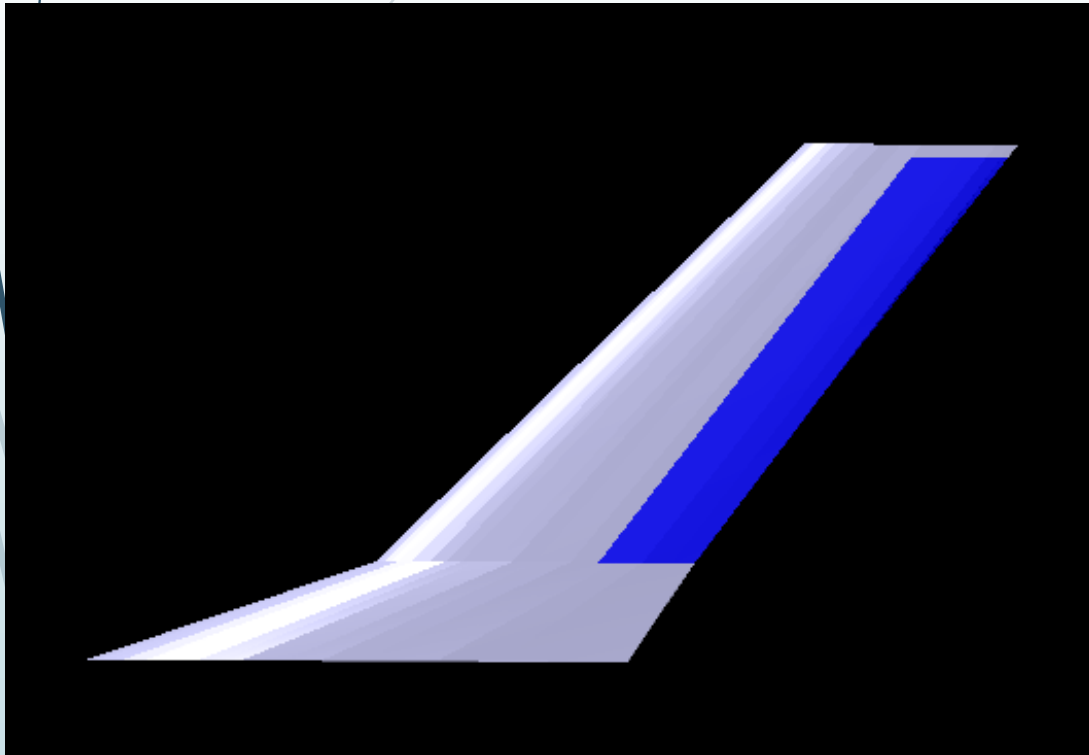
Superficie: 2 m<sup>2</sup>

Estrechamiento: 1

Superficie timón de profundidad: 0.5 m<sup>2</sup>

Incidencia: -2.2°

Posición del centro aerodinámico: 0.95 L<sub>f</sub>



## Estabilizador vertical

Alargamiento: 1.69

Superficie: 4 m<sup>2</sup>

Envergadura: 2.6 m

Estrechamiento

- Panel inferior: 0.59
- Panel superior: 0.392

Superficie del timón de profundidad: 2 m<sup>2</sup>

Posición del centro aerodinámico: 0.979 Lf



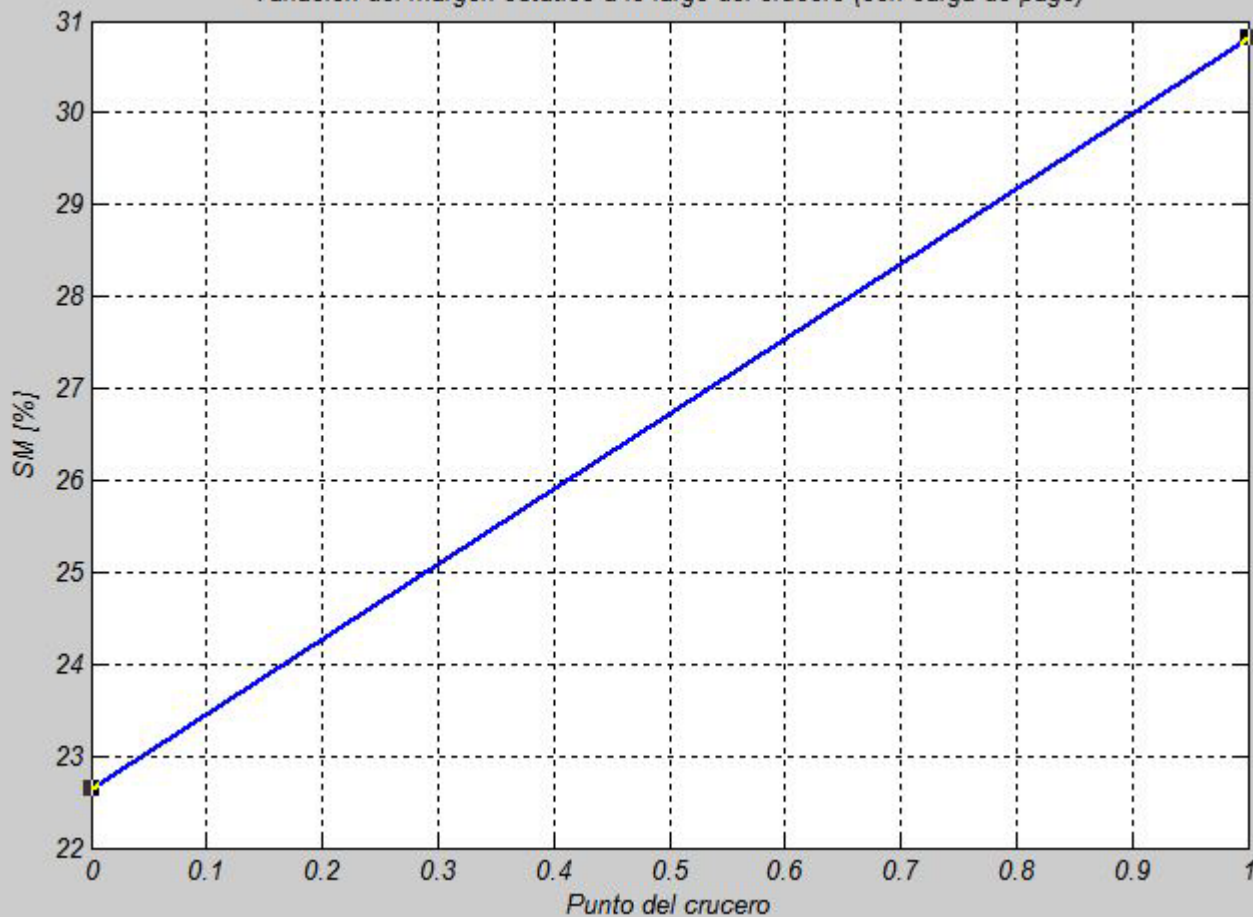
ADG

Aircraft Design Group

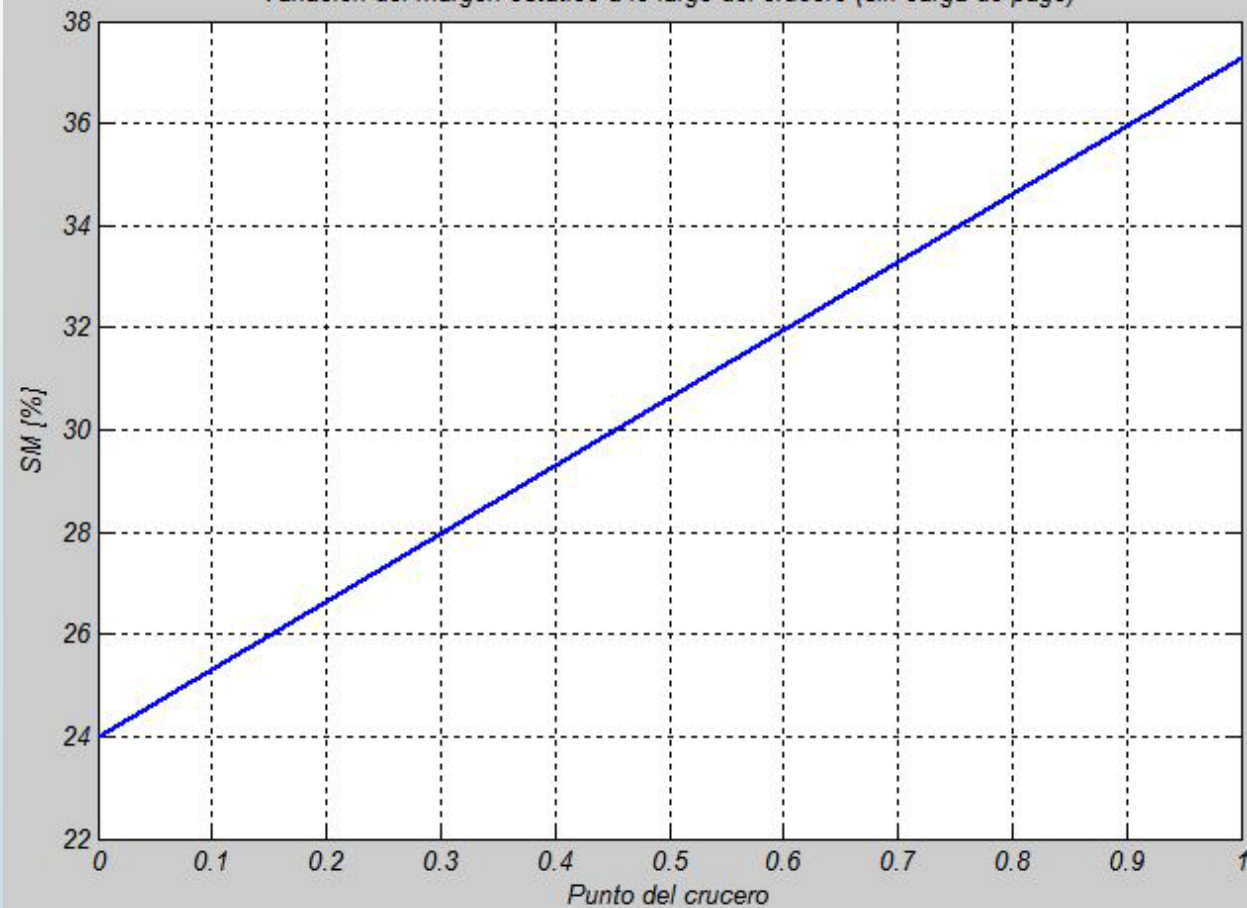
# Estabilidad longitudinal

## Margen estático con y sin carga de pago

Variación del margen estático a lo largo del crucero (con carga de pago)

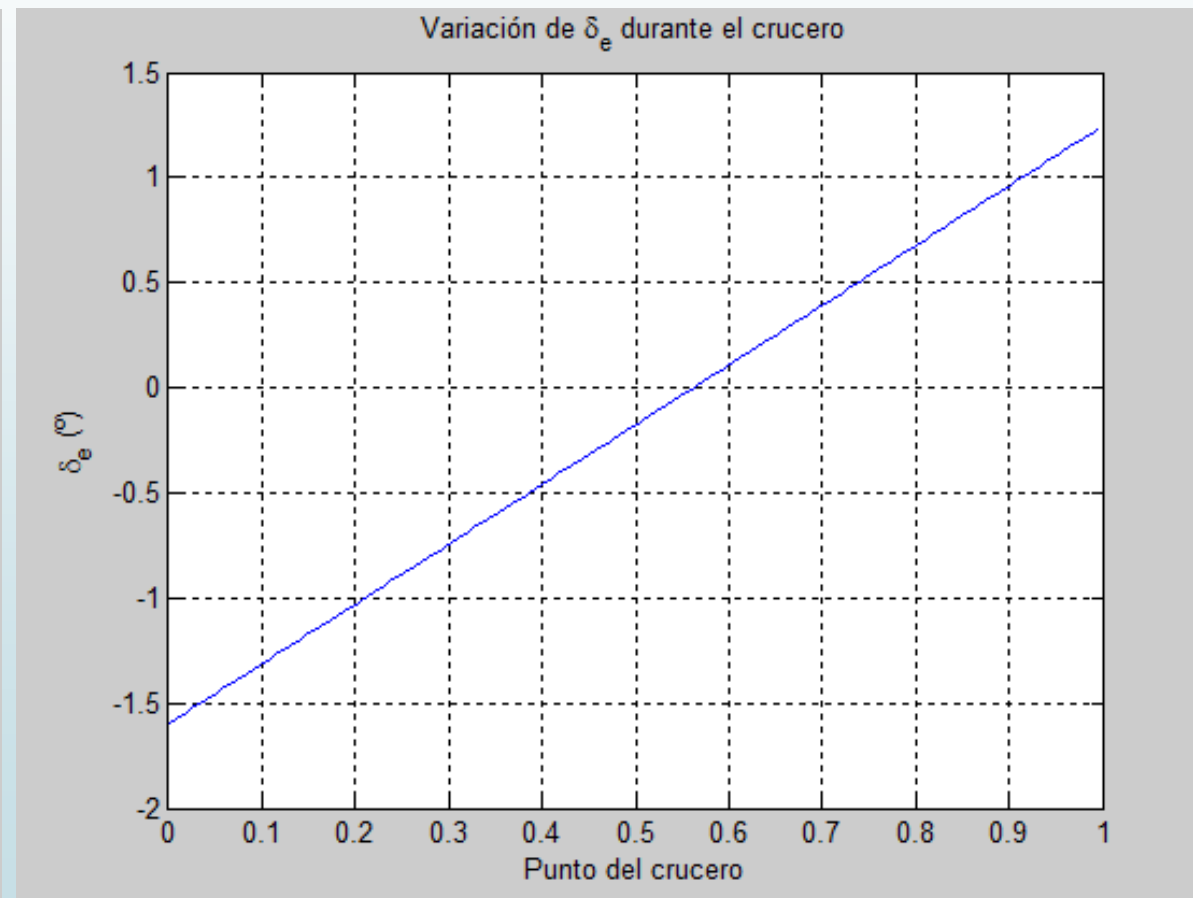
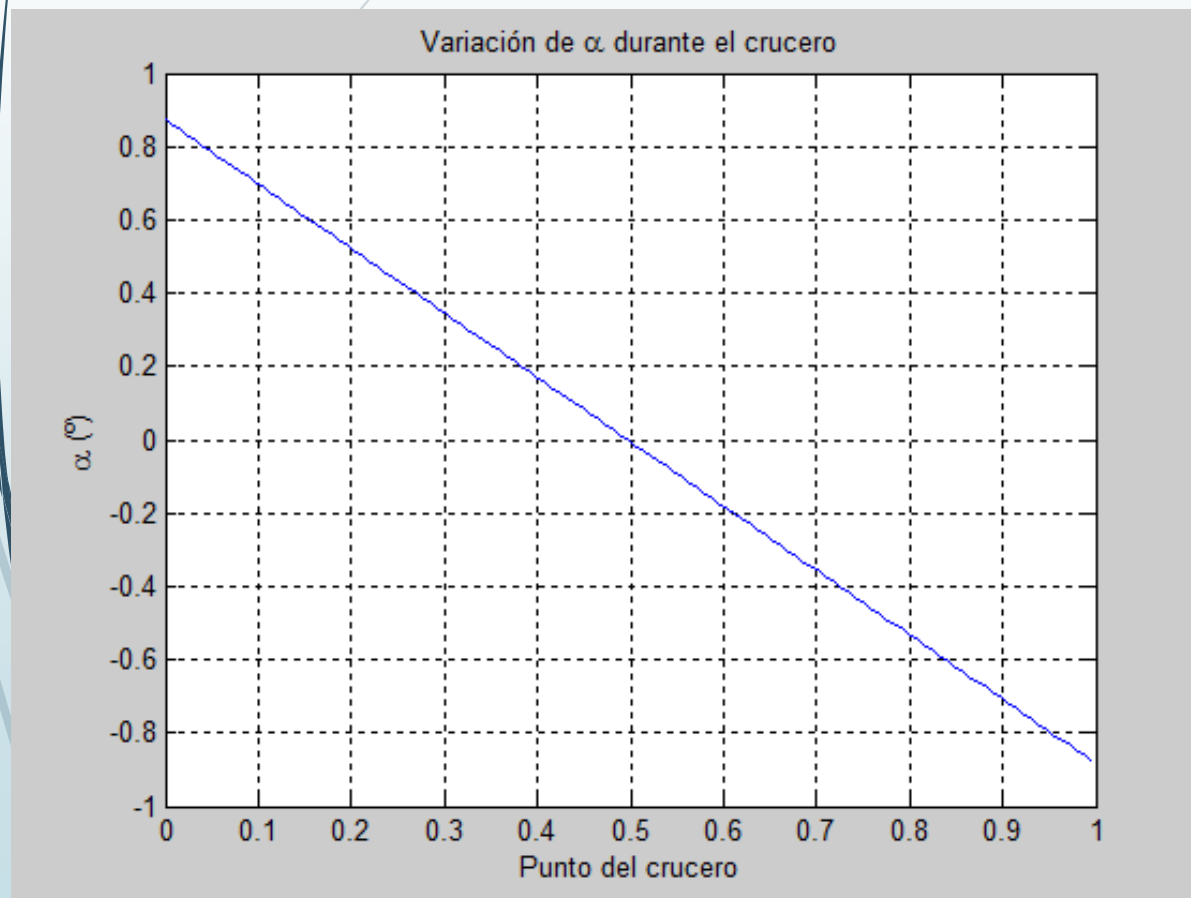


Variación del margen estático a lo largo del crucero (sin carga de pago)



# Estabilidad longitudinal. Trimado longitudinal

Variación de  $\alpha$  y  $\delta_e$  a lo largo del crucero con carga de pago



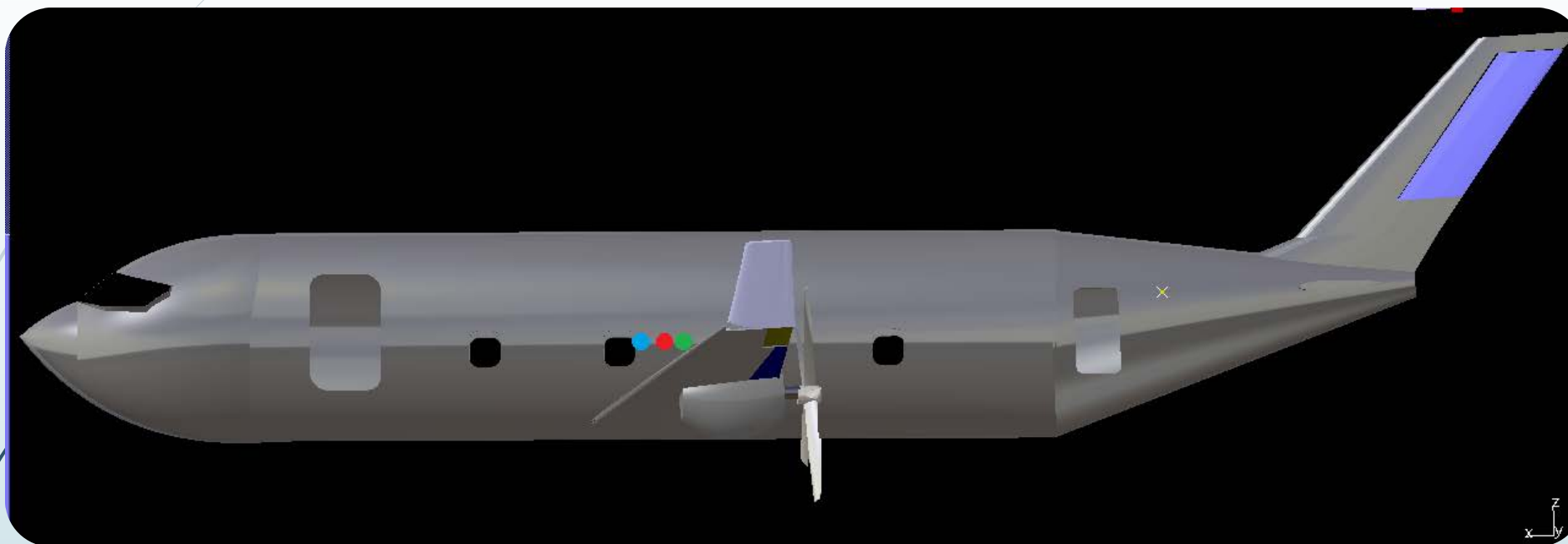




ADG

Aircraft Design Group

## Estabilidad longitudinal Posición de CDG más adelantado y atrasado



- C.G.: 0.48 Lf
- C.G. más adelantado: 0.4645 Lf
- C.G. más atrasado: 0.4925 Lf

	Con PL	Sin PL
Con Wf	0.4817 Lf	0.4787 Lf
Sin Wf	0.4719 Lf	0.4655 Lf



ADG

Aircraft Design Group

## Estabilidad lateral. Superficies

### Estabilizador vertical

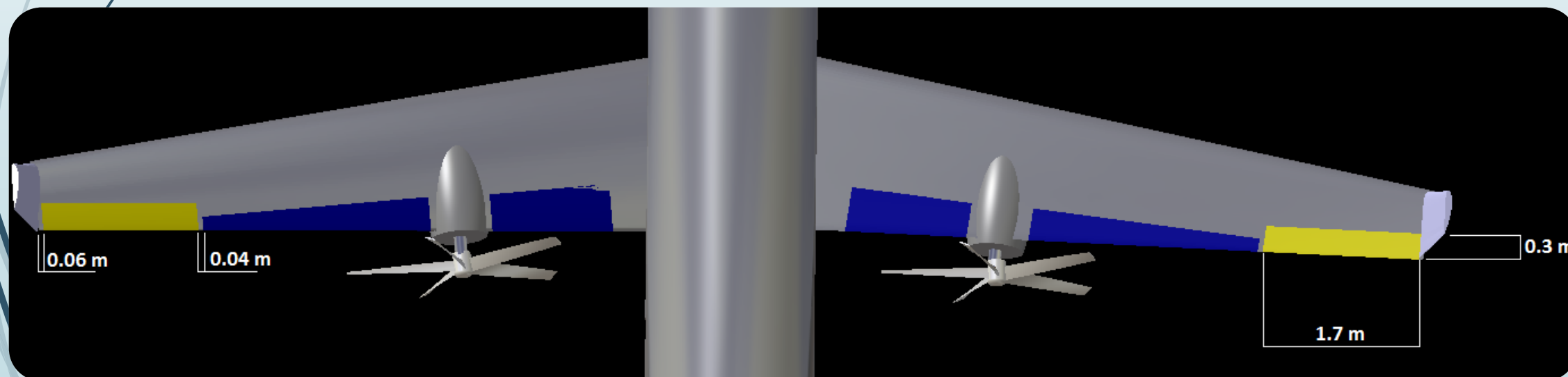
Fallo de motor:  $S_v = 0.2684 \text{ m}^2$

Viento cruzado:  $S_v = 0.2332 \text{ m}^2$

### Alerones

Superficie:  $0.51 \text{ m}^2$

Roll Performance:  $P = 3.129 > 0.561$  (Requerimiento MIL-HDBK-1797 [Clase II])





ADG

Aircraft Design Group

# Estabilidad lateral. Derivadas

## Longitudinal

Cx_alpha	0.1698
Cz_alpha	-7.2640
Cm_alpha	-1.1514
Cx_q	0
Cz_q	-9.8791
Cm_q	-17.2546
Cx_u	-0.0230
Cz_u	-0.8081
Cm_u	0
Cx_alpha_dot	0
Cz_alpha_dot	143.3024
Cm_alpha_dot	-4.7884

## Control Longitudinal

Cl_delta_e	2.8749	▲
Cm_delta_e	-13.6516	
Cl_delta_c	0	
Cm_delta_c	0	▼

## Lateral

Cy_beta	-0.8802
Cl_beta	-0.2521
Cn_beta	0.1475
Cy_p	-0.3948
Cl_p	-0.4107
Cn_p	-0.1352
Cy_r	0.8352
Cl_r	0.2503
Cn_r	-0.4375
Cy_beta_dot	-0.0201
Cl_beta_dot	-0.0034
Cn_beta_dot	0.0105

## Control Lateral

Cy_delta_a	0
Cl_delta_a	0.3774
Cn_delta_a	-0.0333
Cy_delta_r	0.3930
Cl_delta_r	0.0657
Cn_delta_r	-0.1945



ADG

Aircraft Design Group

## Estabilidad lateral. Trimado lateral-direccional

### Fallo de motor ( $\delta=0.6$ )

$$\beta=0^\circ$$

$$\delta_a = -4.665^\circ$$

$$\delta_r = 19.692^\circ$$

$$\Phi = -6.875^\circ$$

### Viento cruzado

$$\beta=15^\circ$$

$$\delta_a = 8.286^\circ$$

$$\delta_r = 7.3217^\circ$$

$$\Phi = 6.064^\circ$$



ADG

Aircraft Design Group

## Estabilidad dinámica

		Re	Im	$\omega$	$\xi$
Longitudinal	Fugoide	-0.002	0.041	0.004	0.000
		-0.002	-0.041		
	Corto periodo	-1.308	9.481	9.571	0.137
		-1.308	-9.481		

		Re	Im	$\omega$	$\xi$
Lateral	Espiral	-0.043	0	-	-
	Balanceo holandés	-0.111	4.831	4.832	0.023
		-0.111	-4.831		
	Convergencia en balance	-1.692	0	-	-



ADG

Aircraft Design Group


# Estabilidad. Posibles mejoras futuras

- Optimización
  - Modificación de la superficie alar
  - Modificación del fuselaje
- Cálculo más exacto de las derivadas de estabilidad
- Reducción de la superficie del estabilizador vertical mediante un control de flujo activo



**ADG**

Aircraft Design Group



# Actuaciones y propulsión

# Propulsión y actuaciones. Selección de planta motora

PsI necesario: 2112.5 shp

Manufacturer	Model	Power (shp)	Consumo específico (lb/shp hr)	Dry Weight (kg)	Longitud (m)	Ancho/Diámetro (m)
GE	CT7-2D1	1625	0.473	233	1.1938	0.6604
GE	CT7-2D1	2112.5	0.473	274	1.1938	0.6604
Rolls-Royce/Turbomeca	RTM 322-01/8	2200	0.45	269.5	1.171	0.658
Rolls-Royce/Turbomeca	RTM 322-01/9	2430	0.42	249.5	1.171	0.658
Rolls-Royce/Turbomeca	RTM 322-01/9	2187	0.42	224.55	1.1306	0.6353
Avco Lycoming	LTC 4B-8D	2250	0.63	302.5	1.118	0.61
Pratt Whitney Canada	PW121	2150	0.476	468	2.114	0.787

## HARTZELL

### PILATUS

**Model:** PC-6/B2-H4  
**Trade Name:** TURBO PORTER  
**Aircraft T.C./STC:** 7A15  
**Propeller Model:** HC-B3TN-3D  
**Propeller T.C.:** P15EA  
**Blade Model(s):** T10178CNR  
 T10178CNRK  
 T10178CR  
 T10178CRK  
**Prop Diameter:** 101.5" TO 99"

#### Prop Setup:

**Ref. Radius:** 30  
**Reverse Angle:** -10.5 +/-0.5  
**Low Pitch Angle:** 19.0 +/-0.2

### APPLICATION GUIDE 159

**IDS No.:** 1839      **Rev.:** 3      **Date:** 06/04/2013  
**Modifier:**  
**Engine Model:** PT6A-27  
**Power:** 550 HP @ 2000 RPM  
**Placard/Restr:**  
**Notes:** Pilatus derates engine to 2000 RPM

**Startlock Angle:** NA  
**Feather/High Angle:** 85.5 +/-0.5  
**Cwt Angle:** Positive

N° palas: 5  
 Diámetro de la hélice: 2.54 m  
 Posibilidad de reversa

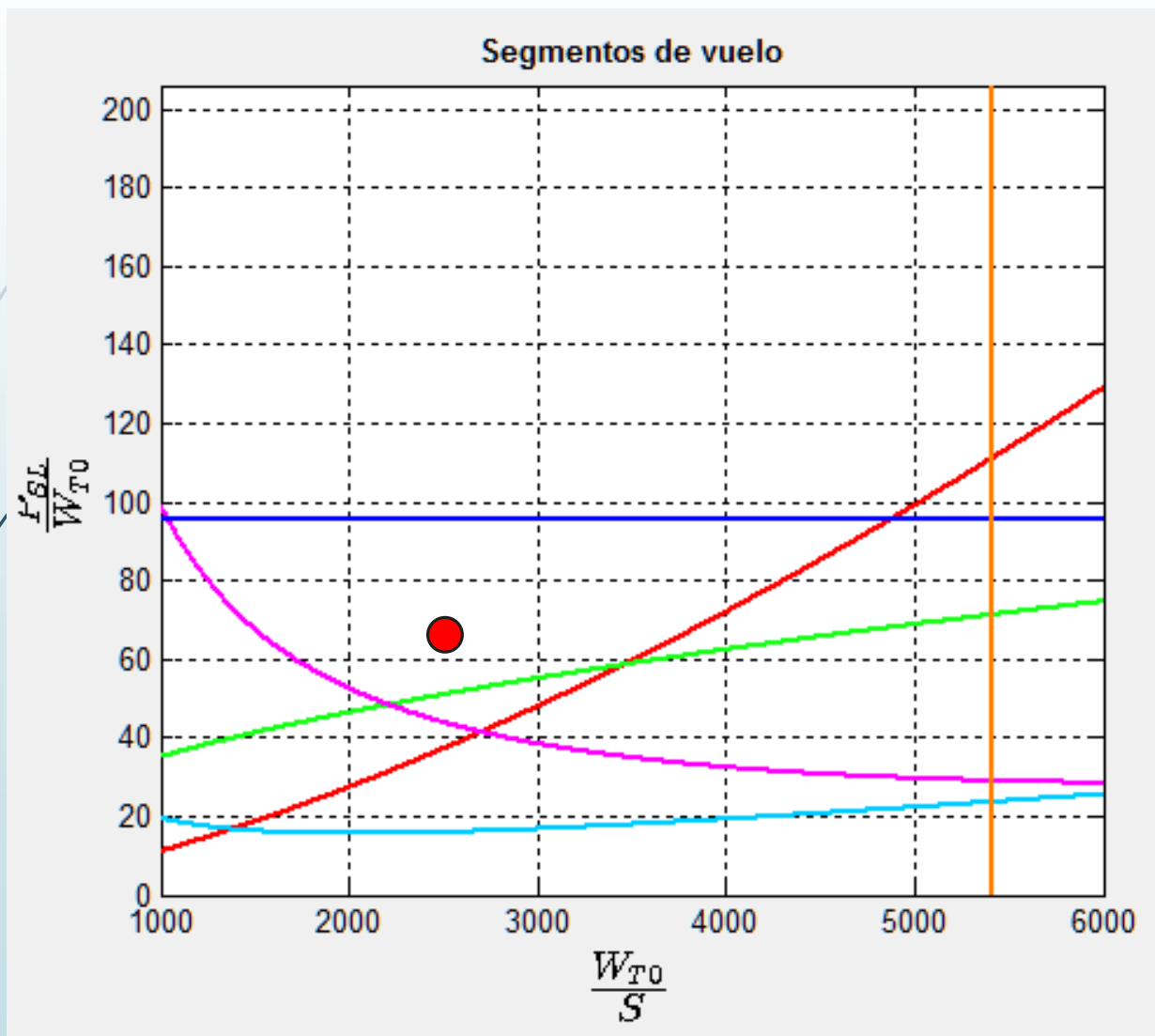




ADG

Aircraft Design Group

## Diagrama P/W – W/S



$$W_{T0}/S = 2536.3 \text{ N/m}^2$$

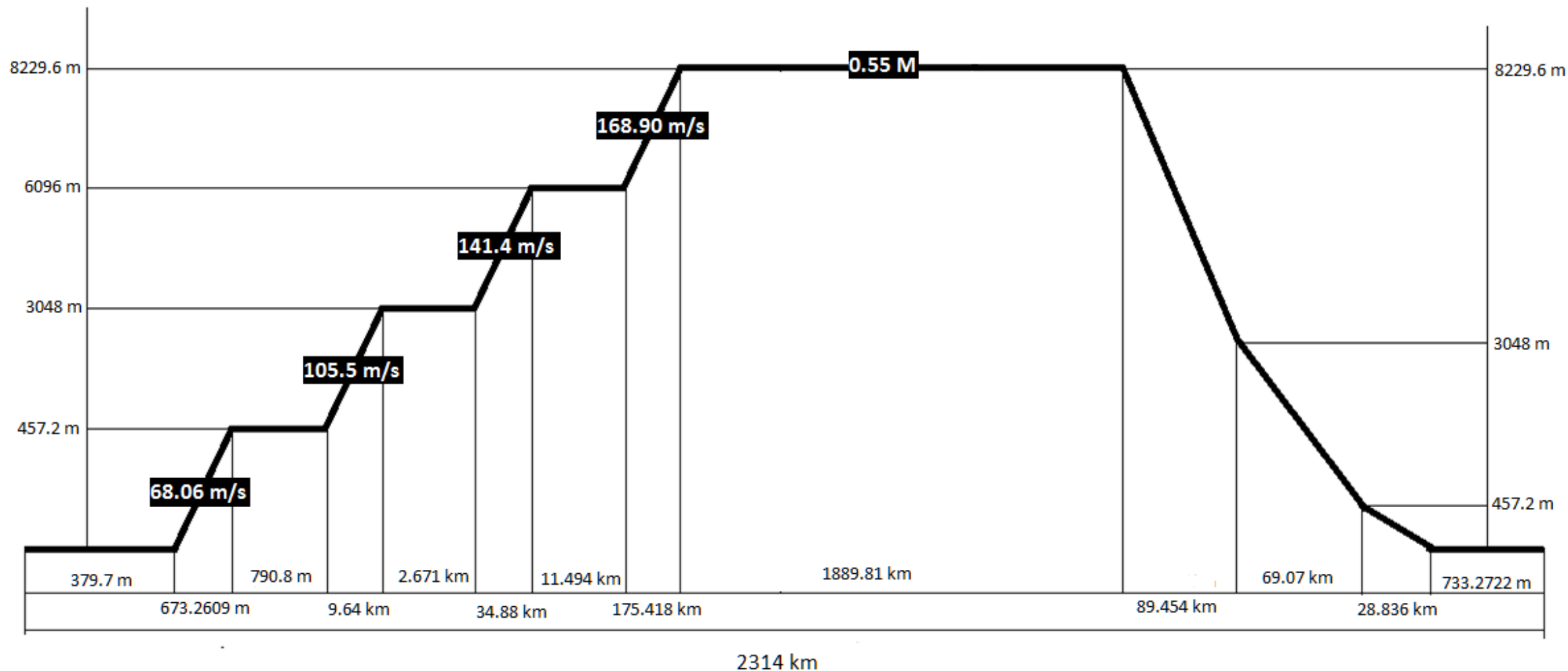
$$P_{SI}/W_{T0} = 64.30 \text{ W/N}$$



ADG

Aircraft Design Group

## Misión de diseño. Perfil de la misión





ADG

Aircraft Design Group

## Misión de diseño. Resultados

	Normal		High hot
	MTOW- $W_f$	80% MTOW	
Distancia de despegue [m]	379.68	306.90	249.05
Distancia de aterrizaje [m]	733.27	663.31	781.66

Consumo de combustible: 1434,46 kg

Distancia total: 2314 km

Tiempo empleado: 4.04 h

CASM: 413.92 cent. \$

Alcance máximo: 2859.4 km

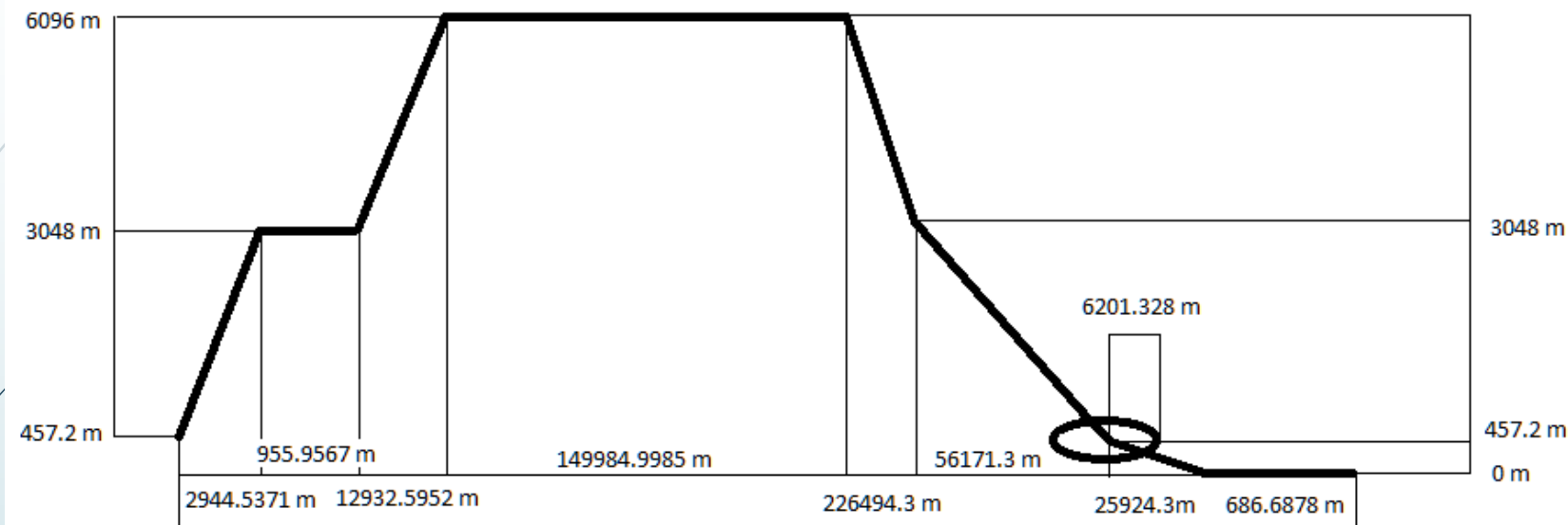
Autonomía máxima: 4.24 h



ADG

Aircraft Design Group

## Misión de diseño. Vuelo de reserva



Consumo de combustible: 346.01 kg

Distancia total: 476.11 km

Tiempo empleado: 1.83 h

Holding

- Radio de giro: 6.201 km
- Factor de carga: 1.02

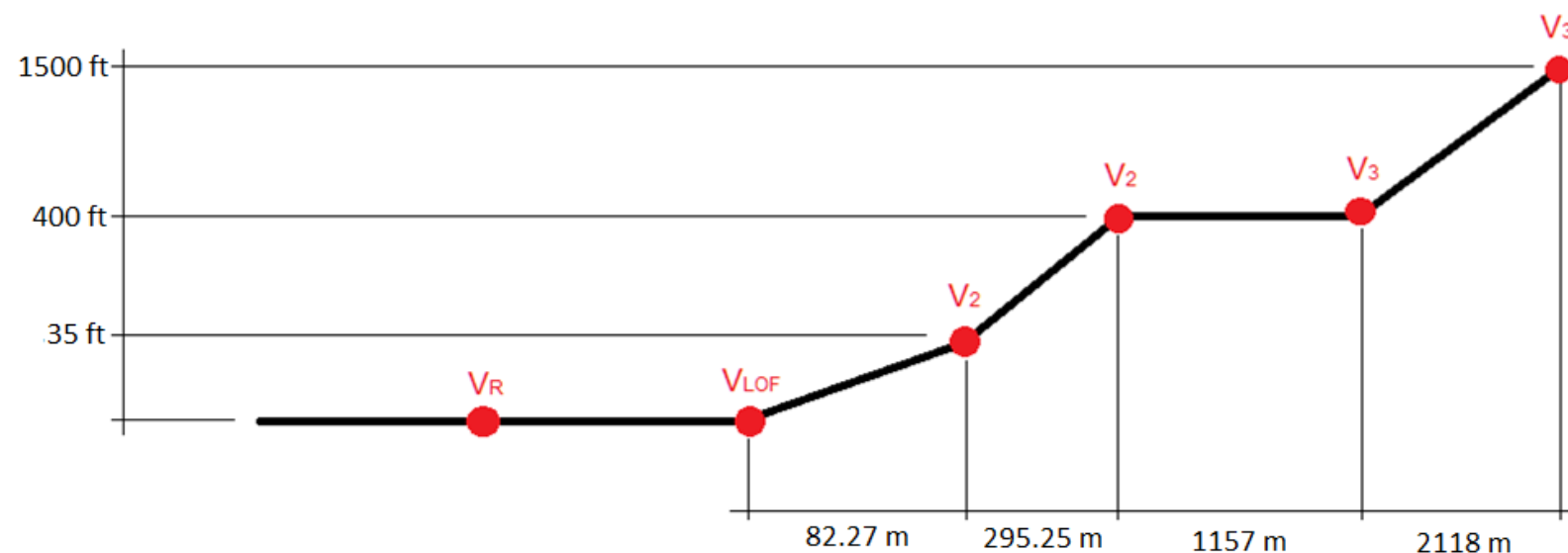
Velocidad de máxima autonomía:  
**102.70 m/s**



ADG

Aircraft Design Group

## Misión de diseño. Fallo de motor durante el despegue. Perfil y resultados



$$\begin{aligned}V_R &= 40.4217 \text{ m/s} \\V_{LOF} &= 44.913 \text{ m/s} \\V_2 &= 48.996 \text{ m/s} \\V_3 &= 86.4625 \text{ m/s}\end{aligned}$$

Consumo de combustible: 4.40 kg  
Distancia total: 3.65 km  
Tiempo empleado: 49.52 s

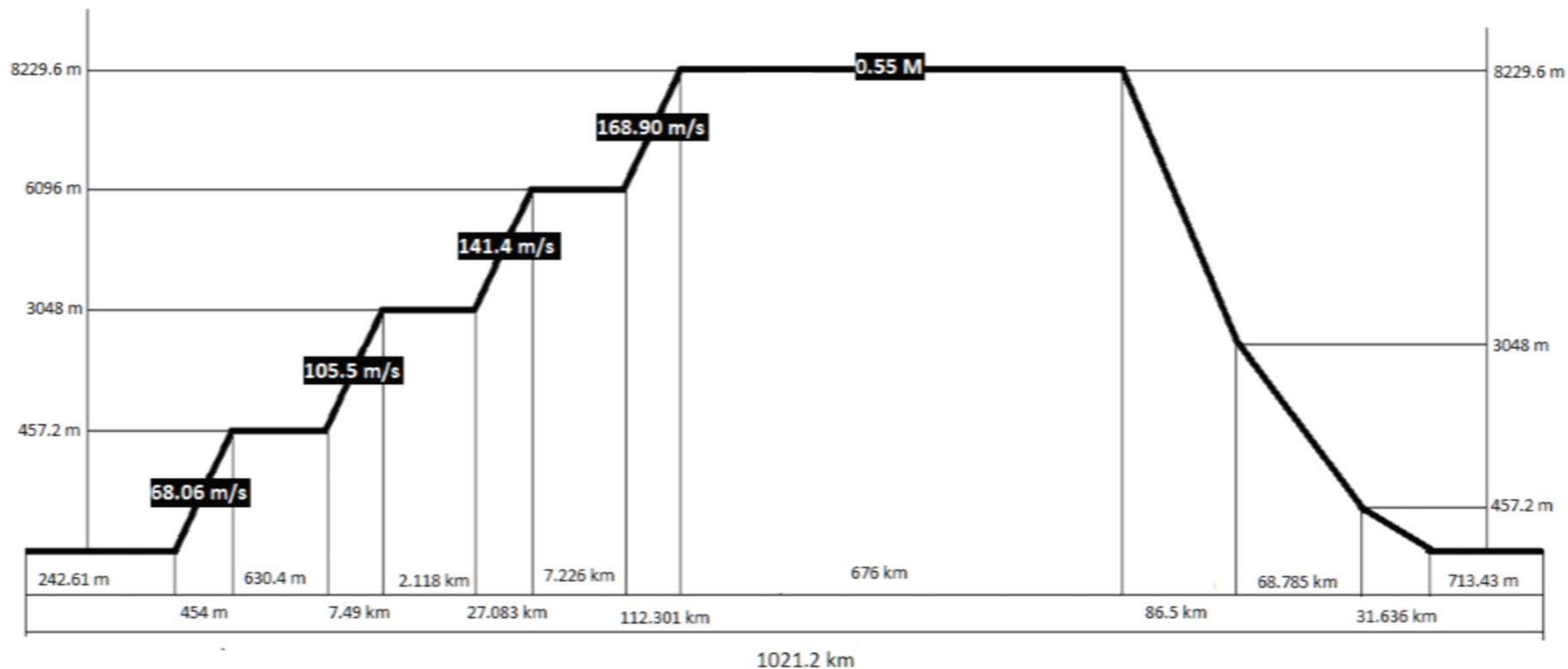
	Seg 1	Seg 2	Seg 3
Misión	12.9%	36.0%	15.7%
Requisito	Positivo	2.4%	1.2%



ADG

Aircraft Design Group

## Misión económica. Perfil de la misión





ADG

Aircraft Design Group

## Misión económica. Resultados

	Normal		High hot
	MTOW- $W_f$	80% MTOW	
Distancia de despegue [m]	242.61	204.86	297.85
Distancia de aterrizaje [m]	713.44	657.09	828.48

**Consumo de combustible:** 625,32 kg

**Distancia total:** 1021.2 km

**Tiempo empleado:** 1.91 h

**CASM:** 220.21 cent. \$

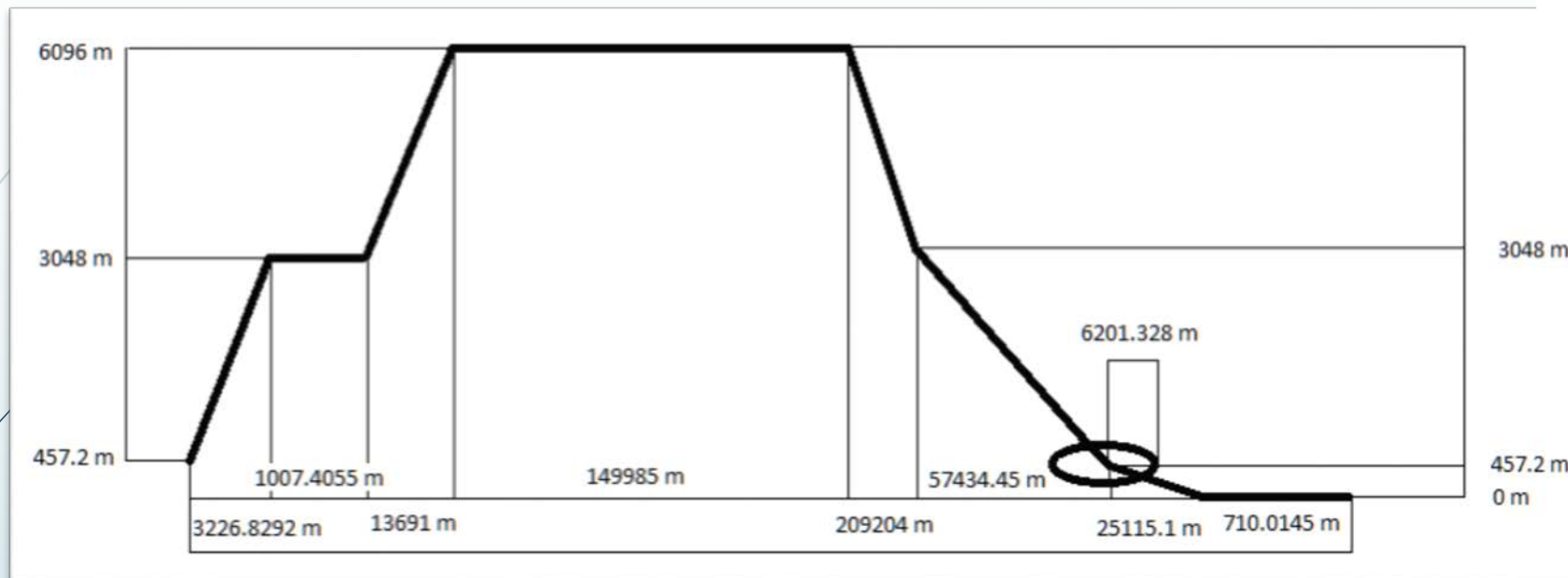
**Alcance máximo:** 2643.10 km

**Autonomía máxima:** 3.92 h



Aircraft Design Group

## Misión económica. Vuelo de reserva



Consumo de combustible: 342.14 kg

Distancia total: 460.39 km

Tiempo empleado: 1.78 h

Holding

- Radio de giro: 6.201 km
- Factor de carga: 1.02

Velocidad de máxima autonomía:

110.67 m/s

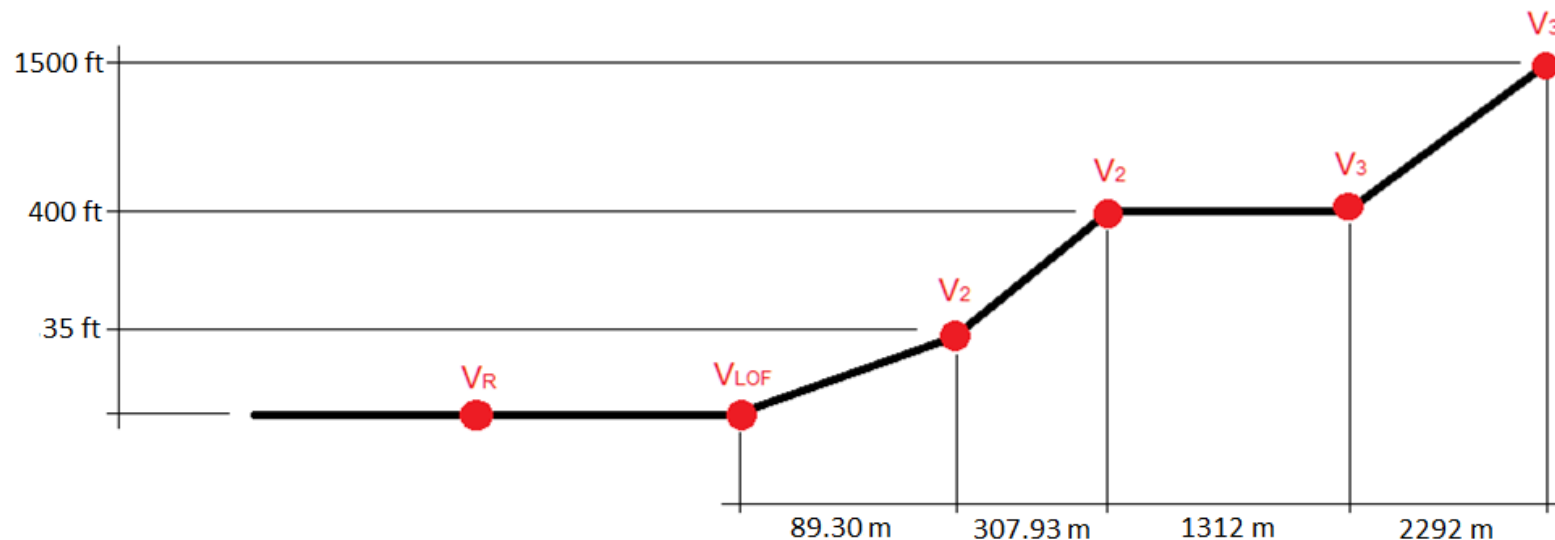




ADG

Aircraft Design Group

## Misión económica. Fallo de motor durante el despegue. Perfil y resultados



$V_R = 41.877 \text{ m/s}$   
 $V_{LOF} = 46.53 \text{ m/s}$   
 $V_2 = 50.76 \text{ m/s}$   
 $V_3 = 89.588 \text{ m/s}$

**Consumo de combustible:** 4.69 kg  
**Distancia total:** 4 km  
**Tiempo empleado:** 52.21 s

	Seg 1	Seg 2	Seg 3
Misión	11.9%	34.7%	14.5%
Requisito	Positivo	2.4%	1.2%

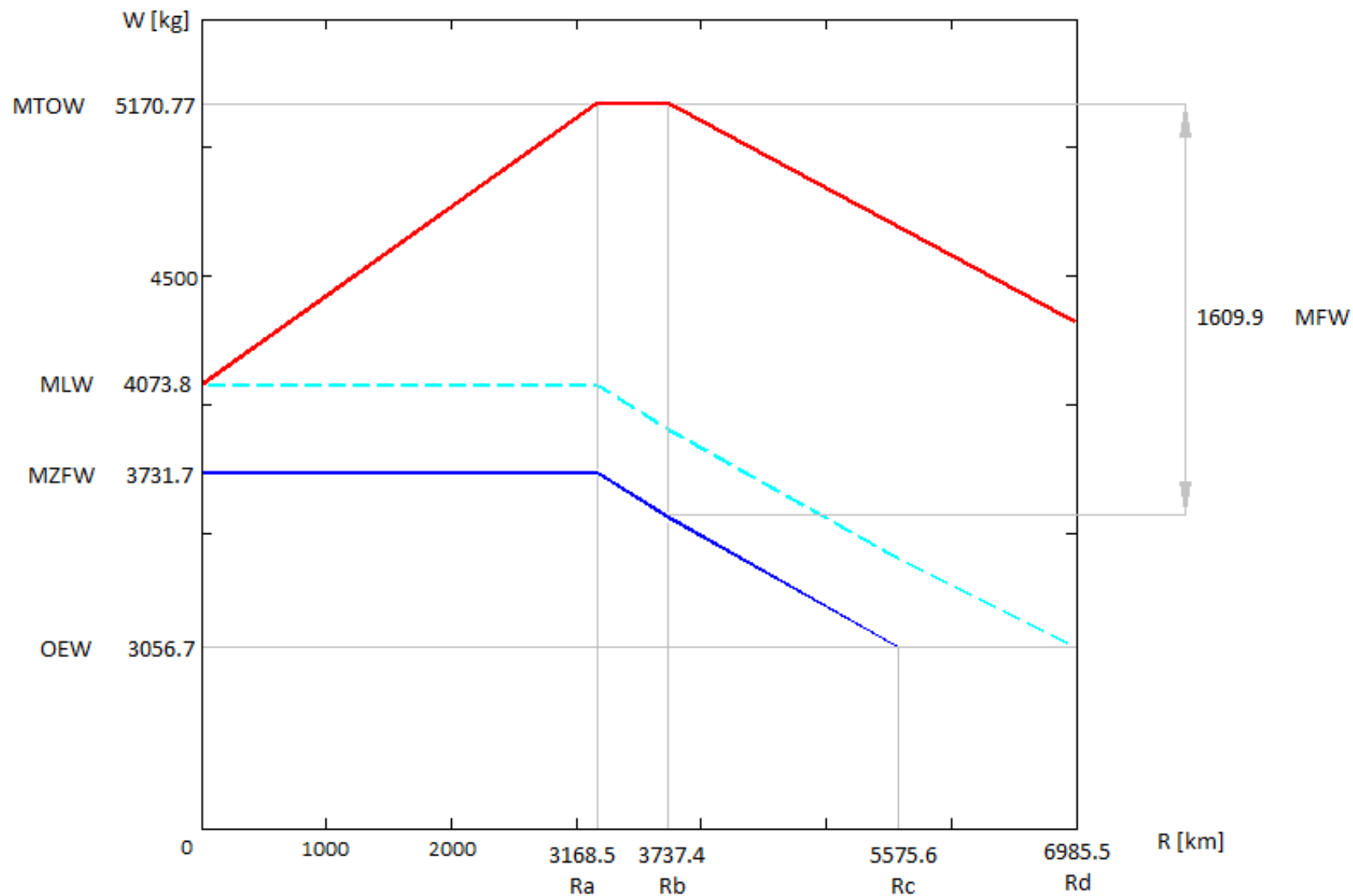


ADG

Aircraft Design Group

# Diagrama Carga de pago - Alcance

Volumen máximo de combustible en las alas:  
 $0.8 V_w$



## Propulsión y actuaciones. Cumplimiento de requisitos

	Misión de diseño		Misión Económica	
	Requisito	Obtenido	Requisito	Obtenido
<b>Dist. Despegue (normal)</b>	1371 m	379.68 m	1371 m	242.61 m
<b>Dist. Despegue (High-Hot)</b>	2438 m	249.05 m	2438 m	297.85 m
<b>Dist. Aterrizaje (normal)</b>	1371 m	733.27 m	1371 m	713.44 m
<b>Dist. Aterrizaje (High-Hot)</b>	2438 m	781.66 m	2438 m	828.48 m
<b>Distancia recorrida</b>	1200 nm	1249.46 nm	500nm	551.40 nm
<b>Velocidad de crucero</b>	M 0.52 – 0.68	M 0.55	M 0.52 – 0.68	M 0.55
<b>Altura de crucero</b>	22000 – 31000 ft	27000 ft	22000 – 31000 ft	27000 ft



ADG

Aircraft Design Group

## Propulsión y actuaciones. Posibles mejoras futuras

- Optimización
  - Posición de palanca
  - Altitud de vuelo
  - Velocidad de crucero
  - Modificación del segmento de subida para reducir el requisito de potencia
  - Acercar el  $C_L$  de vuelo al óptimo

# Conclusión

