

Airvari



AV.410

Grupo 3. Cálculo de Aeronaves 2013/2014.



Airvari

AV.410



Grupo 3. Cálculo de Aeronaves 2013/2014.

Introducción

Objetivo: Diseño de un avión multiplataforma capaz de realizar una amplia gama de operaciones: Salvamento marítimo, guardia costera y seguridad interna, transporte de equipos y personal, vigilancia en información.



Punto de partida

Necesidades del mercado global.



Requisitos de diseño + RFP muy claro y conciso.

Aviones históricos y futuribles del mercado + teoría.



¡Muchas creatividad y muchas ganas de trabajar!



Ala alta



Diáfano, STOL

Interior/Carga



Paketizada (diáfano)

Superficies de cola



Brainstorming

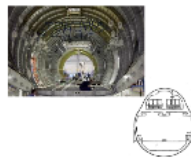
- Modelos hermanos/ referencia.
- Bibliografía recomendada.
- Trabajos años anteriores.
- Apuntes.

Tren de aterrizaje



Carenado en vainas (diáfano)

Fuselaje



Diáfano (ala alta, tren externo...)

Diseño en servilleta



Introducción

Objetivo: Diseño de un avión multiplataforma capaz de realizar una amplia gama de operaciones: Salvamento marítimo, guardia costera y seguridad interna, transporte de equipos y personal, vigilancia en información.



Punto de partida

Necesidades del mercado global.



Requisitos de diseño + RFP muy claro y conciso.

Aviones históricos y futuribles del mercado + teoría.



¡Muchas creatividad y muchas ganas de trabajar!

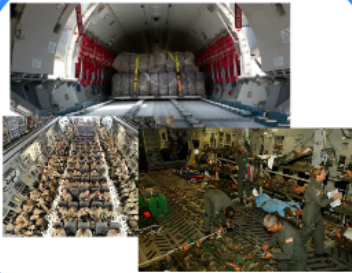


Ala alta



Diáfano, STOL

Interior/Carga



Paletizada (diáfano)

Superficies de cola



Brainstorming

- Modelos hermanos/ referencia.
- Bibliografía recomendada.
- Trabajos años anteriores.
- Apuntes.

Tren de aterrizaje



Carenado en vainas (diáfano)

Fuselaje



Diáfano (ala alta, tren externo...)



Brainstorming

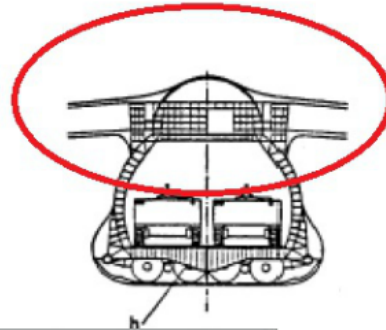
- Modelos hermanos/ referencia.
- Bibliografía recomendada.
- Trabajos años anteriores.
- Apuntes.

rizaje

F

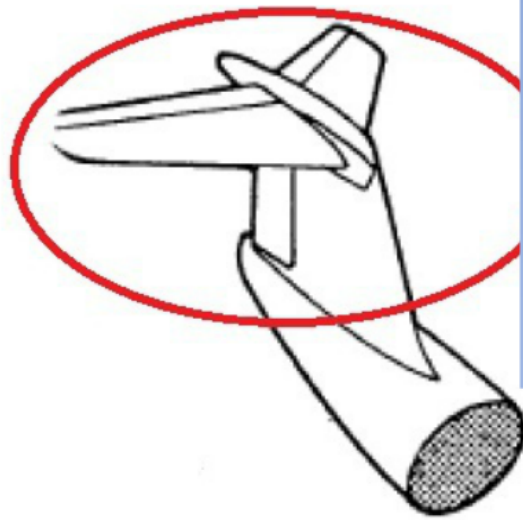


Ala alta

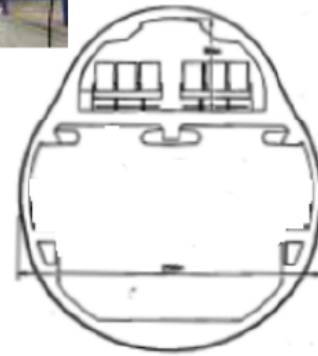


Diáfano, STOL

Superficies de cola



Fuselaje



Diáfano (ala alta,
tren externo...)

- Tra
- Ap

Tren de aterrizaje



Carenado en vainas (diáfano)

Interior/Carga



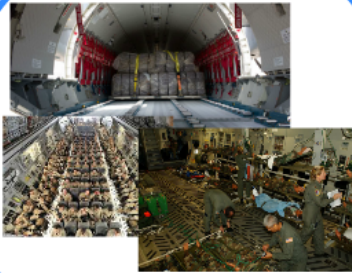
Paletizada (diáfano)

Ala alta



Diáfano, STOL

Interior/Carga



Paletizada (diáfano)

Superficies de cola



Brainstorming

- Modelos hermanos/ referencia.
- Bibliografía recomendada.
- Trabajos años anteriores.
- Apuntes.

Tren de aterrizaje



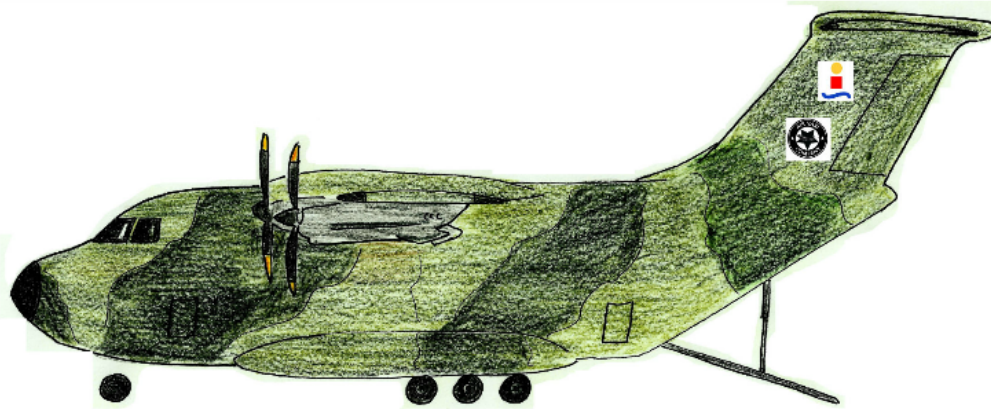
Carenado en vainas (diáfano)

Fuselaje



Diáfano (ala alta, tren externo...)

Diseño en servilleta

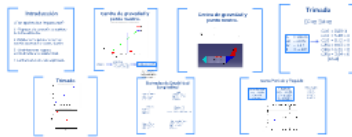


¿Lo conseguiremos?

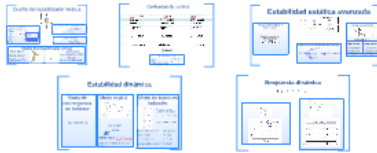


Estabilidad y Control

Estabilidad longitudinal



Estabilidad/Control lateral-direccional

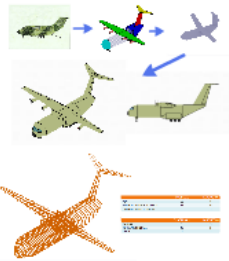


Estructuras

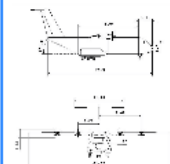


Diseño

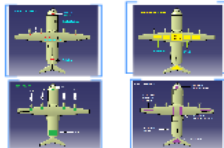
EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



DIMENSIONADO



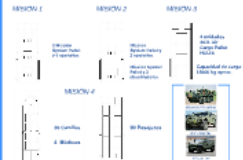
ESQUEMATIZACIÓN DE LOS SISTEMAS



TREN DE ATERRIZAJE



DISTRIBUCIONES MISIONES

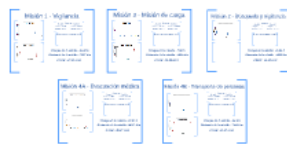
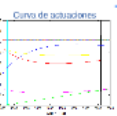


Propulsión

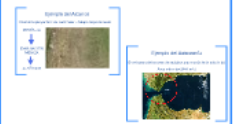
Nuestro motor



Actuaciones



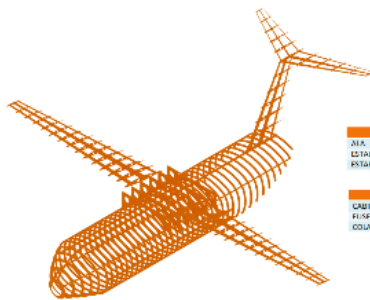
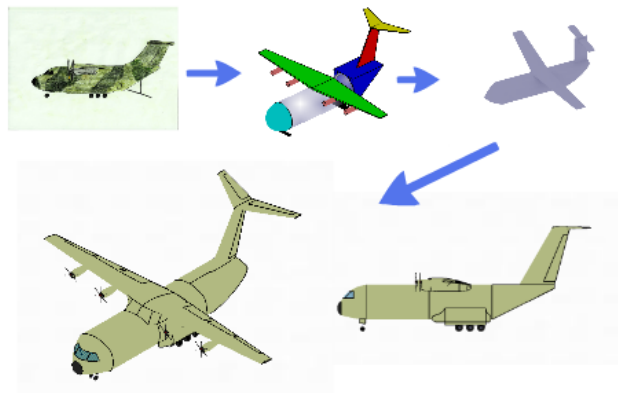
Características especiales



Aerodinámica



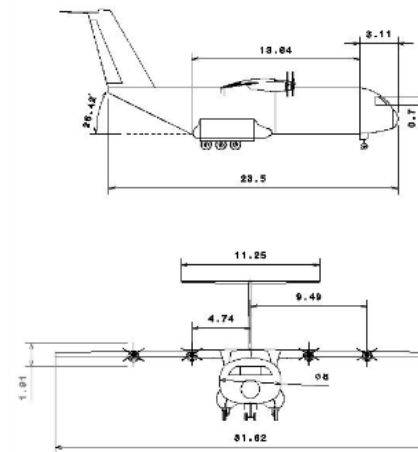
EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



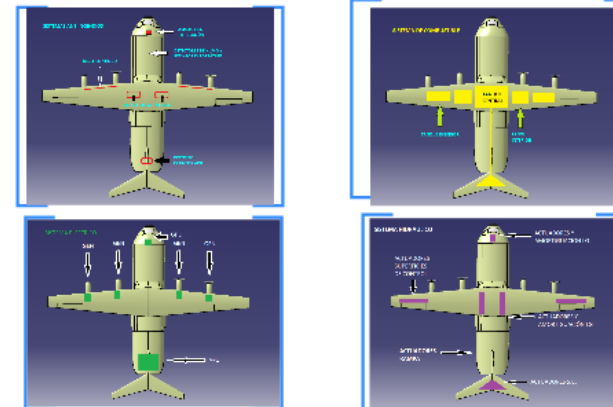
	COSTILLAS	LARGUEZ
ALA	31	6
ESTABILIZADOR HORIZONTAL	11	6
ESTABILIZADOR VERTICAL	7	4

	ESTRUCURAS	LARGUEZ
CABINA	2	9
FUSELAJE CENTRAL	30	5
COLA	11	3

DIMENSIONADO



ESQUEMATIZACIÓN DE LOS SISTEMAS



DISTRIBUCIONES MISIONES

MISIÓN 1



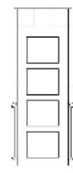
3 Mission System Pallet y 6 operarios

MISIÓN 2



Mission System Pallet y 2 operarios
Mission System Pallet y 2 observadores

MISIÓN 3



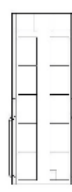
4 unidades 463L Air Cargo Pallet HCU-6

Capacidad de carga: 18000 kg aprox.

MISIÓN 4



36 Camillas
4 Médicos



90 Pasajeros



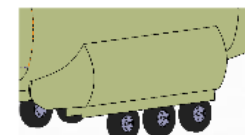
TREN DE ATERRIZAJE



Wheel Base: 12.81 m
Wheel Track: 4.2 m
Altura: 1 m

Tren de morro

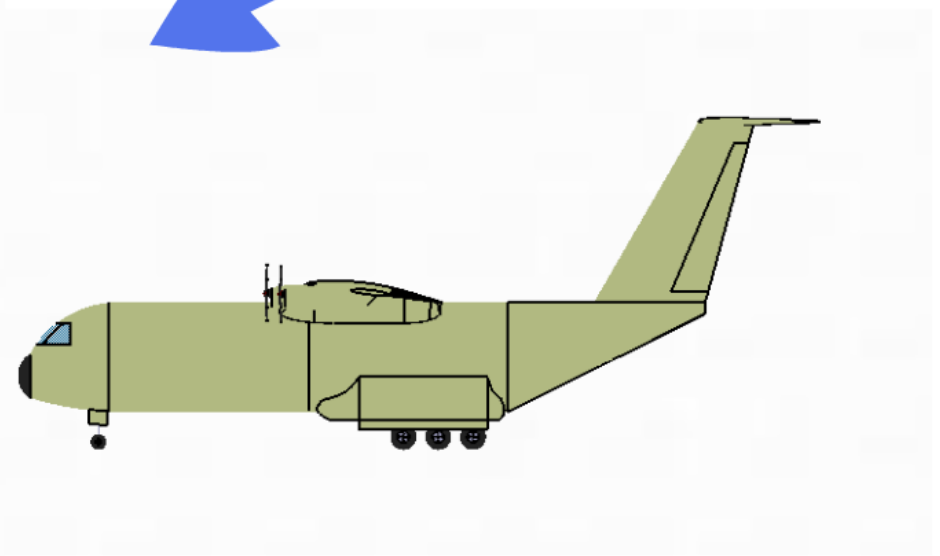
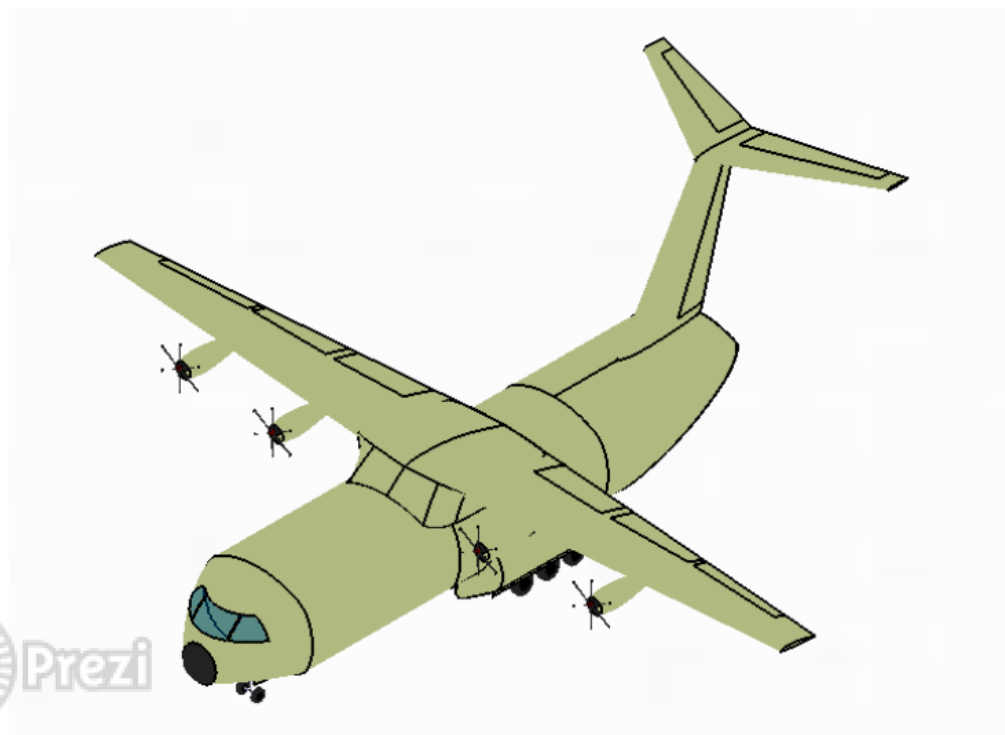
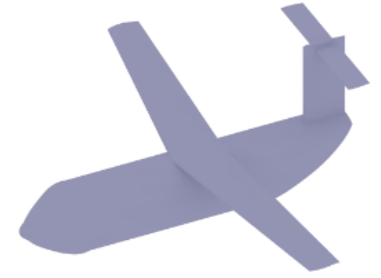
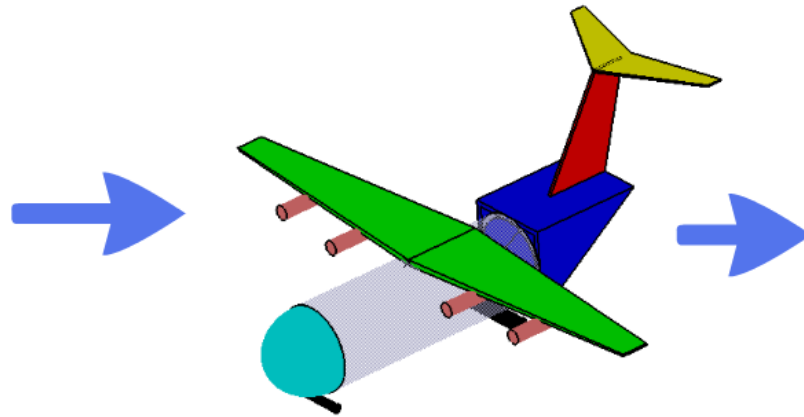
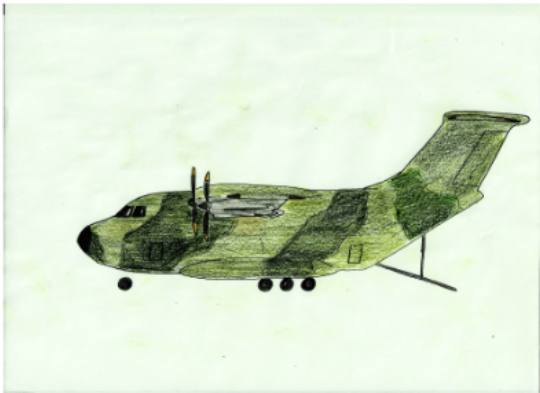
Nº Ruedas: 2
Diámetro: 0.54 m
Ancho: 0.17 m



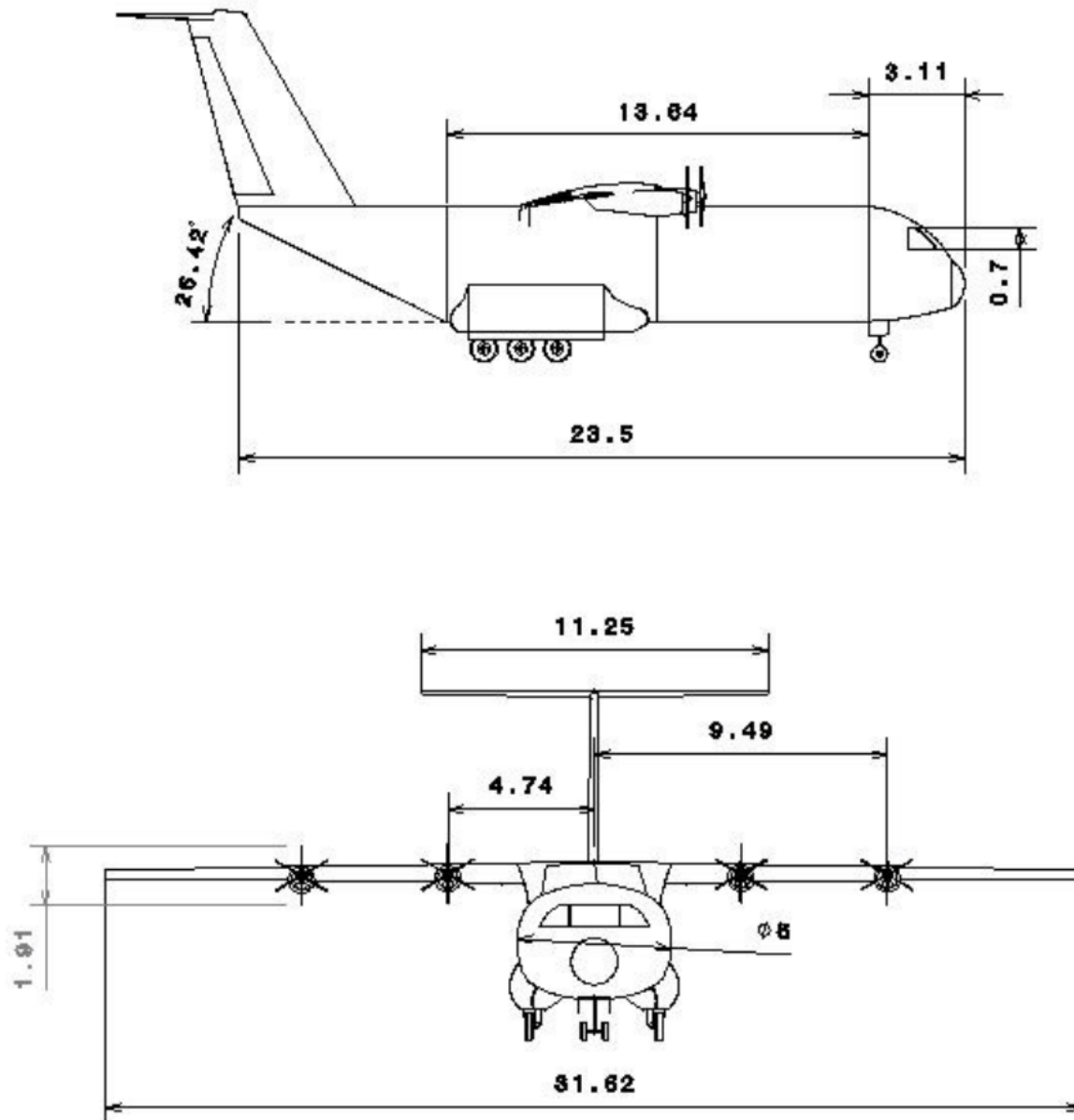
Tren principal

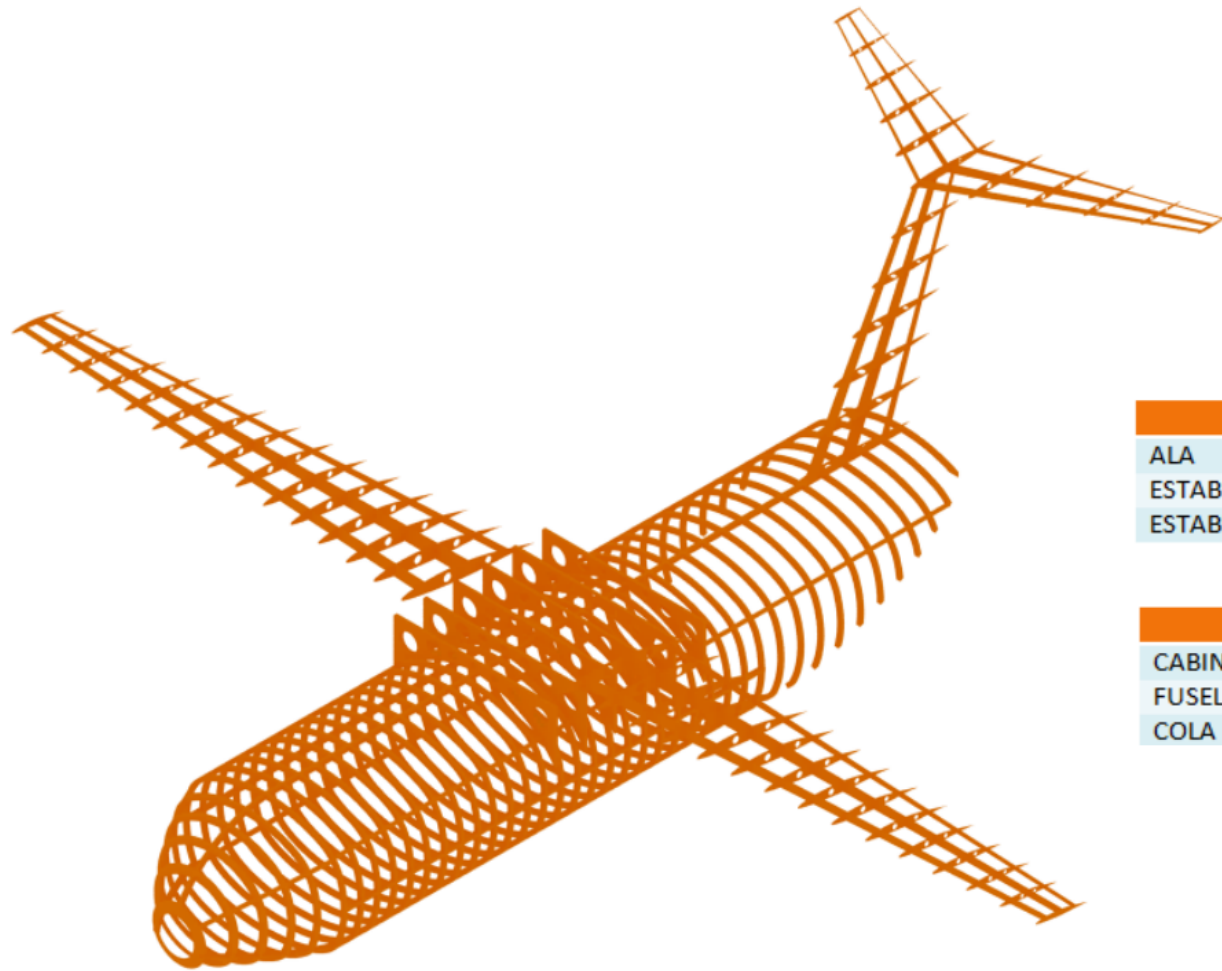
Nº Ruedas: 6
Diámetro: 0.89 m
Ancho: 0.28 m

EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



DIMENSIONADO

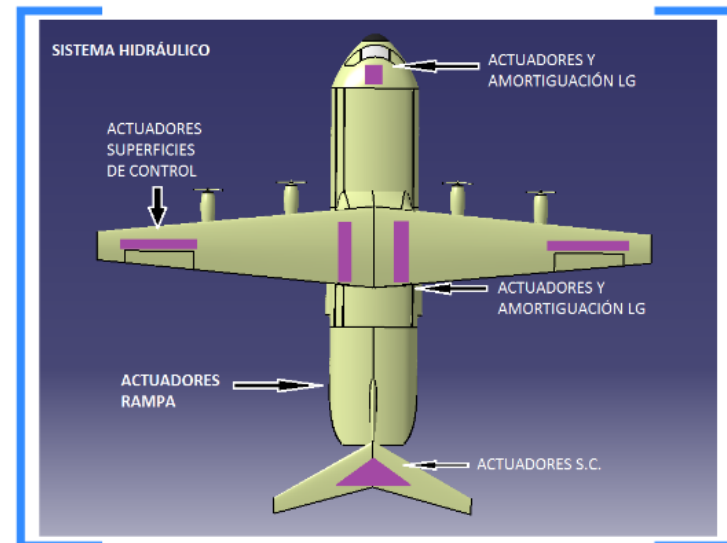
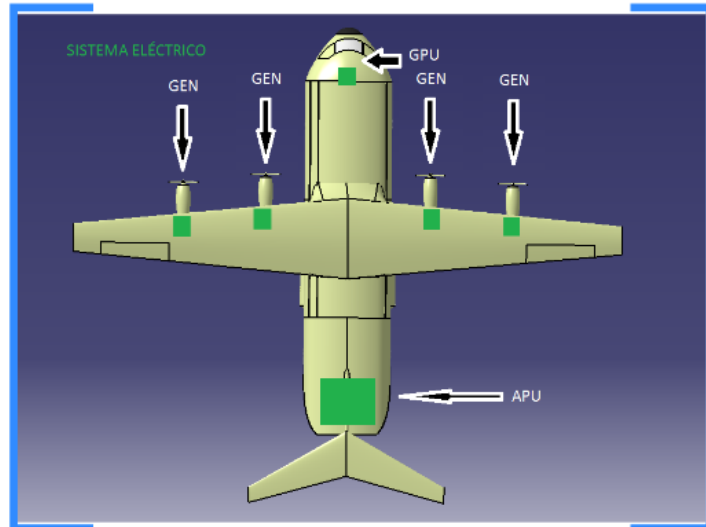
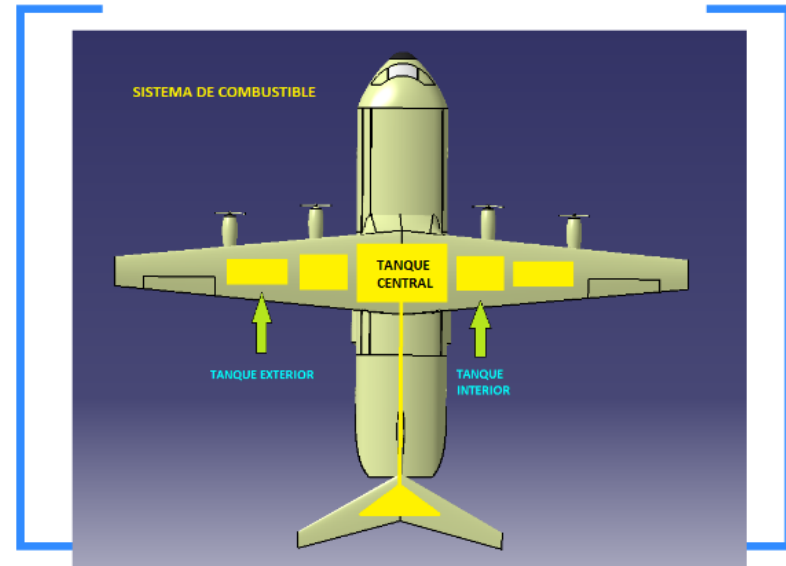
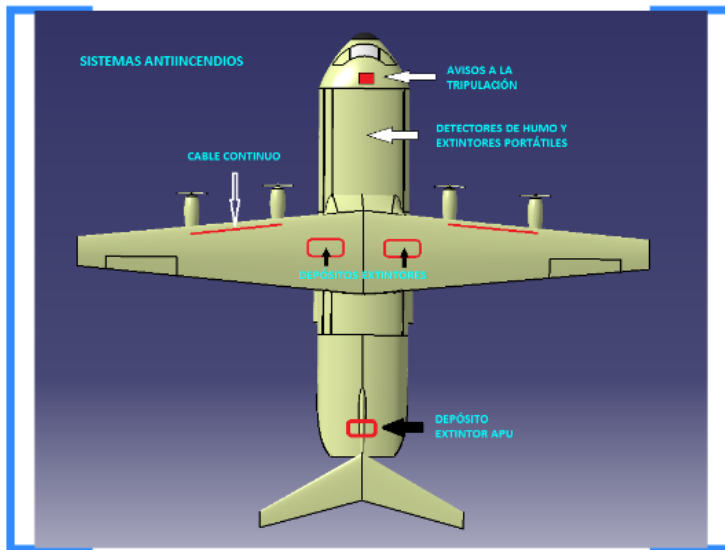




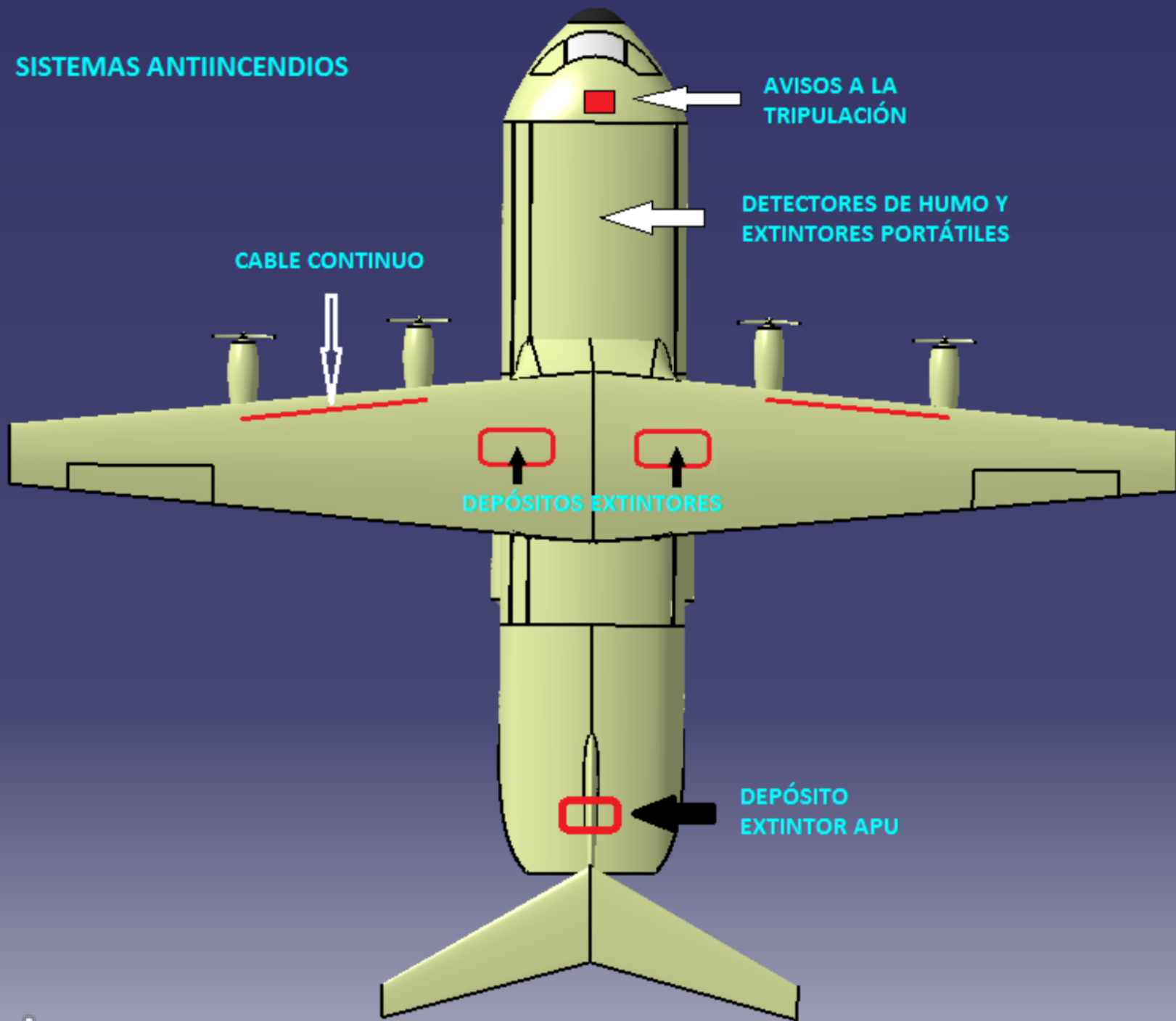
	COSTILLAS	LARGUEROS
ALA	30	6
ESTABILIZADOR HORIZONTAL	11	6
ESTABILIZADOR VERTICAL	7	3

	CUADERNAS	LARGUEROS
CABINA	5	5
FUSELAJE CENTRAL	26	5
COLA	11	3

ESQUEMATIZACIÓN DE LOS SISTEMAS



SISTEMAS ANTIINCENDIOS



AVISOS A LA TRIPULACIÓN

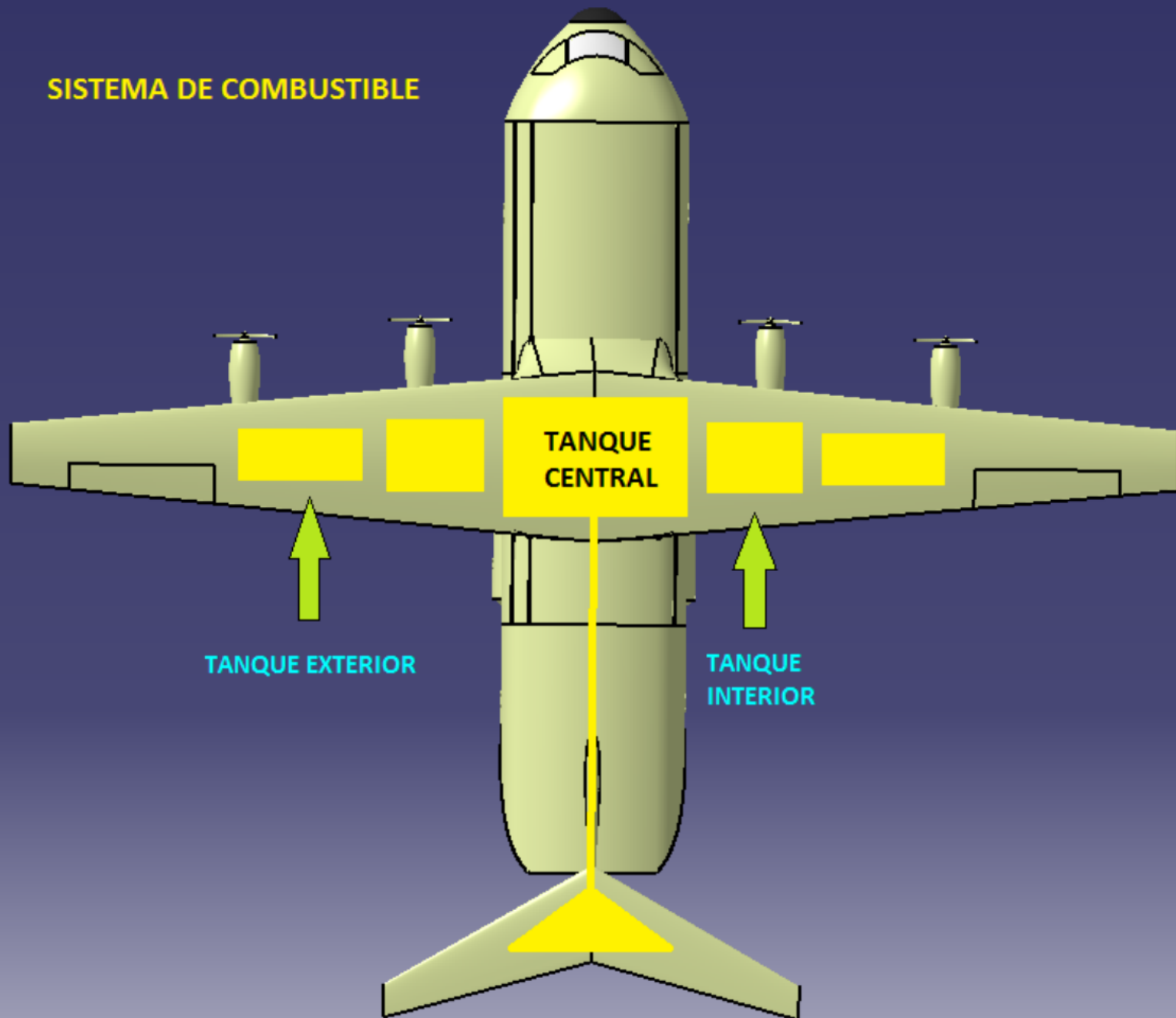
DETECTORES DE HUMO Y EXTINTORES PORTÁTILES

CABLE CONTINUO

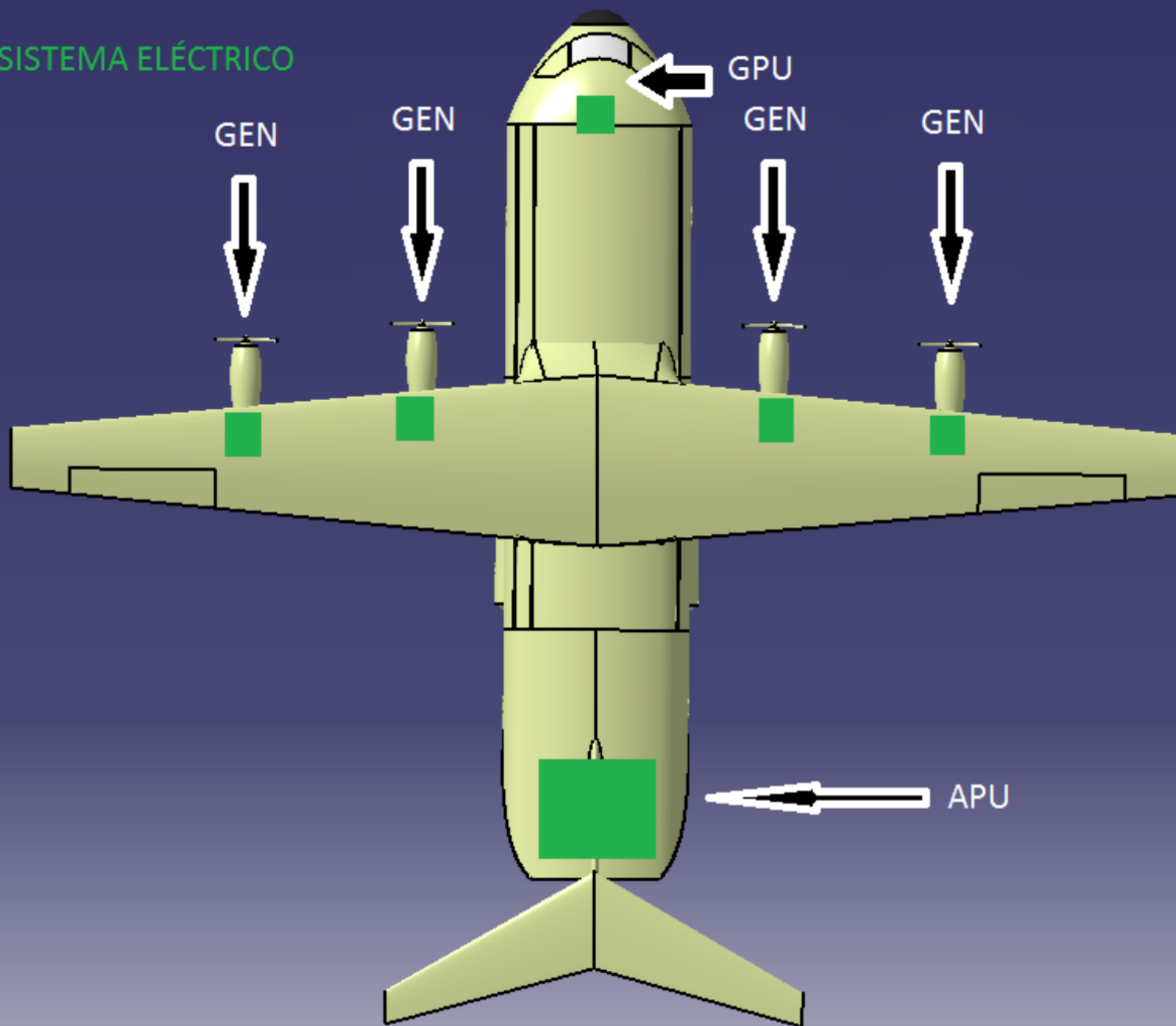
DEPÓSITOS EXTINTORES

DEPÓSITO EXTINTOR APU

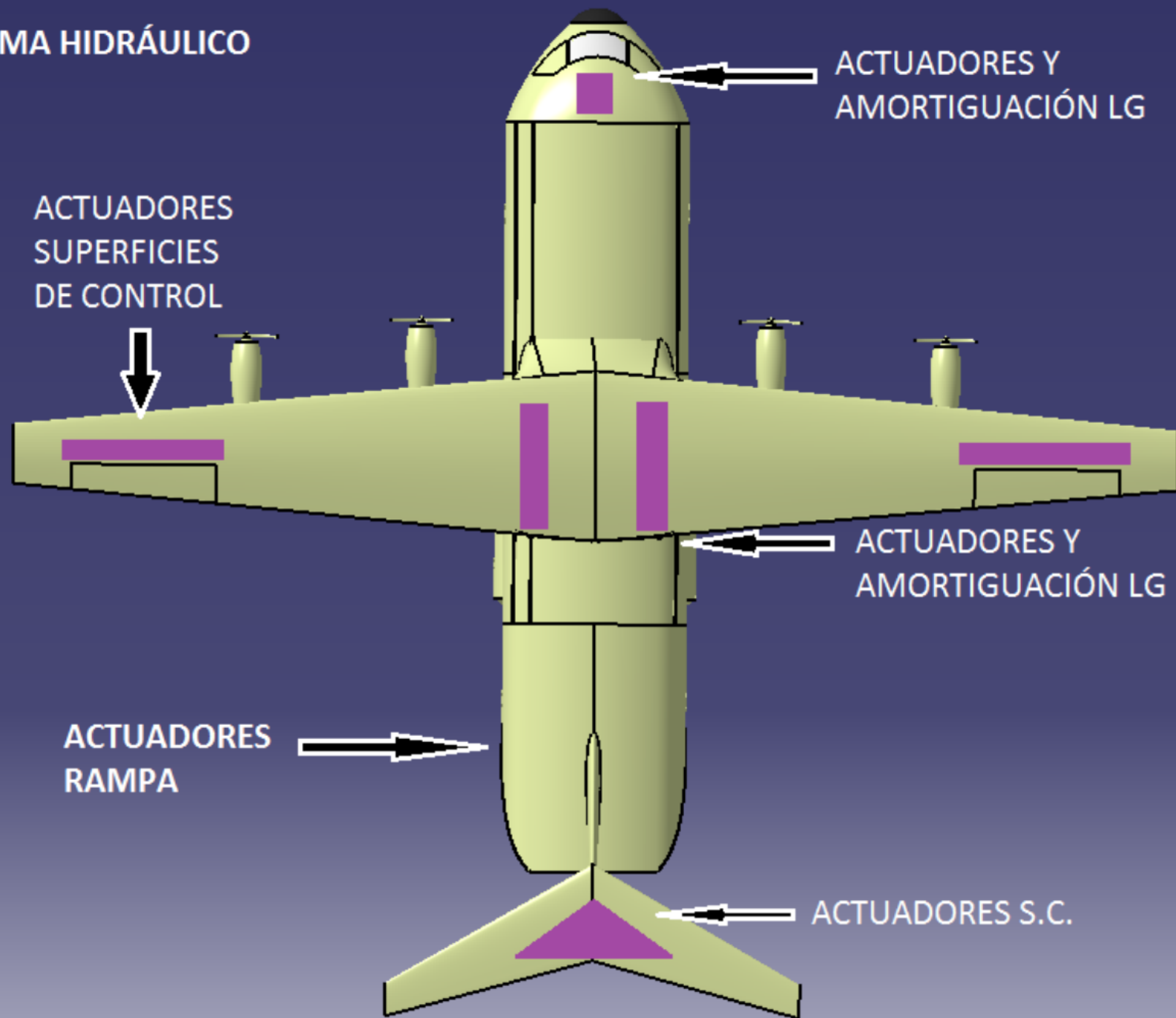
SISTEMA DE COMBUSTIBLE



SISTEMA ELÉCTRICO

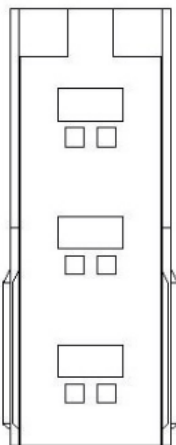


SISTEMA HIDRÁULICO



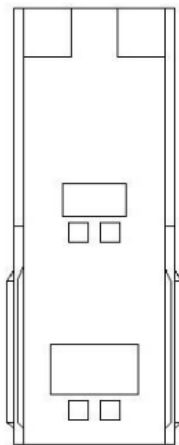
DISTRIBUCIONES MISIONES

MISIÓN 1



3 Mission System Pallet y 6 operarios

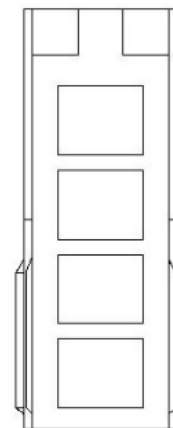
MISIÓN 2



Mission System Pallet y 2 operarios

Mission System Pallet y 2 observadores

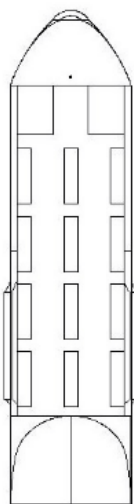
MISIÓN 3



4 unidades 463L Air Cargo Pallet HCU-6

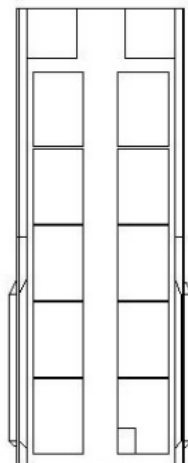
Capacidad de carga: 18000 kg aprox.

MISIÓN 4



36 Camillas

4 Médicos



90 Pasajeros



MOWAG PIRANHA



URO VANTAC



IVECO LMV

ajeros



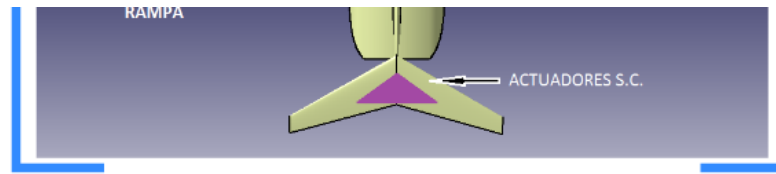
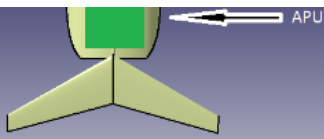
MOWAG PIRANHA



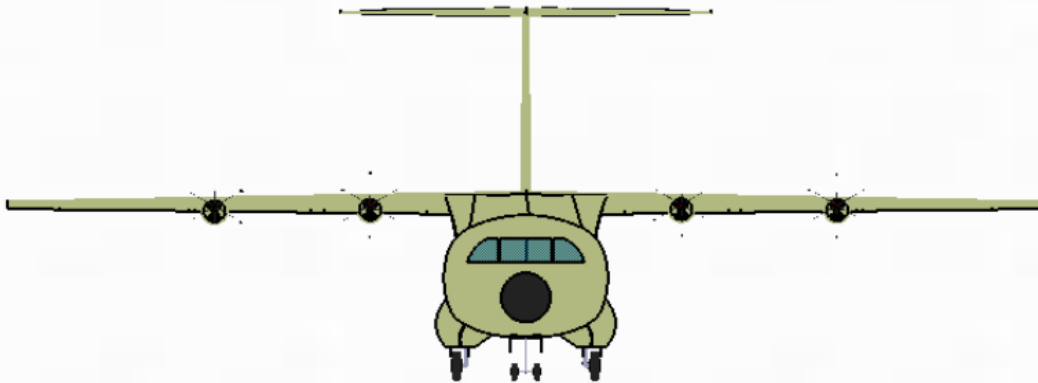
URO VANTAC



IVECO LMV



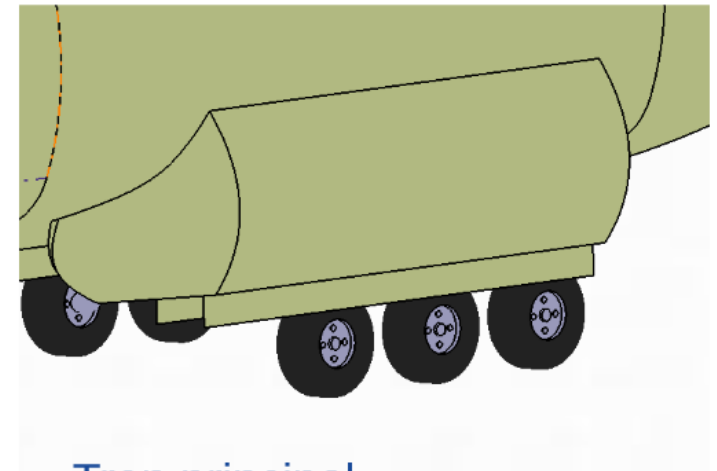
TREN DE ATERRIZAJE



Wheel Base: 12.81 m
Wheel Track: 4.2 m
Altura: 1 m

Tren de morro

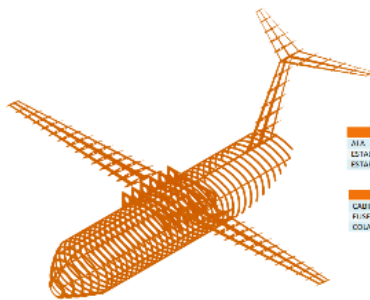
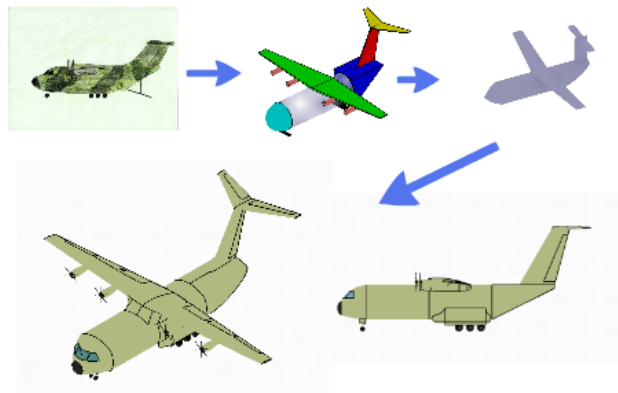
Nº Ruedas: 2
Diámetro: 0.54 m
Ancho: 0.17 m



Tren principal

Nº Ruedas: 6
Diámetro: 0.89 m
Ancho: 0.28 m

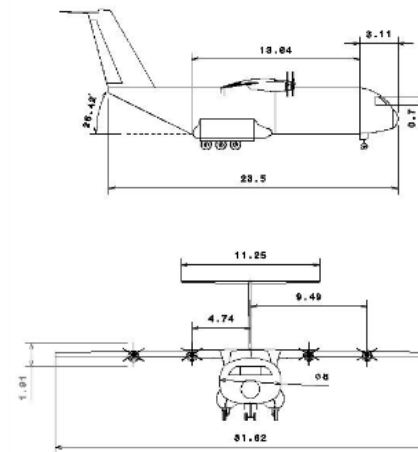
EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



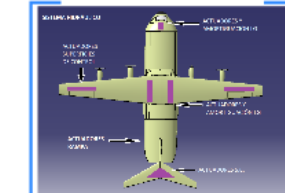
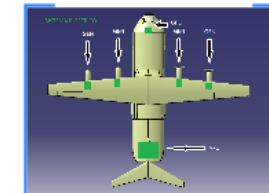
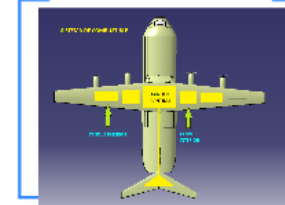
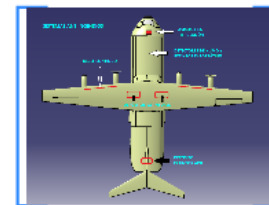
	COSTILLAS	LARGUEZ
ALA	31	6
ESTABILIZADOR HORIZONTAL	11	6
ESTABILIZADOR VERTICAL	7	4

	ESTRUCURAS	LARGUEZ
CABINA	2	9
FUSELAJE CENTRAL	30	5
COLA	11	3

DIMENSIONADO

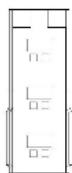


ESQUEMATIZACIÓN DE LOS SISTEMAS



DISTRIBUCIONES MISIONES

MISIÓN 1



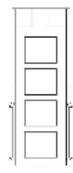
3 Mission System Pallet y 6 operarios

MISIÓN 2



Mission System Pallet y 2 operarios
Mission System Pallet y 2 observadores

MISIÓN 3



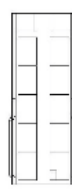
4 unidades 463L Air Cargo Pallet HCU-6

Capacidad de carga: 18000 kg aprox.

MISIÓN 4



36 Camillas
4 Médicos



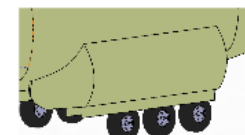
90 Pasajeros



TREN DE ATERRIZAJE



Wheel Base: 12.81 m
Wheel Track: 4.2 m
Altura: 1 m



Tren de morro
Nº Ruedas: 2
Diámetro: 0.54 m
Ancho: 0.17 m

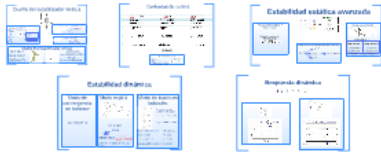
Tren principal
Nº Ruedas: 6
Diámetro: 0.89 m
Ancho: 0.28 m

Estabilidad y Control

Estabilidad longitudinal



Estabilidad/Control lateral-direccional

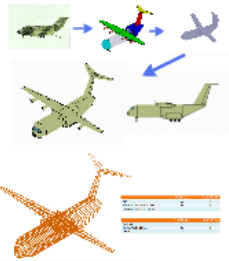


Estructuras

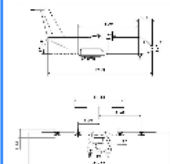


Diseño

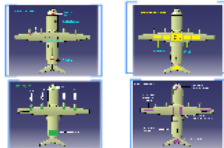
EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



DIMENSIONADO



ESQUEMATIZACIÓN DE LOS SISTEMAS



DISTRIBUCIONES MISIONES



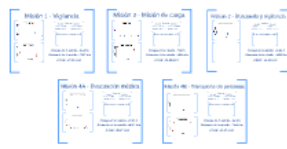
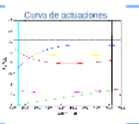
TREN DE ATERRIZAJE



Propulsión



Actuaciones



Aerodinámica



Aerodinámica

Introducción

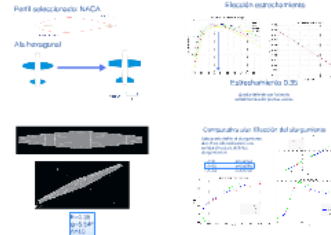
Objetivos básicos del departamento:

- Selección de perfiles (2D).
- Selección planta alar (3D).
- Diseño cola.
- Disp. hipersustentadores.
- Resistencias aerodinámicas.

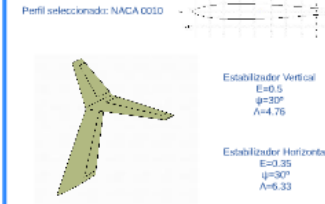
Relaciones críticas a través de ingeniería concurrente:

- Estabilidad y control. (Parámetros alares...)
- Estructuras. (superficie alar...)
- Actuaciones y propulsión. (CL necesarios...)
- Diseño.

Selección de planta alar



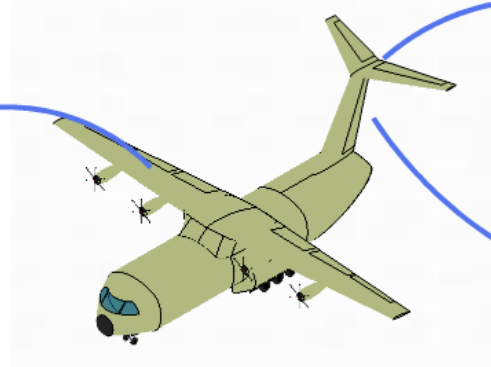
Estabilizador



Aerodinámica integrada

S = 100 m²

$$\begin{aligned} b &= 31,62 \text{ m} \\ c_r &= 4,69 \text{ m} \\ c_t &= 1,64 \text{ m} \end{aligned}$$



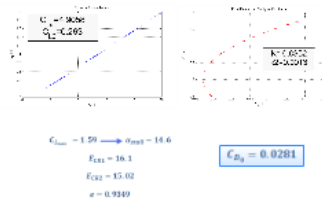
S = 20 m²

$$\begin{aligned} b &= 11,25 \text{ m} \\ c_r &= 2,63 \text{ m} \\ c_t &= 0,92 \text{ m} \end{aligned}$$

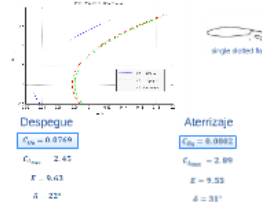
S = 18 m²



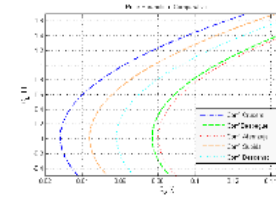
Configuración limpia



Configuraciones sucias



Configuraciones sucias



Introducción

Objetivos básicos del departamento:

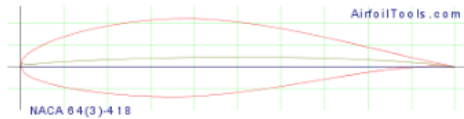
- Selección de perfiles (2D).
- Selección planta alar (3D).
- Diseño cola.
- Disp. hipersustentadores.
- Resistencias aerodnámicas.

Relaciones críticas a través de ingeniería concurrente:

- Estabilidad y control. (Parámetros alares...)
- Estructuras. (superficie alar...)
- Actuaciones y propulsión. (CL necesarios...)
- Diseño.

Selección de planta alar

Perfil seleccionado: NACA

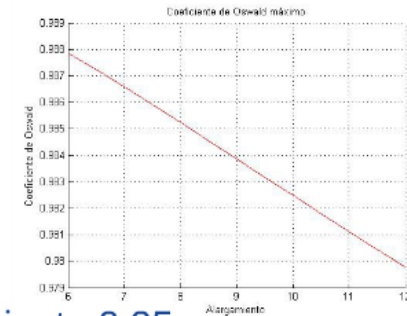
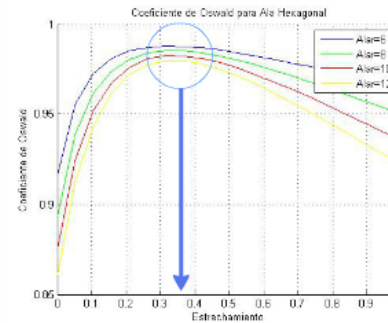


Ala hexagonal



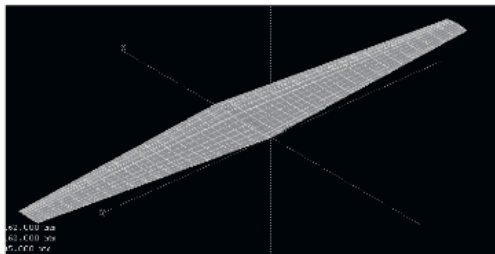
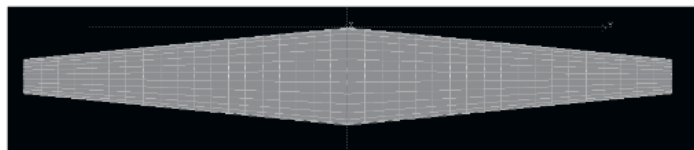
$$\tan \psi = \frac{c_r - c_t}{b}$$

Elección estrechamiento



Estrechamiento 0.35

Queda definido por la teoría aerodinámica de plantas alares

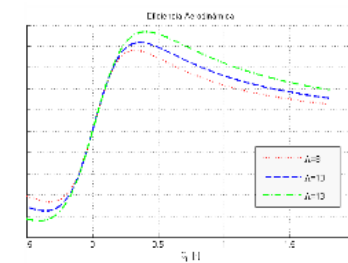
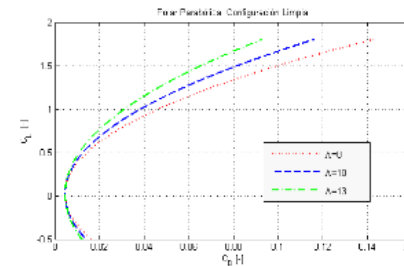
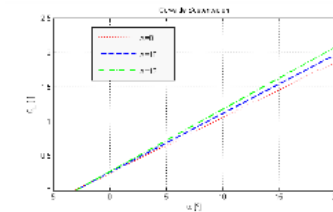


E=0.35
 $\psi=5.54^\circ$
 $\Lambda=10$

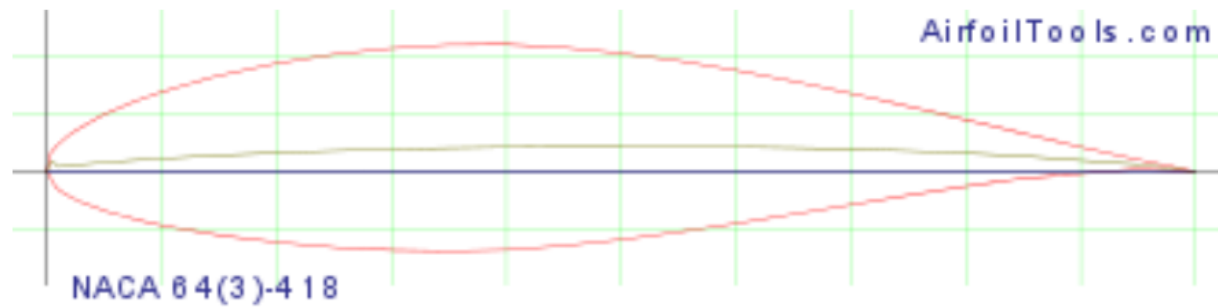
Comparativa alar. Elección del alargamiento

Solo queda definir el alargamiento alar. Para ello realizamos una comparativa para distintos alargamientos:

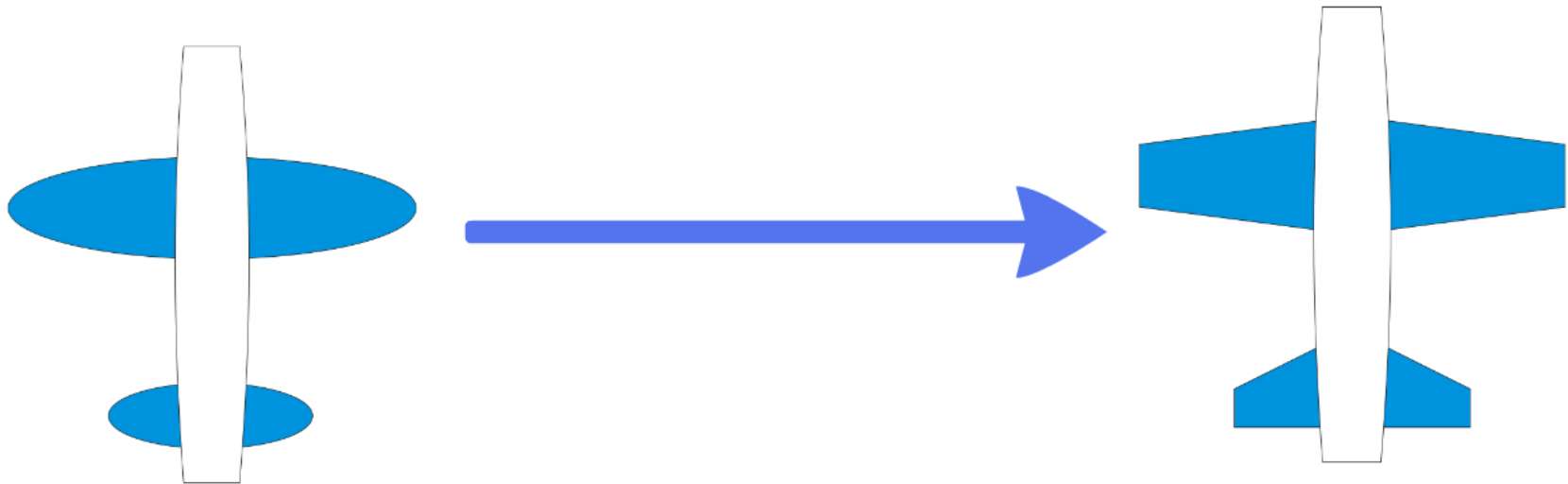
- $\Lambda=8$ e=0.9764
- $\Lambda=10$ e=0.9349
- $\Lambda=13$ e=0.8758



Perfil seleccionado: NACA

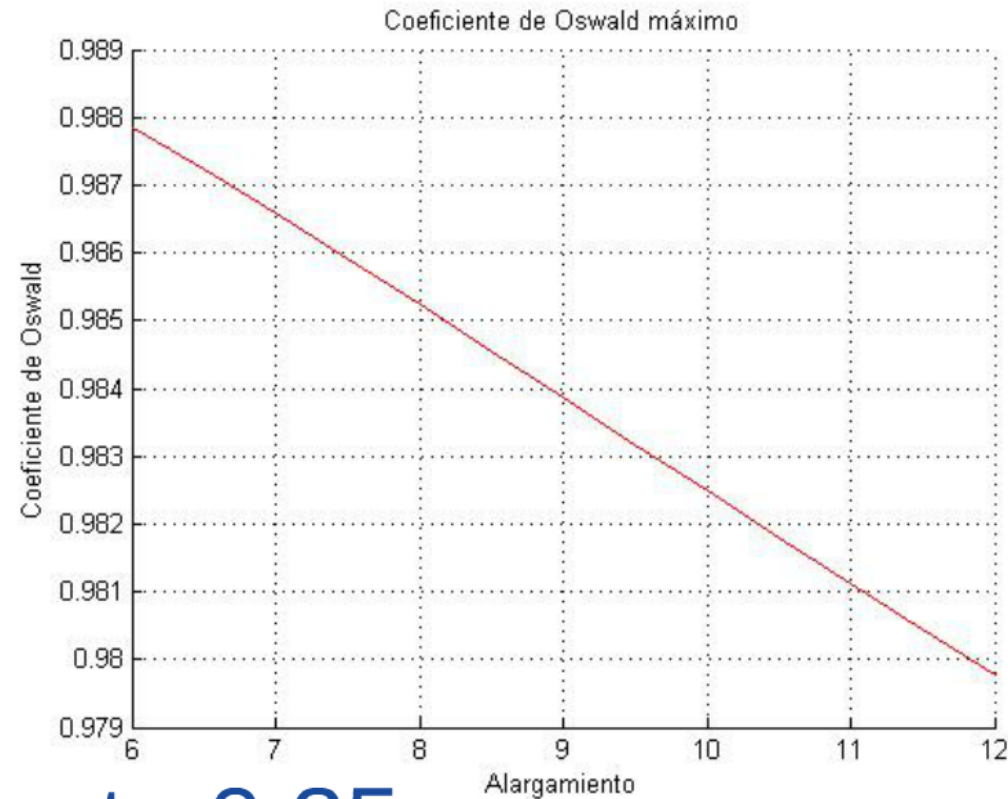
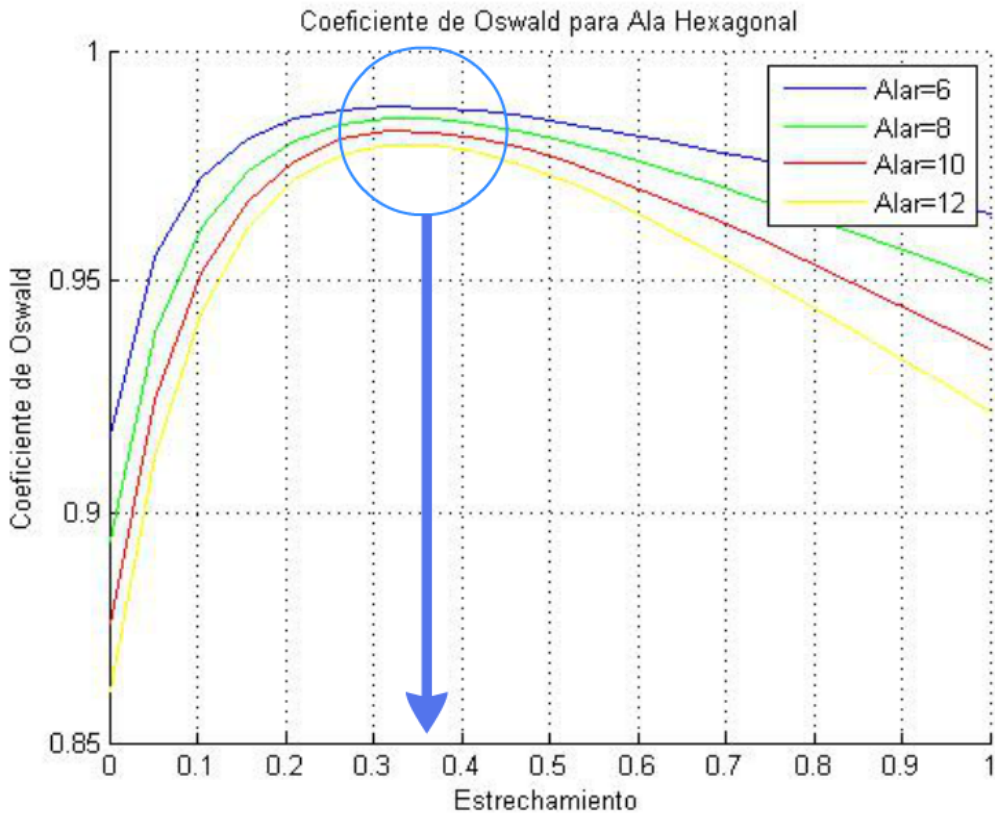


Ala hexagonal



$$\tan \psi = \frac{c_r - c_t}{b}$$

Elección estrechamiento



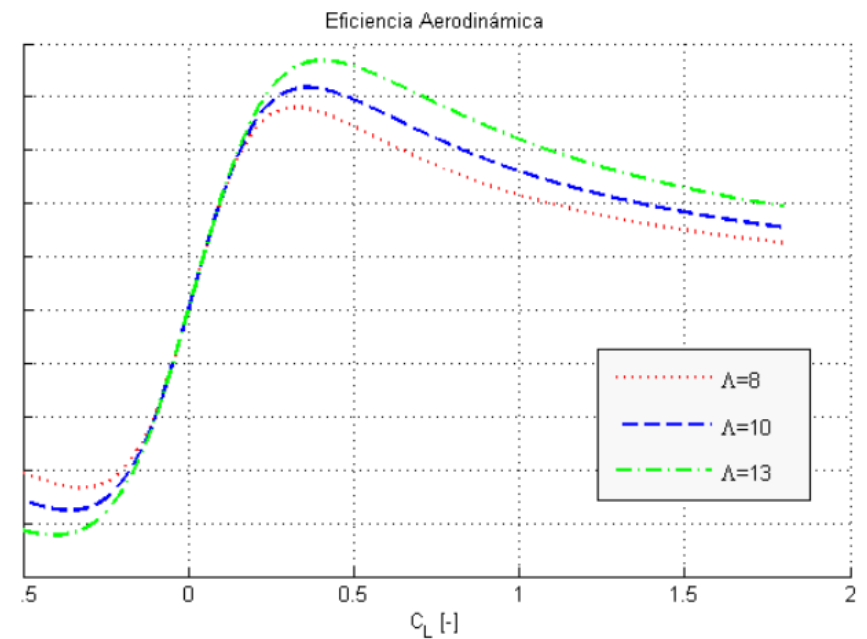
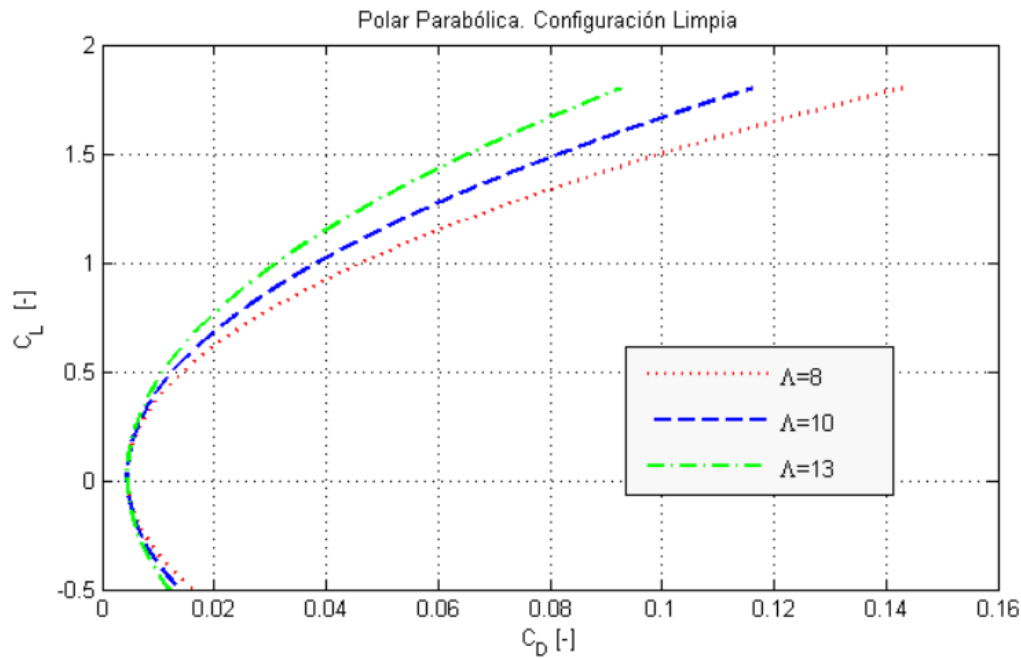
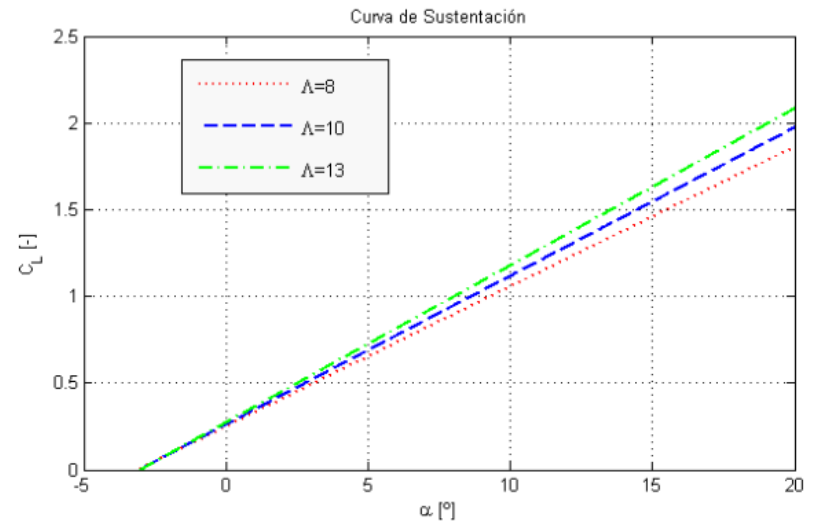
Estrechamiento 0.35

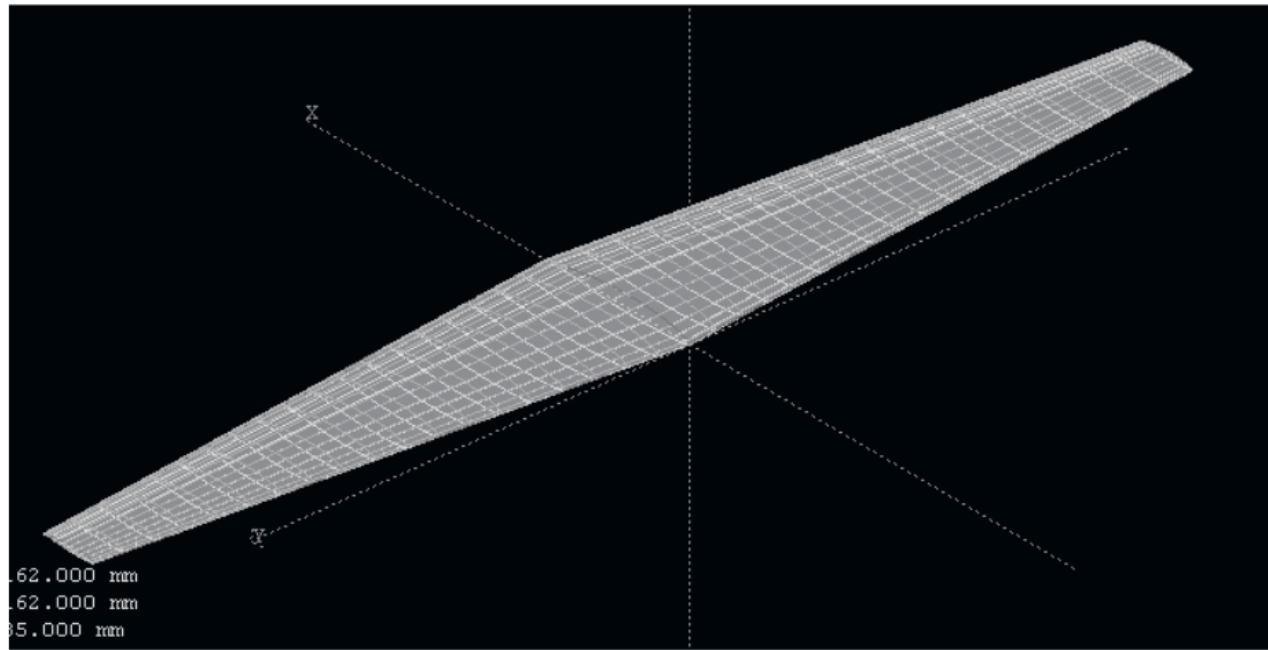
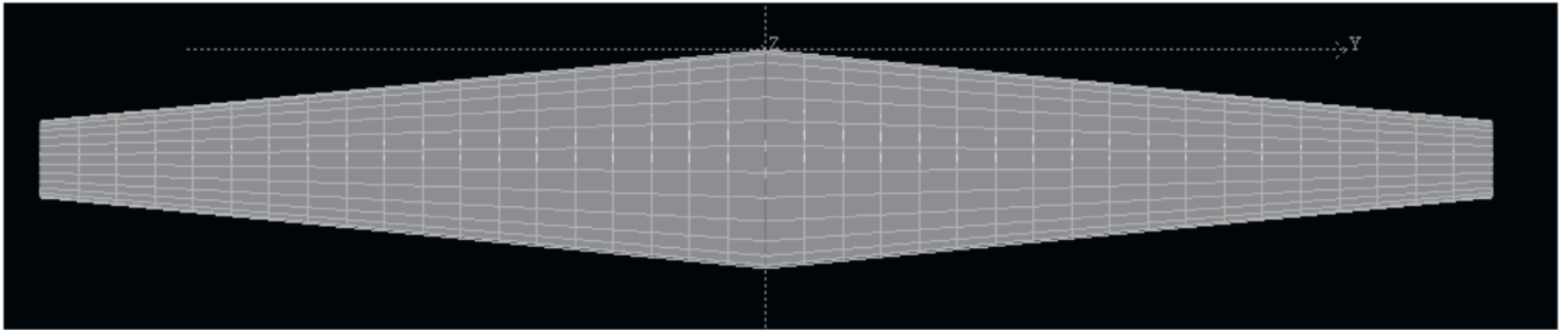
Queda definido por la teoría aerodinámica de plantas alares

Comparativa alar. Elección del alargamiento

Solo queda definir el alargamiento alar. Para ello realizamos una comparativa para distintos alargamientos:

- $\Lambda=8$ $e=0.9764$
- $\Lambda=10$ $e=0.9349$
- $\Lambda=13$ $e=0.8758$

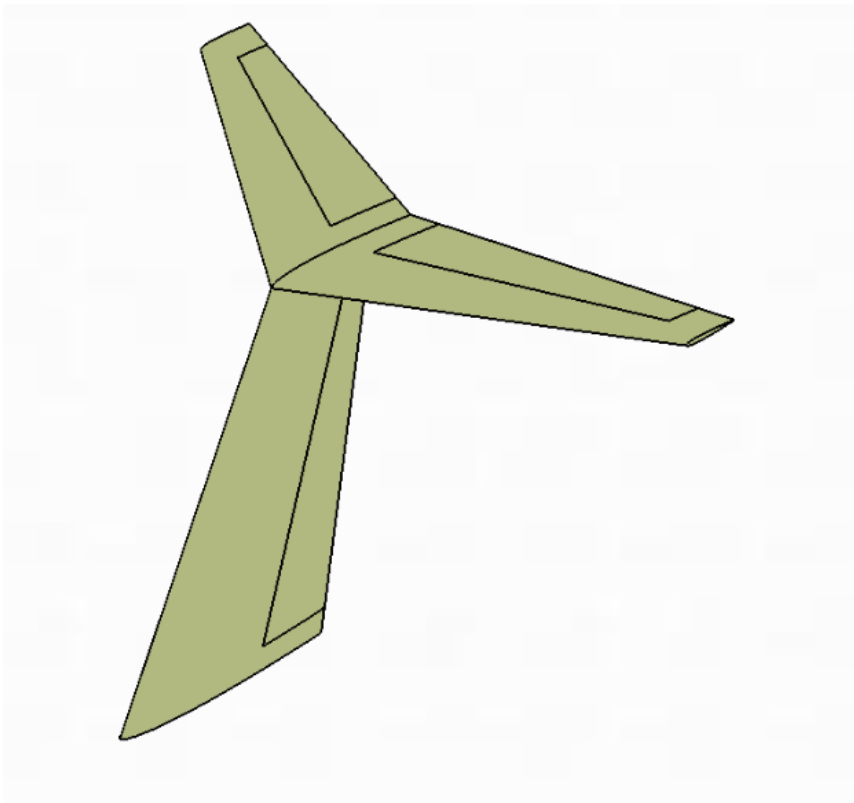
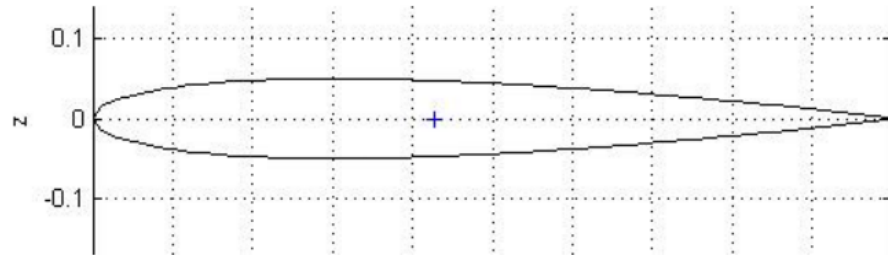




$E=0.35$
 $\psi=5.54^\circ$
 $\Lambda=10$

Estabilizador

Perfil seleccionado: NACA 0010



Estabilizador Vertical

$$E=0.5$$

$$\psi=30^\circ$$

$$\Lambda=4.76$$

Estabilizador Horizontal

$$E=0.35$$

$$\psi=30^\circ$$

$$\Lambda=6.33$$

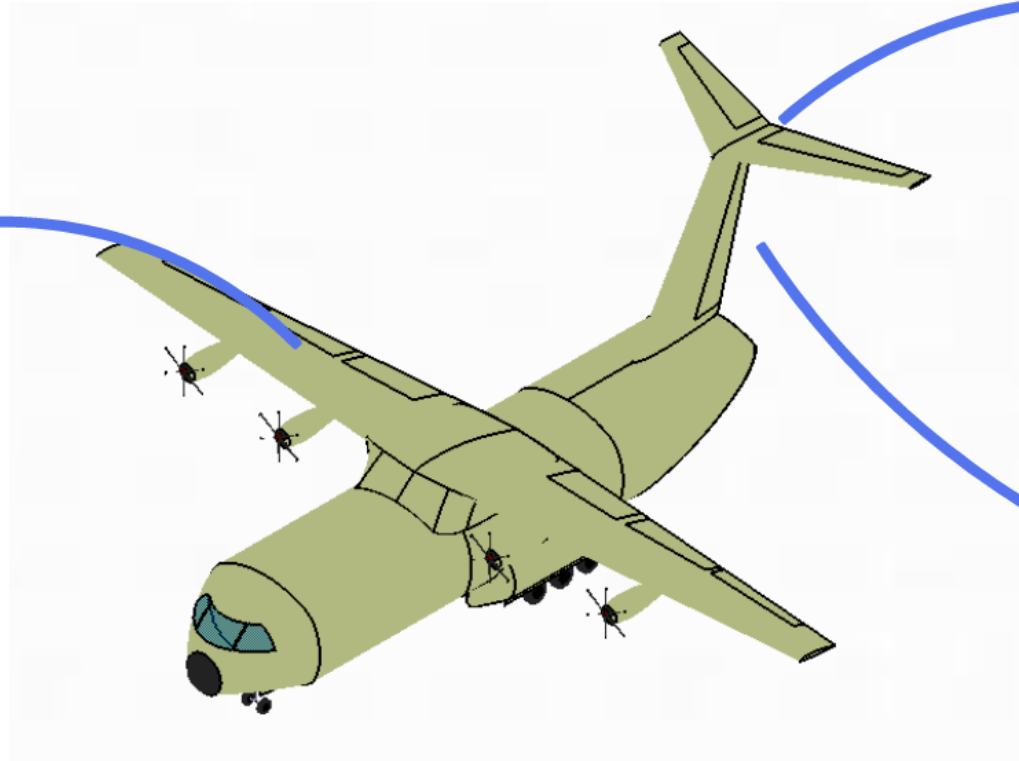
Aerodinámica integrada

$$S = 100 \text{ m}^2$$

$$b = 31,62 \text{ m}$$

$$c_r = 4,69 \text{ m}$$

$$c_t = 1,64 \text{ m}$$



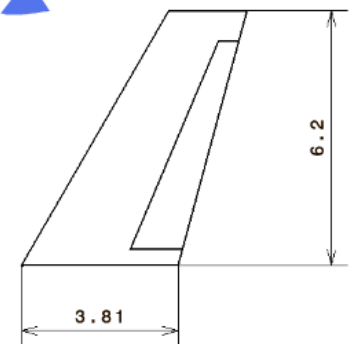
$$S = 20 \text{ m}^2$$

$$b = 11,25 \text{ m}$$

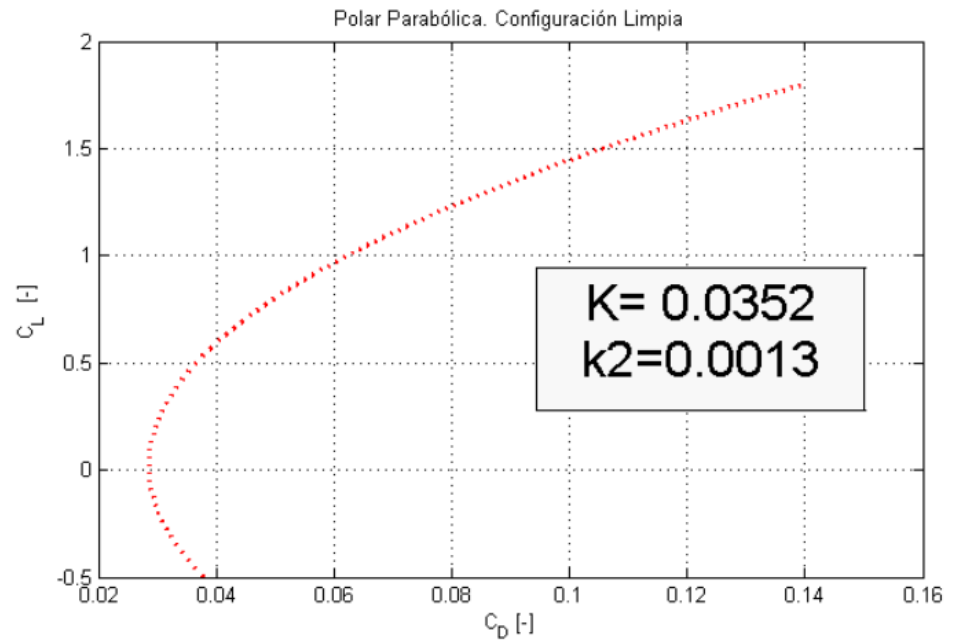
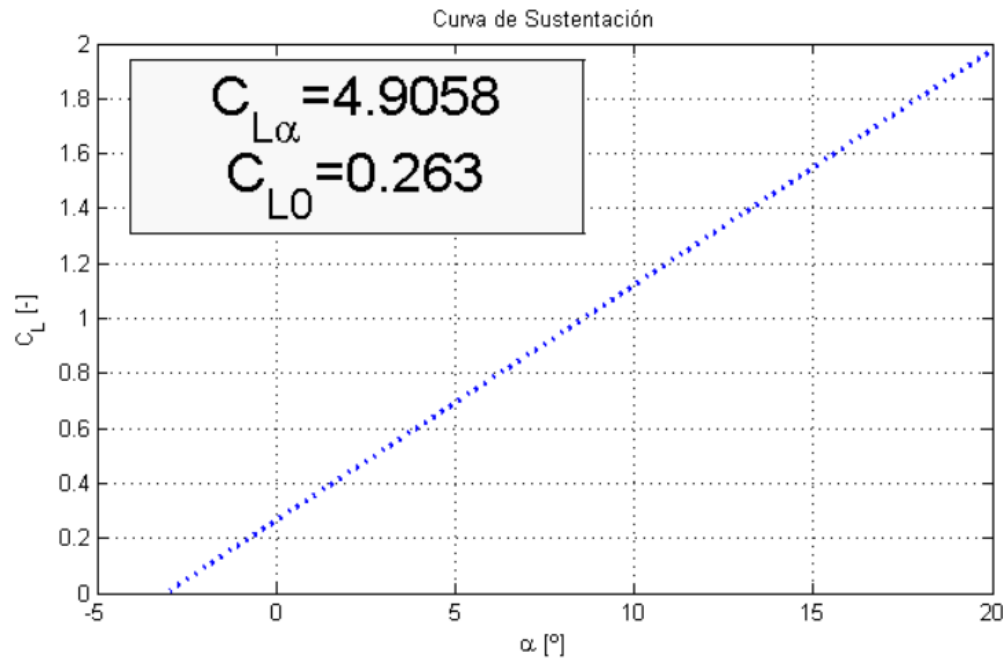
$$c_r = 2,63 \text{ m}$$

$$c_t = 0,92 \text{ m}$$

$$S = 18 \text{ m}^2$$



Configuración limpia



$$C_{L_{max}} = 1.59 \longrightarrow \alpha_{stall} = 14.6$$

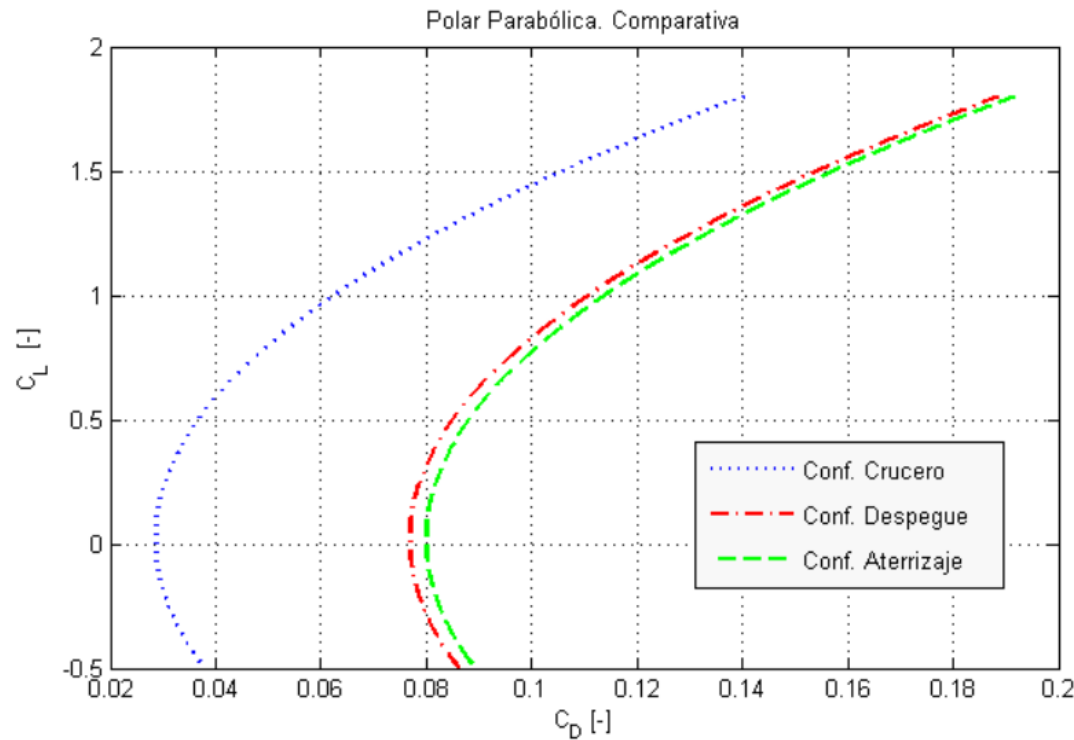
$$E_{CR1} = 16.1$$

$$E_{CR2} = 15.02$$

$$e = 0.9349$$

$$C_{D_0} = 0.0281$$

Configuraciones sucias



Despegue

$$C_{D0} = 0.0769$$

$$C_{L_{max}} = 2.45$$

$$E = 9.63$$

$$\delta = 22^\circ$$

Aterrizaje

$$C_{D0} = 0.0802$$

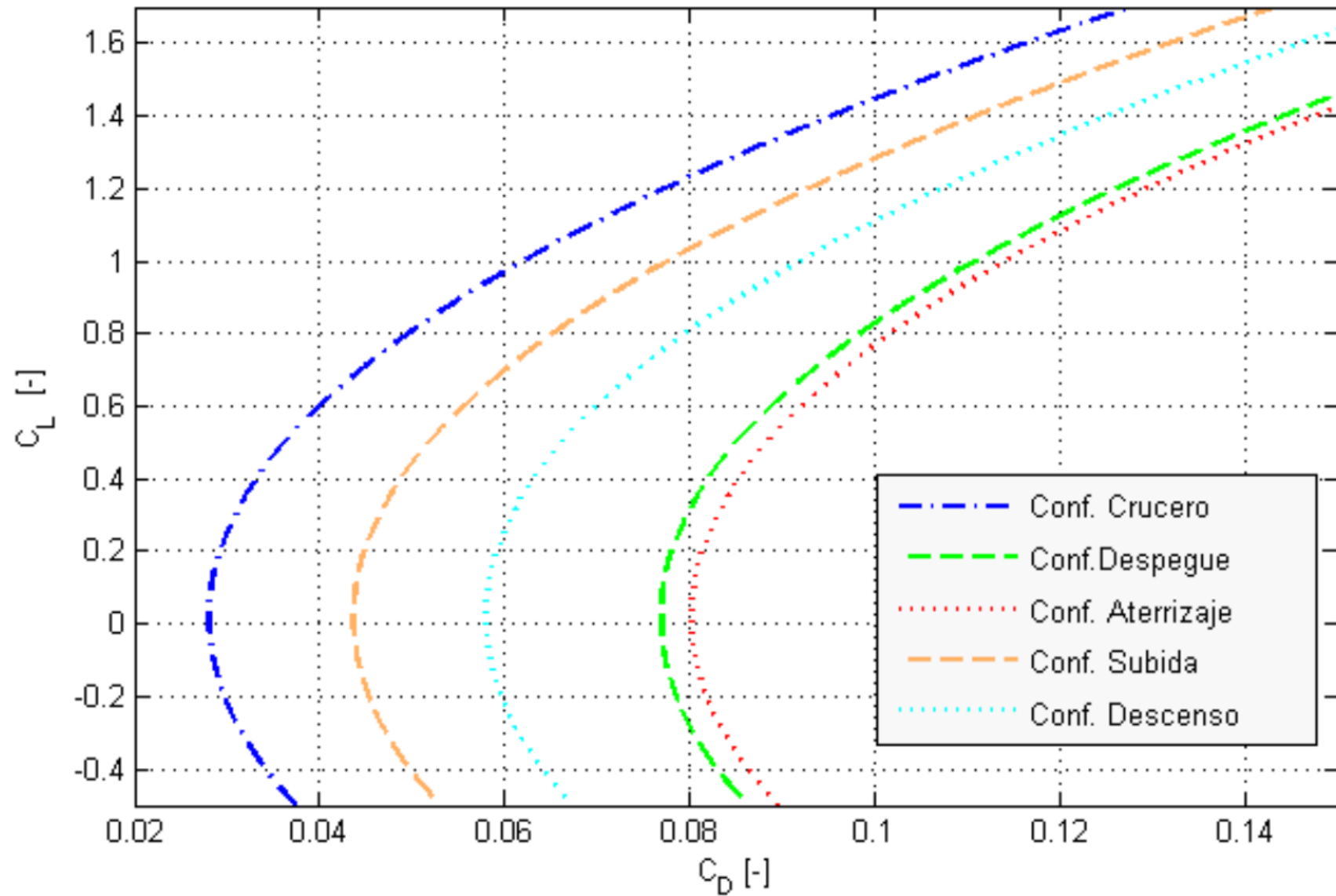
$$C_{L_{max}} = 2.89$$

$$E = 9.55$$

$$\delta = 31^\circ$$

Configuraciones sucias

Polar Parabólica. Comparativa.



Aerodinámica

Introducción

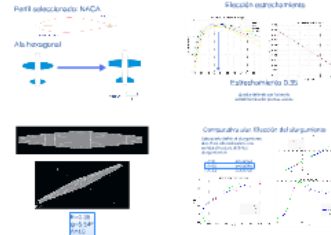
Objetivos básicos del departamento:

- Selección de perfiles (2D).
- Selección planta alar (3D).
- Diseño cola.
- Disp. hipersustentadores.
- Resistencias aerodinámicas.

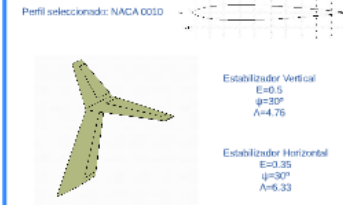
Relaciones críticas a través de ingeniería concurrente:

- Estabilidad y control. (Parámetros alares...)
- Estructuras. (superficie alar...)
- Actuaciones y propulsión. (CL necesarios...)
- Diseño.

Selección de planta alar



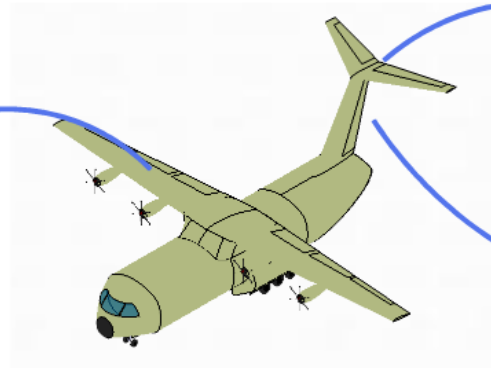
Estabilizador



Aerodinámica integrada

$S = 100 \text{ m}^2$

$$\begin{aligned} b &= 31,62 \text{ m} \\ c_r &= 4,69 \text{ m} \\ c_t &= 1,64 \text{ m} \end{aligned}$$



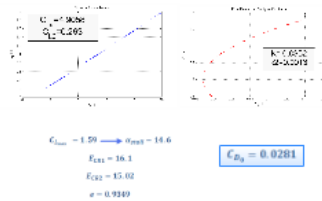
$S = 20 \text{ m}^2$

$$\begin{aligned} b &= 11,25 \text{ m} \\ c_r &= 2,63 \text{ m} \\ c_t &= 0,92 \text{ m} \end{aligned}$$

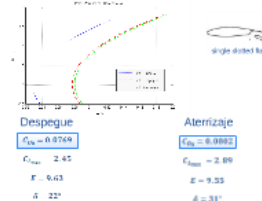
$S = 18 \text{ m}^2$



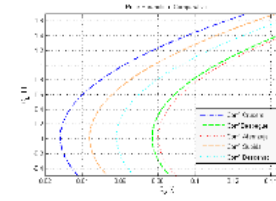
Configuración limpia



Configuraciones sucias



Configuraciones sucias

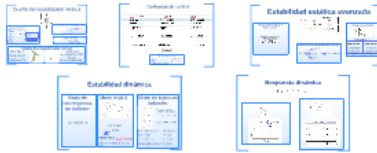


Estabilidad y Control

Estabilidad longitudinal



Estabilidad/Control lateral-direccional

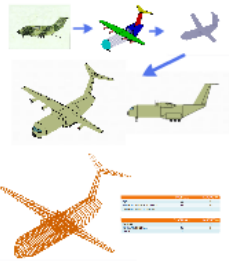


Estructuras

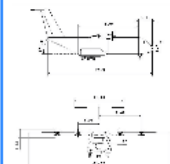


Diseño

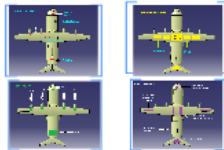
EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



DIMENSIONADO



ESQUEMATIZACIÓN DE LOS SISTEMAS



TREN DE ATERRIZAJE



DISTRIBUCIONES MISIONES

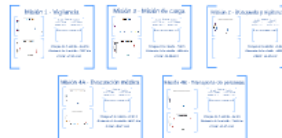
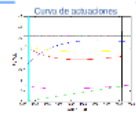


Propulsión

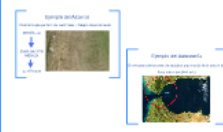
Nuestro motor



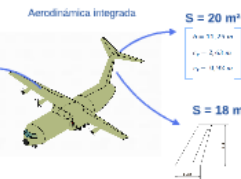
Actuaciones



Características especiales

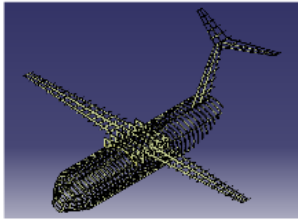


Aerodinámica

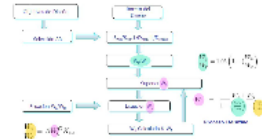


Estructuras

Introducción



Fraciones de peso



- Los segmentos de calentamiento, despegue, subida y aterrizaje se calculan utilizando datos históricos.
- Los segmentos de crucero de espera se calculan utilizando las ecuaciones de Breguet para el alcance y autonomía de vuelo.

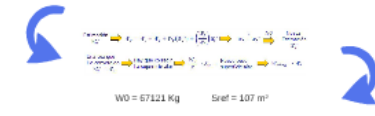
WO = 47000 Kg

Sref = 88.42 m²

Multiplicadores lineales

Tabla 11.2. Aplicación de los multiplicadores

Región	Factor de multiplicación	Factor de multiplicación	Factor de multiplicación	Factor de multiplicación	Factor de multiplicación	Factor de multiplicación	Factor de multiplicación
Wing	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
Fuselage	1.1	1.1	1.1	1.1	1.1	1.1	1.1
Nose	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2
Engine	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5
Landing gear	1.8	1.8	1.8	1.8	1.8	1.8	1.8
Avionics	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
Interior	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
Exterior	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0



Metodo: Daniel P. Raymer

Diagrama de pesos

Componente	Porcentaje
Wing	15.0%
Fuselage	25.0%
Nose	2.0%
Engine	10.0%
Landing gear	5.0%
Avionics	3.0%
Interior	2.0%
Exterior	1.0%
Other	42.0%



Centro de gravedad



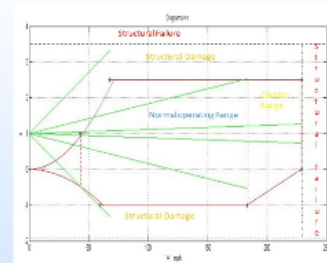
Refuerzos estructurales



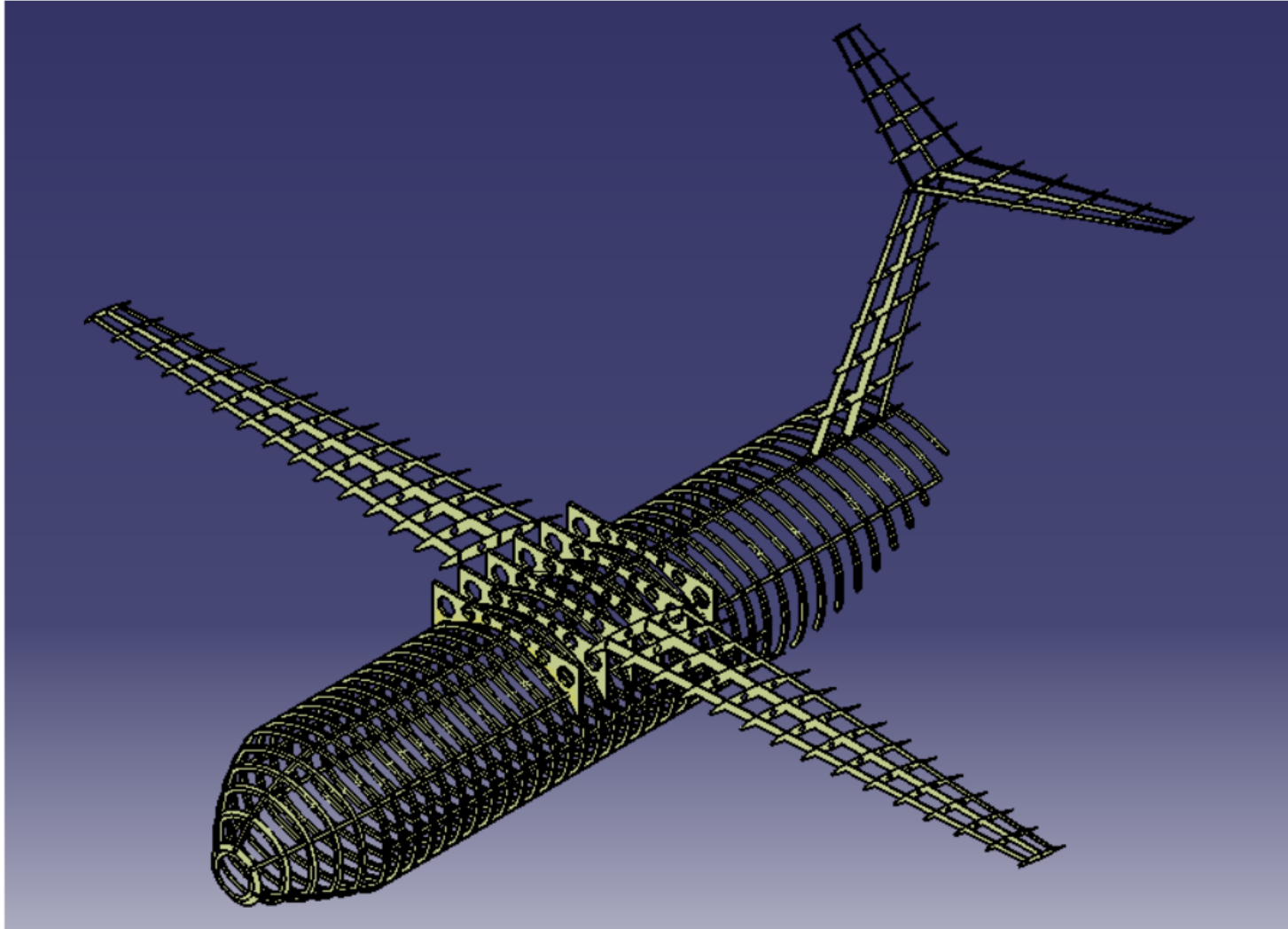
Materiales

Elementos	Materiales Compuestos
Wing	Carbon Fiber
Fuselage	Carbon Fiber
Nose	Carbon Fiber
Engine	Carbon Fiber
Landing gear	Carbon Fiber
Avionics	Carbon Fiber
Interior	Carbon Fiber
Exterior	Carbon Fiber

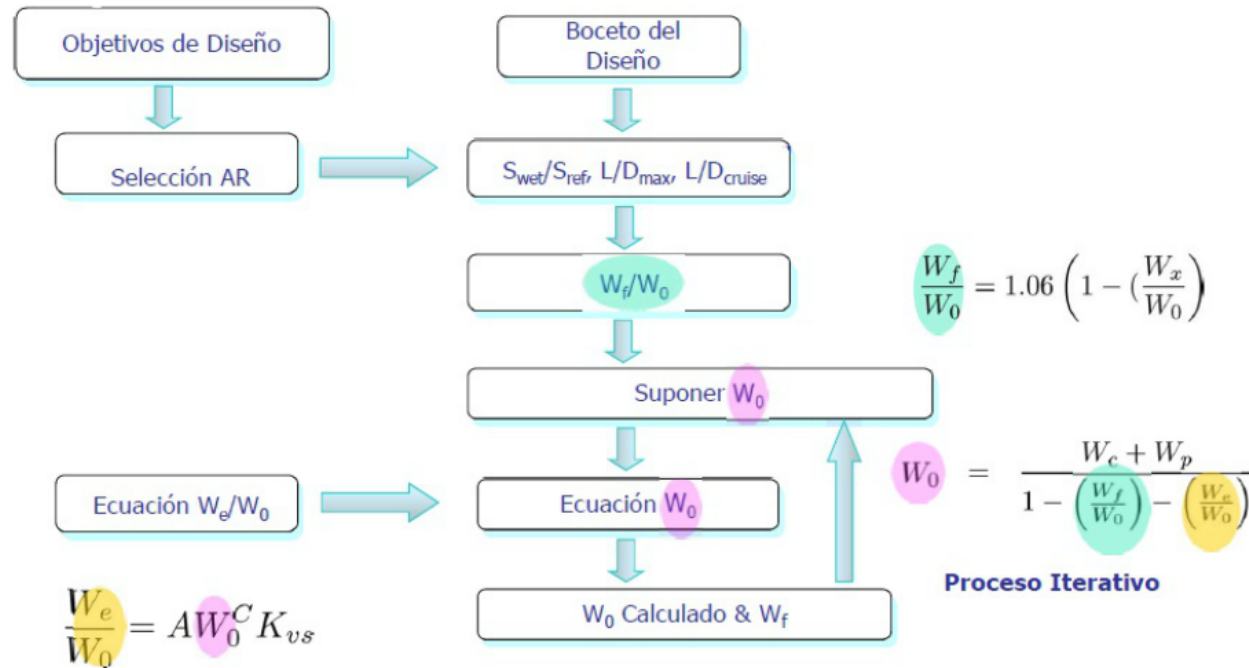
Diagrama V-n



Introducción



Fracciones de peso



- Los segmentos de calentamiento, despegue, subida y aterrizaje se calculan utilizando datos históricos.
- Los segmentos de crucero y de espera se calculan utilizando las ecuaciones de Breguet para el alcance y autonomía de vuelo.



$$W_0 = 47000 \text{ Kg}$$

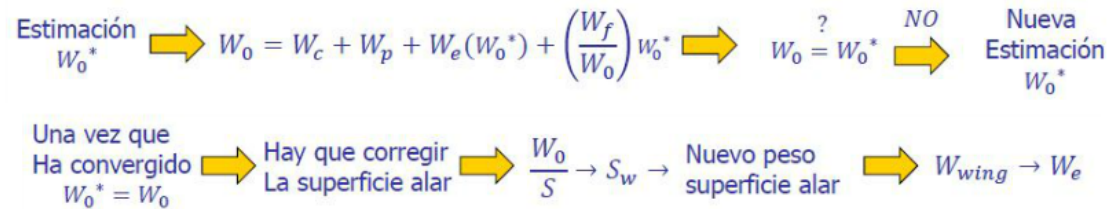
$$S_{ref} = 88.42 \text{ m}^2$$

Multiplicadores lineales

Table 15.2 Approximate empty weight buildup

Item	Fighters		Transports and bombers		General aviation (metal)		Multiplier	Approximate location
	lb/ft ²	{kg/m ² }	lb/ft ²	{kg/m ² }	lb/ft ²	{kg/m ² }		
Wing	9.0	{44}	10.0	{49}	2.5	{12}	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Horizontal tail	4.0	{20}	5.5	{27}	2.0	{10}	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Vertical tail	5.3	{26}	5.5	{27}	2.0	{10}	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Fuselage	4.8	{23}	5.0	{24}	1.4	{7}	$S_{\text{wetted area}}$	40-50% length
Landing gear ^a	0.033	—	0.043	—	0.057	—	TOGW	—
	Navy: 0.045	—						
Installed engine	1.3	—	1.3	—	1.4	—	Engine weight	—
"All-else empty"	0.17	—	0.17	—	0.10	—	TOGW	40-50% length

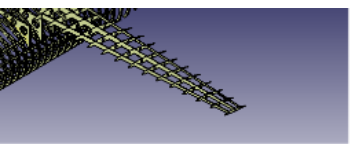
^a15% to nose gear; 85% to main gear; reduce gear weight by 0.014 W_0 if fixed gear.



$$W_0 = 67121 \text{ Kg}$$

$$S_{\text{ref}} = 107 \text{ m}^2$$





- Los segmento de calentamiento, despegue, subida y aterrizaje se calculan utilizando datos históricos.
- Los segmentos de cruceo y de espera se calculan utilizando las ecuaciones de Breguet para el alcance y autonomía de vuelo.



W0 = 47000 Kg

Sref= 88.42 m²



Estimación $W_0 = W_1 + W_2 + W_3 + W_4 + W_5 + \left(\frac{W_2}{W_0}\right) W_0 \rightarrow W_0 = ?$
 Una vez que la convergido $W_0^* = W_0^*$ Hay que corregir la superficie alar $\frac{W_0}{S}$ $\rightarrow S_{cor}$ Nuevo peso superficie ala

W0 = 67121 Kg Sref = 10

Metodo: Daniel P. Raymer

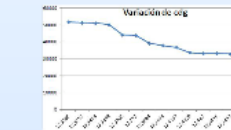
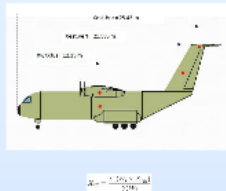
Desglose de pesos

PESOS (Kg)	
Ale	1779.5
Estabilizador horizontal	322.4
Estabilizador vertical	266.8
Fuselaje	4220.7
Tan principal	394.8
Tan de reserva	94.54
Nave	84.22
Motores	1128.5
Sistemas	4794.4

PESOS (Kg) SISTEMAS	
Engine systems	299.6
Fuel system	134.8
APU	80.0
Flight controls	305.7
Avionics	133.5
Furnishing	572.3
Air conditioning	286.7
Avionics	161.5
Starter	81.6
Instruments	266.2
Hydraulics	61
Electrical	354.8
Handing gear	35.5
Military Cargo Handling system	625



Centro de gravedad



Límites de variación de org	
Centro de gravedad máximo	17.56
Centro de gravedad mínimo	11.90
Centro de gravedad nominal	12.20
Centro de gravedad de referencia	12.10

Refuerzos estructurales

Las cargas que van a afectar al avión principalmente son

- Cargas aerodinámicas:
 - De maniobra
 - Rafagas de aire
 - Superficies de control
 - Carga de sustentación
- Estructurales:
 - De inercia
 - Planta de potencia
 - De aterrizaje
 - Fatiga
 - Rodaje
 - Otras

- Refuerzos en fuselaje
 - Encastre ala y cola
 - Base fuselaje
 - Unión ala y planta motora
- Refuerzos en superficies sustentadoras
- Refuerzos en tren de aterrizaje



Materiales

ELEMENTOS ESTRUCTURALES	Materiales Compuestos	
	Reducción (Kg)	Respecto a W0 (%)
Alas	352.46	0.68
Estabilizador Horizontal	88.115	0.17
Estabilizador Vertical	88.115	0.17
Fuselaje	603.74	1.17

Desglose de pesos

PESOS (Kg)	
Ala	1724.5
Estabilizador horizontal	322.6
Estabilizador vertical	246.9
Fuselaje	4220.7
Tren principal	1061.3
Tren de morro	54.51
Nacelle	834.22
Motores	3138.5
Sistemas	4734.4

PESOS (Kg): SISTEMAS	
Engine controls	200.6
Fuel sistem	194.8
APU	800
Flight controls	505.7
Anti ice	103.5
Furnishing	572.3
Air conditioning	398.7
Avionics	561.5
Starter	63.6
Instruments	266.2
Hydraulics	62
Electrical	364.8
Handling year	15.5
Military Cargo Handling system	625

Partiendo de un peso inicial $W_0 = 67879$ Kg para la mision 1 y fijando la carga alar en:

$$W/S = 5000 \text{ Pa}$$

Obtenemos un peso de Despegue de:

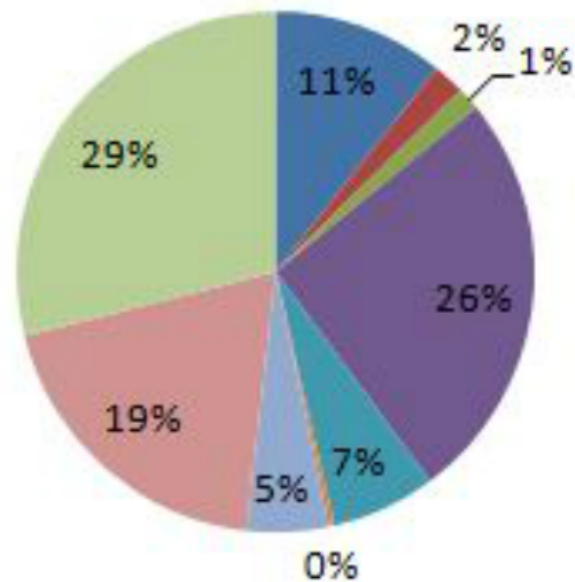
$$W_0 = 51678 \text{ Kg}$$



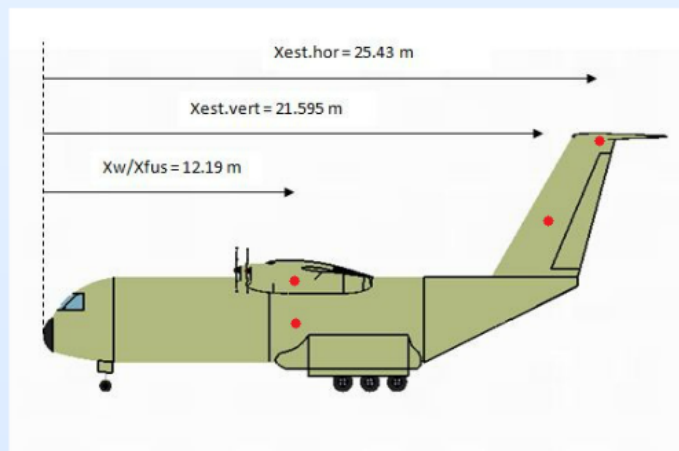
$$S = 100 \text{ m}^2$$

Pesos

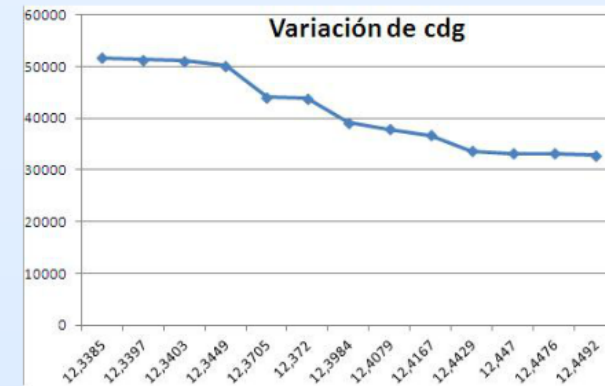
- ala
- fuselaje
- nacelle
- estabilizador horizontal
- tren principal
- motores
- estabilizador vertical
- tren de morro
- sistemas



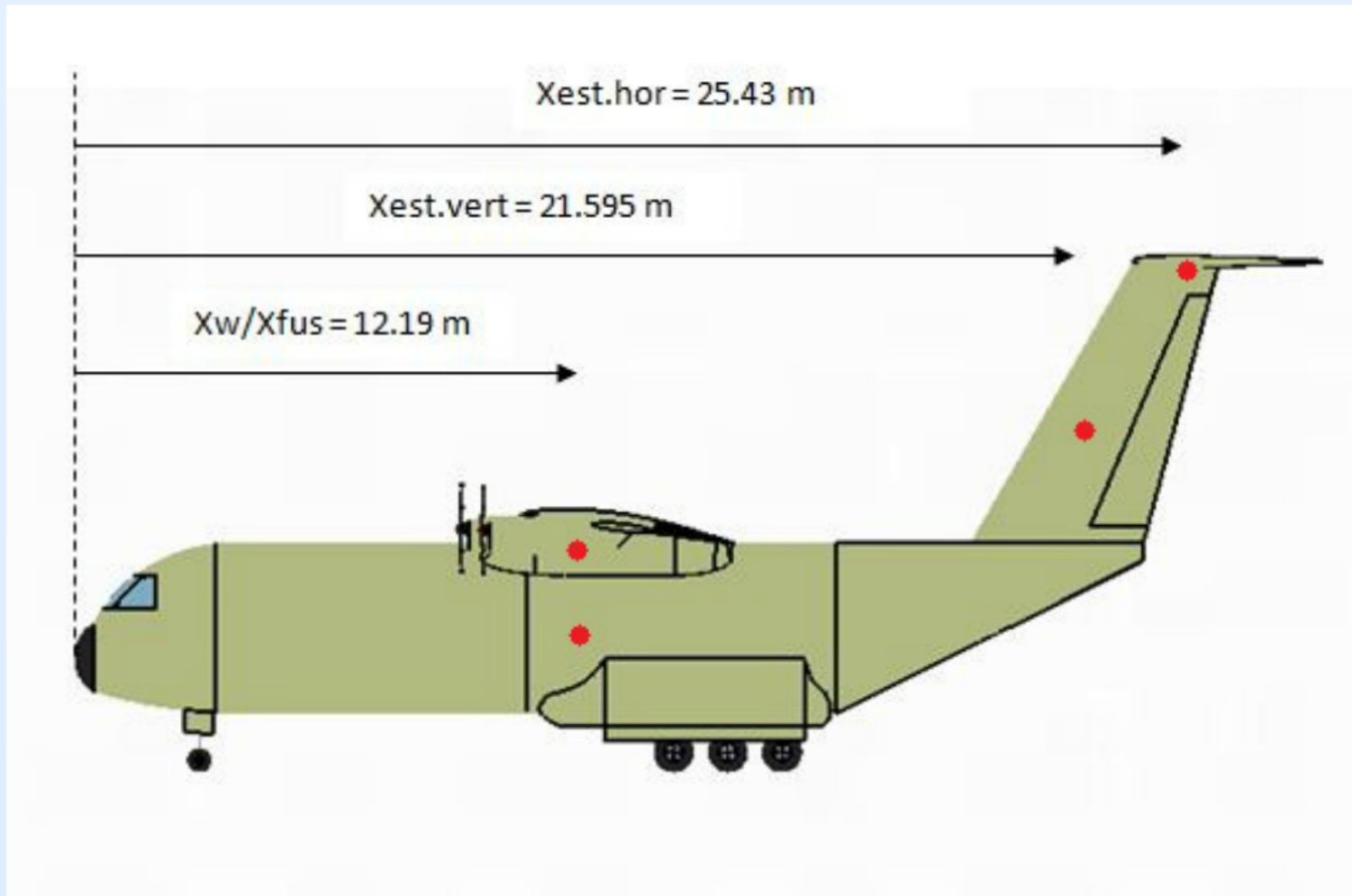
Centro de gravedad



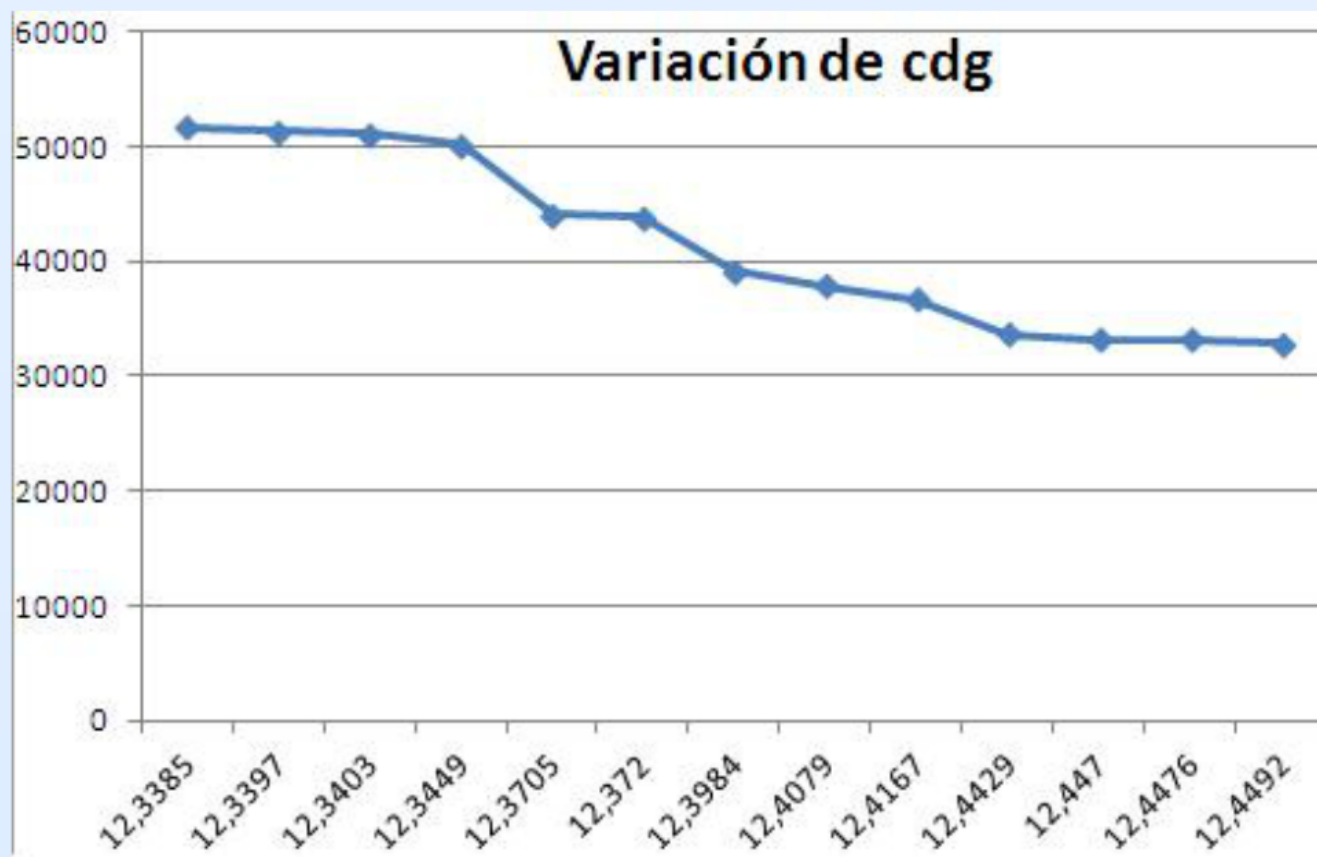
$$X_{cg} = \frac{\sum (W_i \times X_{cgt_i})}{\sum W_i}$$



Centros de Gravedad (m)	
Carga de pago y combustible	12.34
Carga de pago y sin combustible	12.59
Sin carga de pago y combustible	12.39
Sin carga de pago y sin combustible	12.82



$$X_{cg} = \frac{\sum (W_i \times X_{cgi})}{\sum W_i}$$



Centros de Gravedad (m)	
Carga de pago y combustible	12.34
Carga de pago y sin combustible	12.59
Sin carga de pago y combustible	12.39
Sin carga de pago y sin combustible	12.82

Las cargas que van a afectar al avión principalmente son

-Cargas aerodinámicas:

- De maniobra
- Ráfagas de aire.
- Superficies de control
- Carga de sustentación

-Estructurales:

- De inercia
- Planta de potencia.
- De aterrizaje.
- Fatiga.
- Rodaje
- Otras.



-Refuerzos en fuselaje

- Encastre ala y cola.
- Base fuselaje
- Unión ala y planta motora.

-Refuerzos en superficies sustentadoras.

-Refuerzos en tren de aterrizaje.

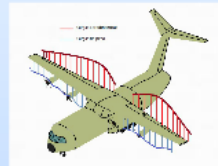
Cálculo cualitativo de refuerzos estructurales

Mw=Momento encastre ala-fuselaje=4.3MN.
Momento encastre estabilizador horizontal =0.13Mw.
Momento encastre estabilizador vertical=0.1Mw.



Refuerzos ala=528.7Kg
Refuerzos estabilizador horizontal=68.73 Kg
Refuerzos estabilizador vertical=52.87 Kg
Refuerzos fuselaje=88 Kg

Refuerzos total= 738.3 Kg



Refuerzos en tren de aterrizaje.

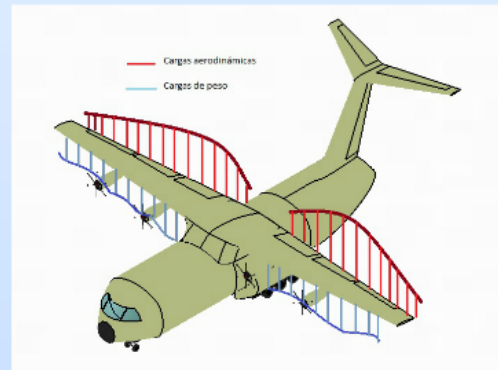
Cálculo cualitativo de refuerzos estructurales

M_w = Momento encastre ala-fuselaje $\sim 4.3 \text{ MN}$.
Momento encastre estabilizador horizontal $\sim 0.13 M_w$.
Momento encastre estabilizador vertical $\sim 0.1 M_w$.



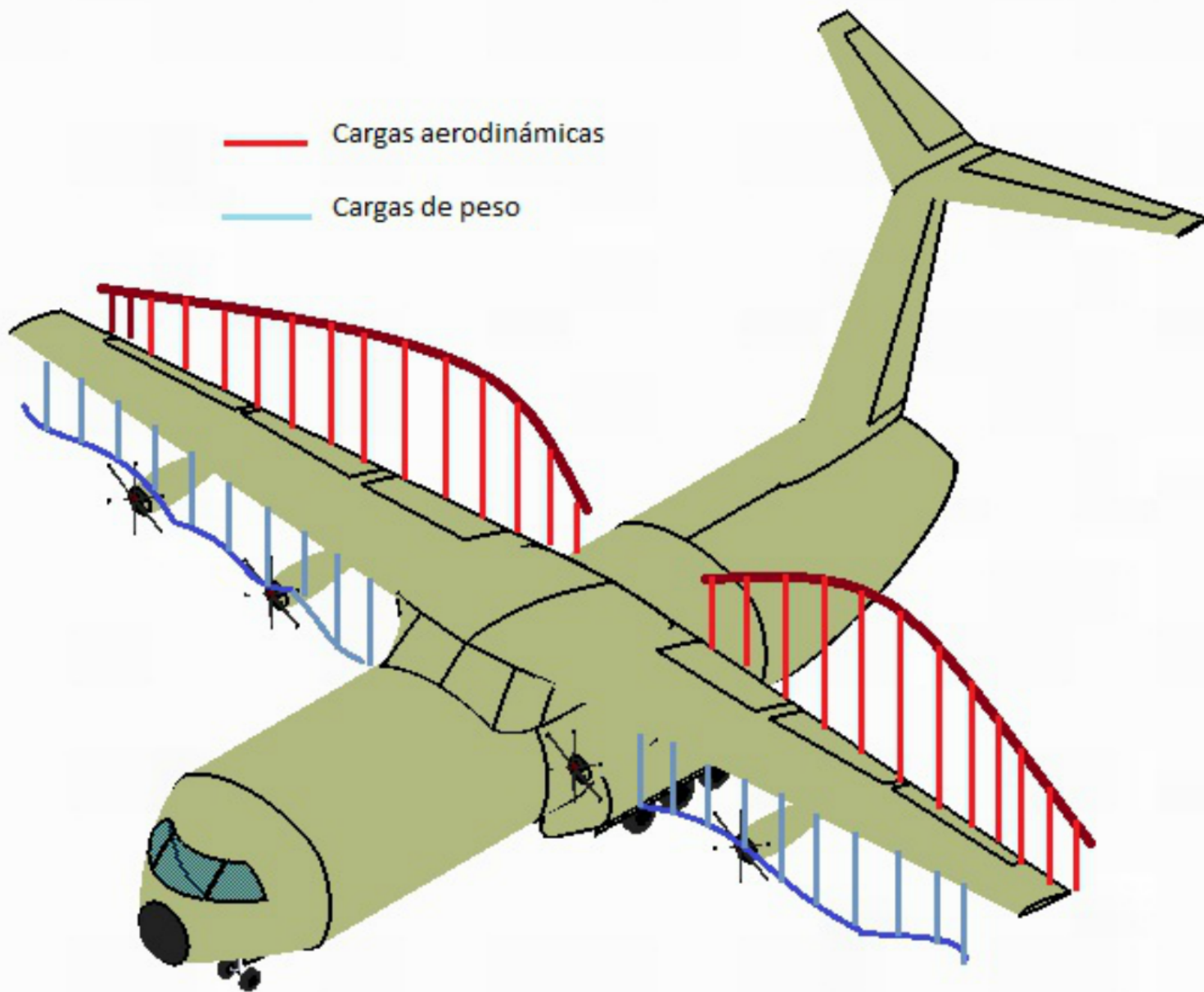
Refuerzos ala = 528.7 Kg
Refuerzos estabilizador horizontal = 68.73 Kg
Refuerzos estabilizador vertical = 52.87 Kg
Refuerzos fuselaje = 88 Kg

Refuerzos total = 738.3 Kg



— Cargas aerodinámicas

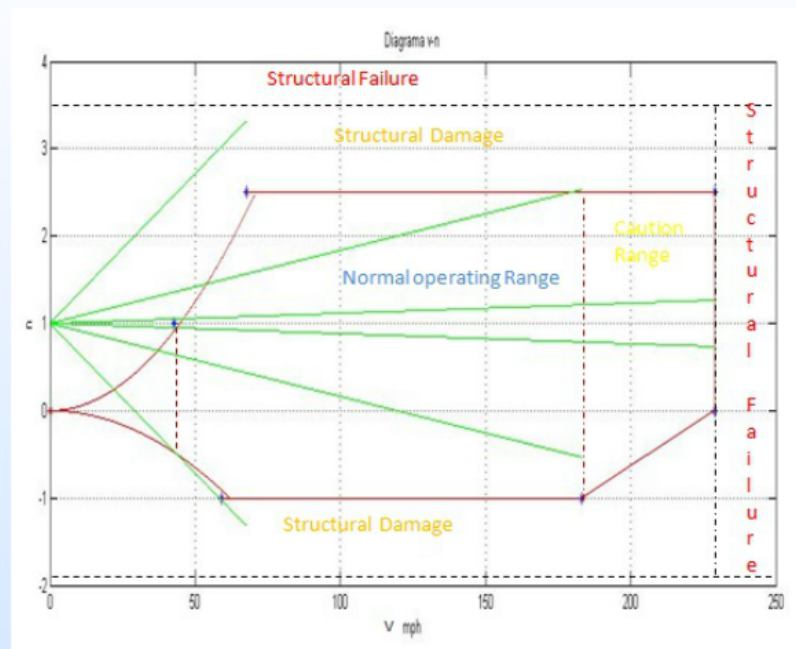
— Cargas de peso



Materiales

ELEMENTOS ESTRUCTURTALES	Materiales Compuestos	
	Reducción (Kg)	Respecto a W0 (%)
Alas	352.46	0.68
Estabilizador Horizontal	88.115	0.17
Estabilizador Vertical	88.115	0.17
Fuselaje	603.74	1.17

Diagrama V-n

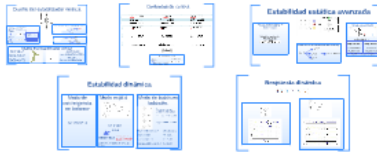


Estabilidad y Control

Estabilidad longitudinal



Estabilidad/Control lateral-direccional

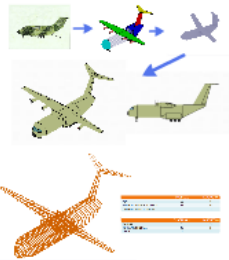


Estructuras

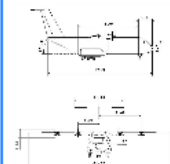


Diseño

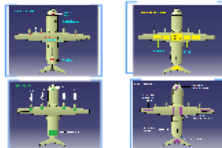
EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



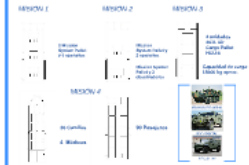
DIMENSIONADO



ESQUEMATIZACIÓN DE LOS SISTEMAS



DISTRIBUCIONES MISIONES



TREN DE ATERRIZAJE

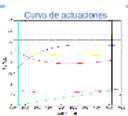


Propulsión

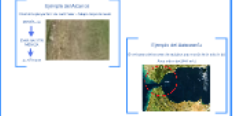
Nuestro motor



Actuaciones



Características especiales



Aerodinámica



Estabilidad y Control

Estabilidad longitudinal

Introducción

¿Por qué es tan importante?

- 1.- Regresar a la condición de equilibrio de forma autónoma.
- 2.- Estáticamente genera momentos cuando se produce una perturbación.
- 3.- Dinámicamente, regresa eventualmente a su estado inicial.
- 4.- La finalidad es un vuelo equilibrado.

Centro de gravedad y punto neutro.

CG = 13.4666 m
NP = 12.2553 m

Centro de gravedad y punto neutro.

Trimado

ZF=0; ZM=0;

S	= 100 m ²
Sh	= 20 m ²
h	= -0.32°

→

CL0	= 0.8971
CLα	= 5.48 > 0
CLδ	= 0.72 > 0
CM0	= 0.03 > 0
CMα	= -0.82 < 0
CMδ	= -3.64 < 0 [1/rad]

Trimado

Derivadas de Estabilidad Longitudinal

$\frac{d\delta}{dt}$	0.0000
$\frac{d\alpha}{dt}$	0.0000
$\frac{d\omega}{dt}$	0.0000
$\frac{d\theta}{dt}$	0.0000

Corto Periodo y Fugado

Corto Periodo	ωn = 0.249	ξ = 0.14	t = 25.6 s
Fugado	ωn = 0.032	ξ = 0.018	t = 1224 s

Estabilidad/Control lateral-direccional

Diseño del estabilizador vertical.

Diseño final estabilizador vertical

Sv=18m ²	Factor=30°
Sr=4.14m ²	Estrechamiento=0.5
Sh=9=0.23	b=6.2m
	Cuerpo_0.03=3.8m

Derivadas de control.

$\frac{d\delta}{dt}$	0.0000	$\frac{d\alpha}{dt}$	0.0000	$\frac{d\omega}{dt}$	0.0000
$\frac{d\beta}{dt}$	0.0000	$\frac{d\gamma}{dt}$	0.0000	$\frac{d\delta}{dt}$	0.0000
$\frac{d\epsilon}{dt}$	0.0000	$\frac{d\zeta}{dt}$	0.0000	$\frac{d\eta}{dt}$	0.0000

Estabilidad estática avanzada

Presencia de subamortiguación (alta de real):

Modo 1: $\omega_n = 0.249$, $\xi = 0.14$

Modo 2: $\omega_n = 0.032$, $\xi = 0.018$

Estabilidad dinámica

Modo de convergencia en balance	$\sigma_2 = -2.1667 < 0$
Modo espiral	$\sigma_4 = 0.023$
Modo de balance holandés.	$\sigma_3 = -0.0001 < 0$

Respuesta dinámica

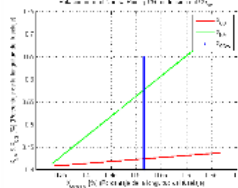
Estabilidad y Control

Estabilidad longitudinal

Introducción

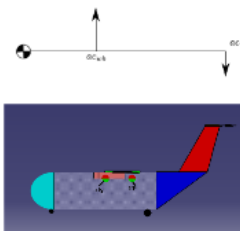
- 1.- Por qué es tan importante?
- 2.- Regresar a la condición de equilibrio de forma autónoma.
- 3.- Estáticamente genera momentos cuando se produce una perturbación.
- 4.- Dinámicamente, regresa eventualmente a su estado inicial.
- 5.- La finalidad es un vuelco que equilibra o.

Centro de gravedad y punto neutro.



Misión 1 → SM=15%
XCG=9.9617 m → Xcogw=12.1213 m
XNA=13.4866m

Centro de gravedad y punto neutro.



Trimado

$$\Sigma F=0; \Sigma M=0;$$

S = 100 m²
Sh = 20 m²
iw = 7.4 °
it = -0.32°

→ $CL_0 = 0.8971$
 $CL_\alpha = 5.48 > 0$
 $CL_\delta = 0.72 > 0$
 $CM_0 = 0.03 > 0$
 $CM_\alpha = -0.82 < 0$
 $CM_\delta = -3.64 < 0$
[1/rad]

Introducción

¿Por qué es tan importante?

- 1.- Regresar a la condición de equilibrio de forma autónoma.
- 2.-Estáticamente genera momentos cuando se produce una perturbación.
- 3.- Dinámicamente, regresa eventualmente a su estado inicial.
- 4.-La finalidad es un vuelo equilibrado.

Estabilidad y Control

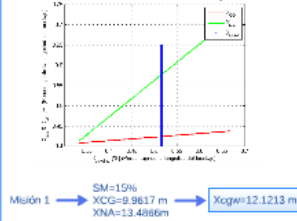
Estabilidad longitudinal

Introducción

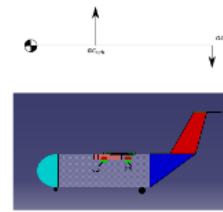
¿Por qué es tan importante?

- 1.- Regresar a la condición de equilibrio de forma autónoma.
- 2.- Estáticamente genera momentos cuando se produce una perturbación.
- 3.- Dinámicamente, regresa eventualmente a su estado inicial.
- 4.- La finalidad es un vuelo equilibrado.

Centro de gravedad y punto neutro.



Centro de gravedad y punto neutro.



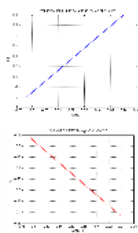
Trimado

$$\Sigma F=0; \Sigma M=0;$$

$$\begin{aligned} S &= 100 \text{ m}^2 \\ Sh &= 20 \text{ m}^2 \\ iw &= 7.4^\circ \\ it &= -0.32^\circ \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} CL_0 &= 0.8971 \\ CL_\alpha &= 5.48 > 0 \\ CL_\delta &= 0.72 > 0 \\ CM_0 &= 0.03 > 0 \\ CM_\alpha &= -0.82 < 0 \\ CM_\delta &= -3.64 < 0 \end{aligned} \quad [1/\text{rad}]$$

Trimado



Derivadas de Estabilidad Longitudinal

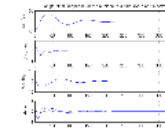
$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{matrix} CL_\alpha = 6.589 > 0 \\ CM_\alpha = -0.894 < 0 \\ CD_\alpha = 0.34 \end{matrix} & \quad \frac{d}{dt} \begin{matrix} CL_\delta = 1.85 > 0 \\ CM_\delta = -9.68 < 0 \\ CD_\delta = 0 \end{matrix} \\ \frac{d}{dt} \begin{matrix} CL_w = 0 \\ CL_u = 0 \\ CM_w = 0 \\ CD_w = 0 \end{matrix} & \quad \frac{d}{dt} \begin{matrix} CT_x = 0.672 \\ CT_y = -0.225 \\ CMT_1 = CM_T + C_T \cdot X_{CG} + CM_T \cdot \delta \end{matrix} \\ \frac{d}{dt} \begin{matrix} CL_\delta = 18.1 > 0 \\ CM_\delta = -38.58 < 0 \\ CD_\delta = 0 \end{matrix} & \quad \frac{d}{dt} \begin{matrix} CL_\delta = 0.72 > 0 \\ CM_\delta = -3.64 < 0 \\ CD_\delta = 0 \end{matrix} \end{aligned}$$

Corto Período y Fugoida

$$\begin{aligned} \text{Corto Período:} \\ \omega_n &= 0.249 \\ \xi &= 0.14 \\ t &= 24 \text{ s} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Fugoida:} \\ \omega_n &= 0.032 \\ \xi &= 0.018 \\ t &= 1224 \text{ s} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} CT_x - CD_1 < 0 \\ CL_\alpha > 0 \\ CM_\alpha < 0 \\ CM_q < 0 \\ CM_\delta > 0 \end{aligned}$$



Estabilidad/Control lateral-direccional

Diseño del estabilizador vertical.



Derivadas de control.

$CyB = -0.6899$	$CySp = 0$	$CySr = 0.360$
$ClB = -0.1261$	$ClSa = -0.1544$	$ClSr = 0.0266$
$CnB = 0.2012$	$CnSa = 0.0371$	$CnSr = -0.1286$
$Clp = -0.6495$	$Cyp = 0.0983$	$Cnr = -0.0785$

Estabilidad estática avanzada

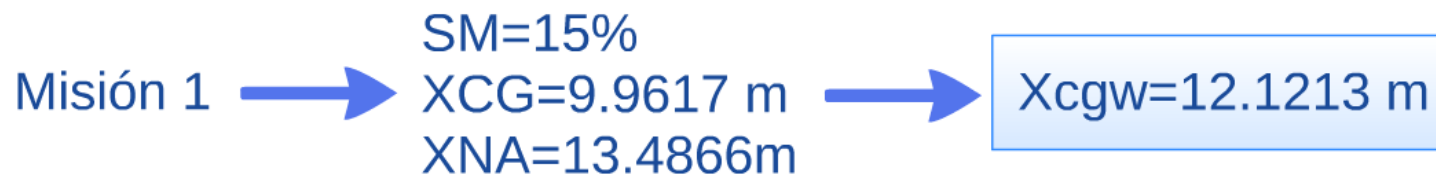
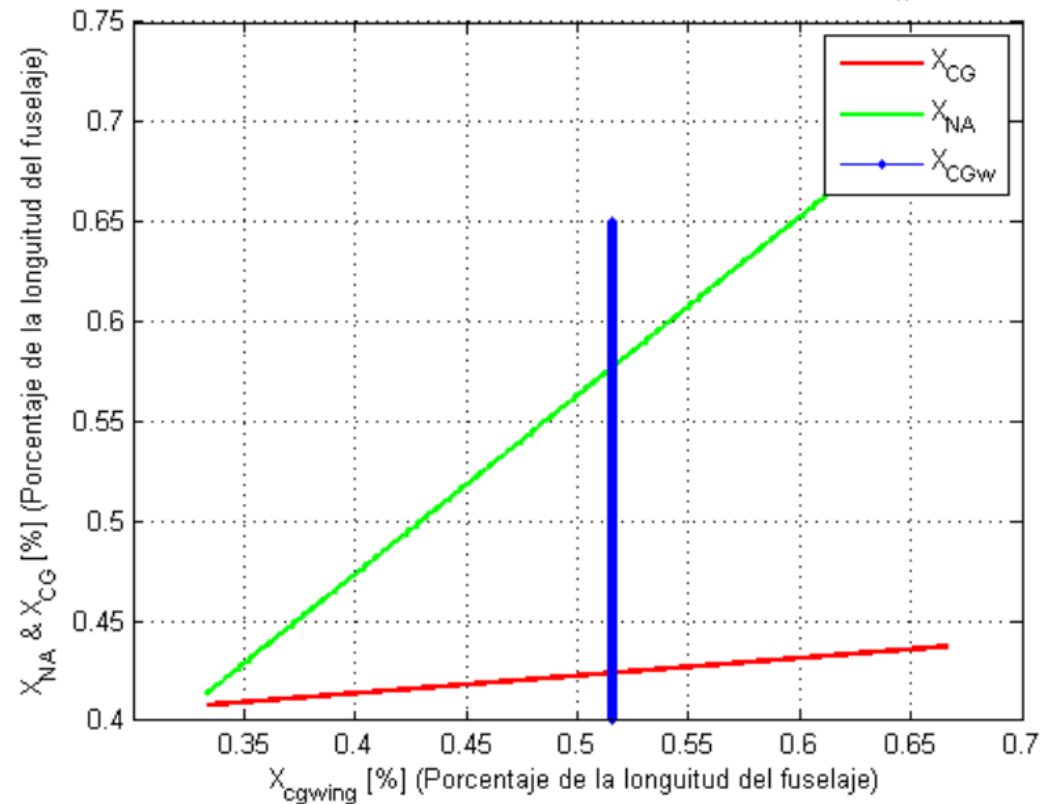
Calculo de la velocidad mínima de control en configuración CDL (Pala de 1 motor)

$$\begin{bmatrix} C_{L_0} & C_{L_\alpha} & C_{L_\delta} \\ C_{M_0} & C_{M_\alpha} & C_{M_\delta} \\ C_{n_0} & C_{n_\alpha} & C_{n_\delta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \delta \\ \beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -C_{L_0} \\ -C_{M_0} \\ -C_{n_0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{L_0} \\ C_{M_0} \\ C_{n_0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \delta \\ \beta \end{bmatrix}$$

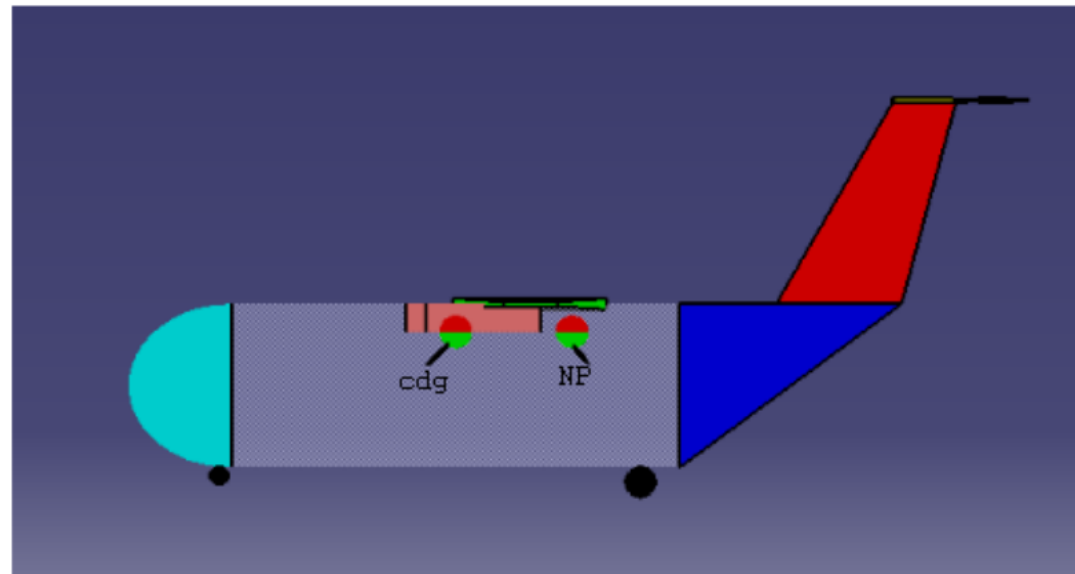
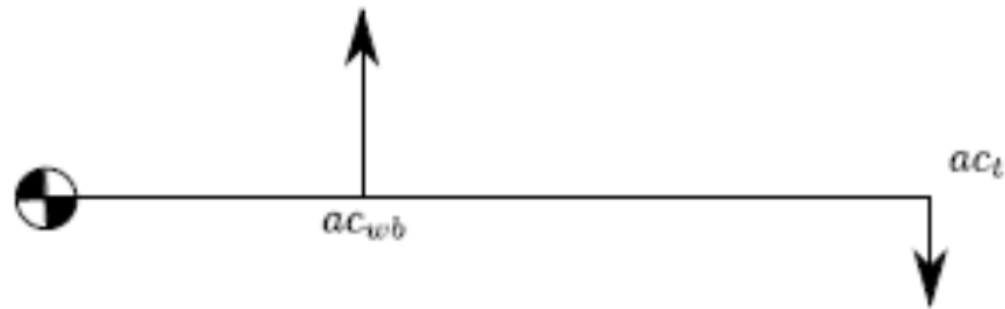
Viraje estacionario

Centro de gravedad y punto neutro.

Relación entre el Neutral Point y CG, en función del CG_w



Centro de gravedad y punto neutro.



Trimado

$$\Sigma F=0; \Sigma M=0;$$

S	=	100 m ²
Sh	=	20 m ²
iw	=	7.4 °
it	=	-0.32°



$$C_{L0} = 0.8971$$

$$C_{L\alpha} = 5.48 > 0$$

$$C_{L\delta} = 0.72 > 0$$

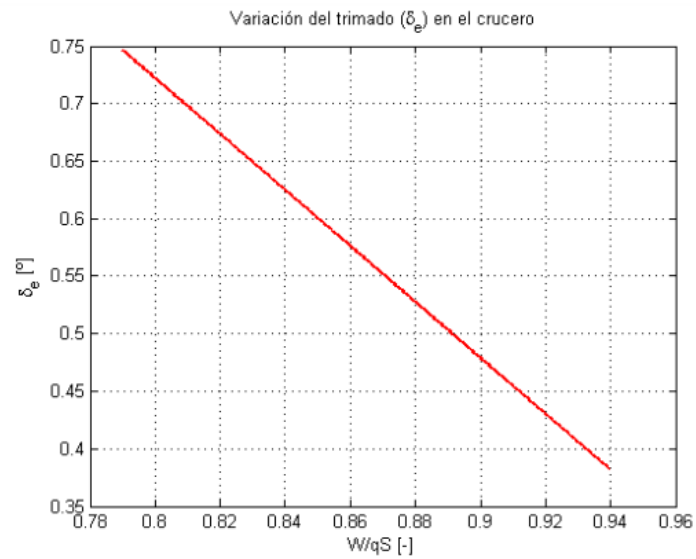
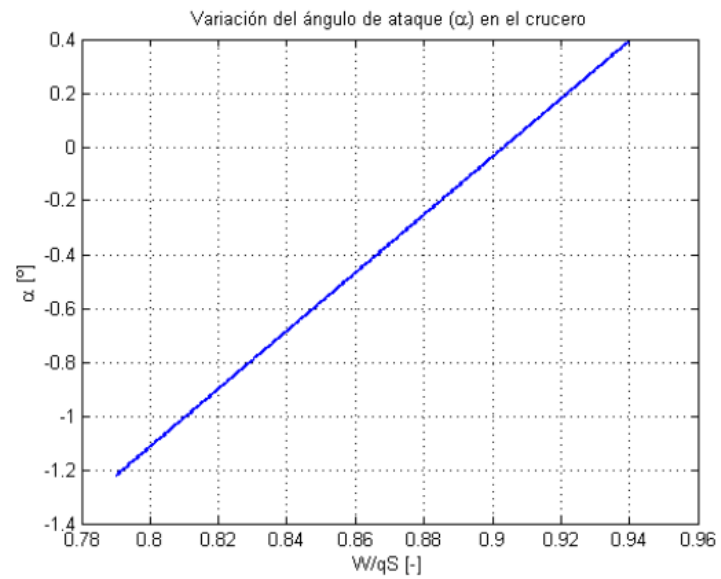
$$C_{M0} = 0.03 > 0$$

$$C_{M\alpha} = -0.82 < 0$$

$$C_{M\delta} = -3.64 < 0$$

[1/rad]

Trimado



Derivadas de Estabilidad Longitudinal

$$\begin{aligned} & \alpha \\ CL\alpha &= 6.558 > 0 \\ CM\alpha &= -0.88 < 0 \\ CD\alpha &= 0.34 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \dot{\alpha} \\ CL\dot{\alpha} &= 1.86 > 0 \\ CM\dot{\alpha} &= -9.65 < 0 \\ CD\dot{\alpha} &= 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & u [M < 0.5] \\ CLu &= 0 \\ CMu &= 0 \\ CDu &= 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} CTx1 &= 0.072 \\ CTxu &= -0.226 \\ CMT1 &= CMTu = CTxu = CMT\alpha = 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & q \\ CLq &= 18.1 > 0 \\ CMq &= -38.56 < 0 \\ CDq &= 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \text{Derivada de Control} \\ CL\delta &= 0.72 > 0 \\ CM\delta &= -3.64 < 0 \\ CD\alpha &= 0 \end{aligned}$$

Corto Período y Fugoide

Corto Período:

$$\omega_n = 0.249$$

$$\xi = 0.14$$

$$t = 24 \text{ s}$$

Fugoide:

$$\omega_n = 0.032$$

$$\xi = 0.018$$

$$t = 1224 \text{ s}$$

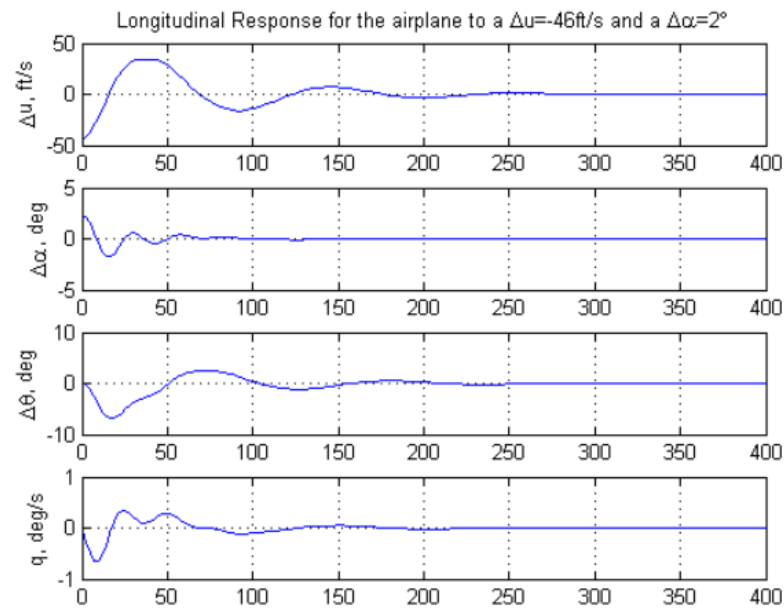
$$CT_{xu} - CD_1 < 0$$

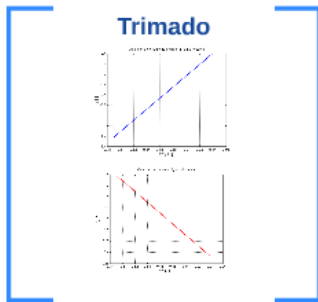
$$CL_\alpha > 0$$

$$CM_\alpha < 0$$

$$CM_q < 0$$

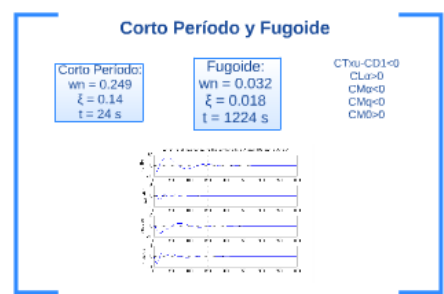
$$CM_0 > 0$$





Derivadas de Estabilidad Longitudinal

a	$estab$
$CLa = 6.558 > 0$	$CLa_{dot} = 1.86 > 0$
$CMa = -0.88 < 0$	$CMa_{dot} = -0.65 < 0$
$CDa = 0.34$	$CDa_{dot} = 0$
$u(M=0.5)$	$CTx1 = 0.072$
$CLu = 0$	$CTxu = -0.028$
$CMu = 0$	$CMT1 = CMTu = CTxu = CMTu = 0$
$CDu = 0$	
q	Derivadas de Control
$CLq = 18.1 > 0$	$CLq = 0.72 > 0$
$CMq = -38.56 < 0$	$CMq = -3.64 < 0$
$CDq = 0$	$CDq = 0$



Estabilidad/Control lateral-direccional

Diseño del estabilizador vertical.

Diseño final estabilizador vertical

- $S_v = 18 \text{ m}^2$
- $S_r = 4.14 \text{ m}^2$
- $S_r/S_v = 0.23$
- Flecha = 30°
- Estrechamiento = 0.5
- $b = 6.2 \text{ m}$
- Cuerda raíz = 3.8 m

Derivadas de control.

$Cy\delta = -0.6899$	$Cy\delta_a = 0$	$Cy\delta_r = -0.360$
$Cl\delta = -0.1261$	$Cl\delta_a = 0.1544$	$Cl\delta_r = 0.0266$
$Cn\delta = -0.2012$	$Cn\delta_a = 0.0371$	$Cn\delta_r = -0.1286$
$Clp = -0.6195$	$Cyp = 0.0083$	$Car = -0.0705$
$Cyr = 0.2319$	$Clr = 0.2779$	$Car = 0.0705$
$Cy\delta_{dot} = 0.0842$	$Cl\delta_{dot} = 0.0057$	$Cn\delta_{dot} = 0.0318$

[1/rad]

Estabilidad estática avanzada

Calculo de la velocidad mínima de control en configuración DCI (Palo de 2 motor)

Velocidad mínima de control $V_{min} = 81.25 \text{ m/s}$

Presencia de resbalamiento (Sin fallo de motor):

- $\beta = 15^\circ$
- $\delta a = 7^\circ$
- $\delta r = 22^\circ$
- $\delta s = 2^\circ$

Controlamos!!

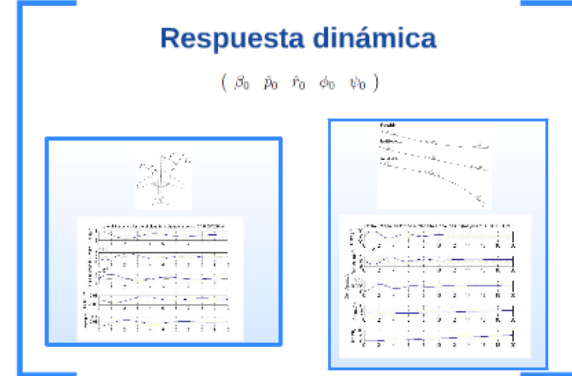
Viraje estacionario

$n = 1 \cos(\delta) = 1.2$

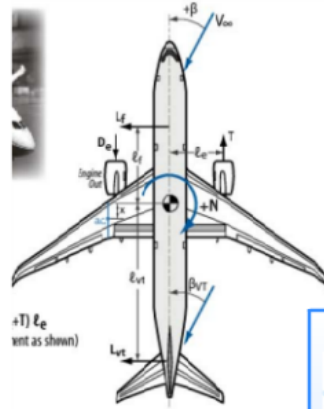
Viraje misión 2	Viraje misión 1
$V_{max} = 87.46 \text{ m/s}$	$V_{max} = 97.74$
$R = 1537 \times 1000$	$R = 1500 \times 2000$
$\delta = 0.8^\circ$	$\delta = 2.9^\circ$
	$\delta = 1.8^\circ$

Estabilidad dinámica

Modo de convergencia en balance	Modo espiral	Modo de balanceo holandés.
$s_2 = -2.1667 < 0$	$s_4 = 0.023$ $s_4 > 0$	Par de autovalores complejos conjugados: $s_{1,2} = -0.0658 \pm 1.2215i$ $s_{3,4} = -0.0658 \pm 1.2215i$
	INESTABLE	Frecuencia de la oscilación: $\omega_n = 1.2233 \text{ rad/s}$
	Criterio espiral: $(L_{dot}u + N_{dot}u^2) = -1.02$	Amortiguamiento: $\alpha = 0.0538$
		Tiempo mitad ciclo: $t = 10.5268 \text{ s}$
		Ciclos para doblar la amplitud: $N = 2.0440$



Diseño del estabilizador vertical.



Buscamos S_v y S_e/S_v para conseguir unos $C_n B$ y $C_n \delta r$ de compromiso. Haciendo un análisis preliminar, viendo si estos son capaces de equilibrar el avión en condiciones de fallo de motor o resbalamiento.

$C_n = 0 = -\frac{N_{power}}{q_\infty S_{ref} b} + C_{n\beta} \beta + C_{n\delta r} \delta r$

$C_n = 0 = C_{n\beta} \beta + C_{n\delta r} \delta r$

$S_v = 16m^2$
 $S_e/S_v = 0.23$

$C_n B = 0.151$
 $C_n \delta r = -0.110$

Fallo de un motor:
 $\delta r = 8.7744^\circ$
Fallo de dos motores cruzados:
 $\delta r = 4.3872^\circ$
Fallo de dos motores del mismo lado:
 $\delta r = 13.1616^\circ$

$B = 15^\circ$ $\delta r = 20^\circ$

Cuando falla un motor en despegue, veremos a ver si podemos estabilizar el avión. Definimos un resbalamiento de $B = 15^\circ$.

$B = 15^\circ$

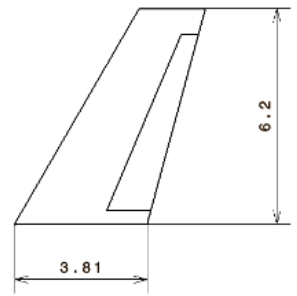
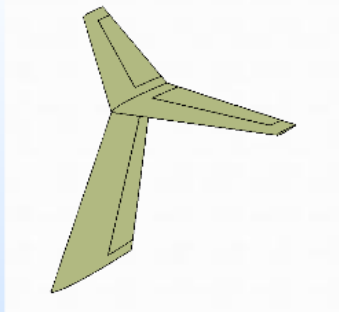
- $\delta r = 36^\circ$ → Problema!!
- $\delta a = -18^\circ$
- $\phi = 5.3^\circ$

$B < 15^\circ$

- $B = 7^\circ$
 - $\delta r = 24.5^\circ$
 - $\delta a = -2^\circ$
 - $\phi = 2.3^\circ$
- $S_v = 18m^2$
- $B = 9^\circ$
 - $\delta r = 24.8^\circ$
 - $\delta a = 2.6440^\circ$
 - $\phi = 2.5^\circ$

Diseño final estabilizador vertical

$S_v = 18m^2$
 $S_r = 4.14m^2$
 $S_r/S_v = 0.23$



Flecha = 30°
 Estrechamiento = 0.5
 $b = 6.2m$
 Cuerda_raiz = 3.8m

Buscamos S_v y S_e/S_v para conseguir unos C_nB y $C_n\delta r$ de compromiso. Haciendo un análisis preliminar, viendo si estos son capaces de equilibrar el avión en condiciones de fallo de motor o resbalamiento.



$S_v=16m^2$
 $S_e/S_v=0.23$



$C_nB=0.151$
 $C_n\delta r=-0.110$

$$C_n = 0 = -\frac{N_{power}}{q_{\infty} S_{ref} b} + C_{n\delta r} \delta r$$



Fallo de un motor:
 $\delta r=8.7744^\circ$
 Fallo de dos motores cruzados;
 $\delta r=4.3872^\circ$
 Fallo de dos motores del mismo lado:
 $\delta r=13.1616^\circ$

$$C_n = 0 = C_{n\beta} \beta + C_{n\delta r} \delta r$$



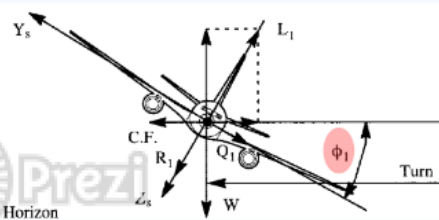
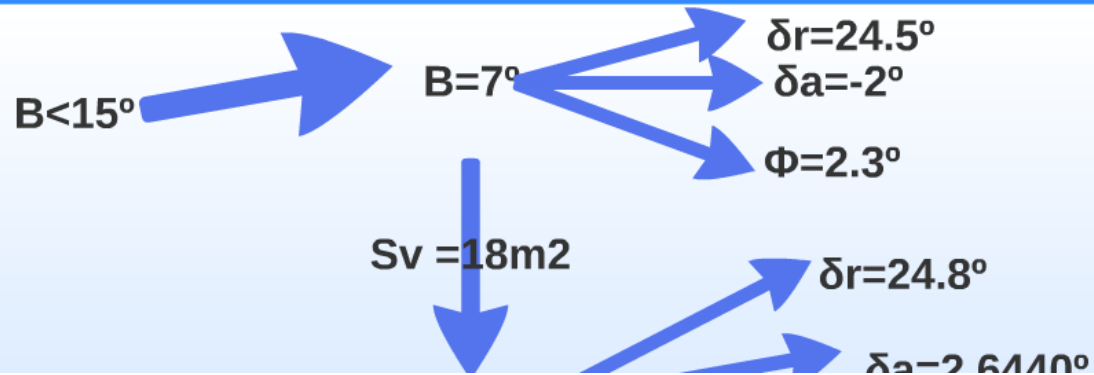
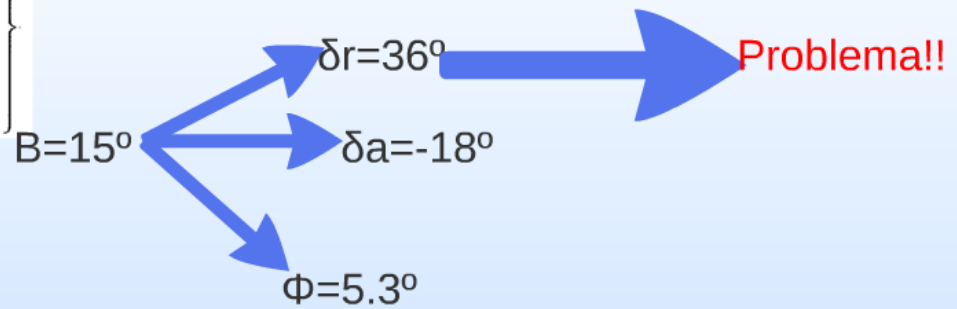
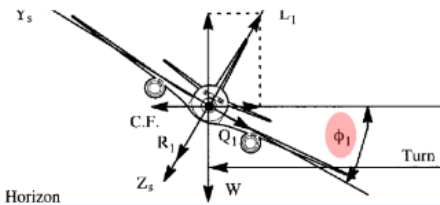
$B=15^\circ$ $\delta r=20^\circ$



Quando falla un motor en despegue, veremos a ver si podemos estabilizar el avión. Definimos un resbalamiento de $B=15^\circ$.

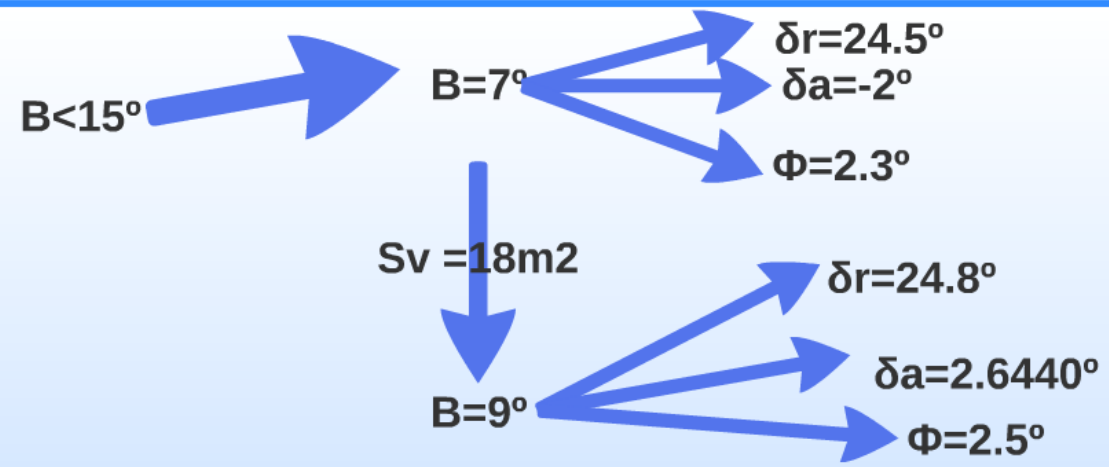
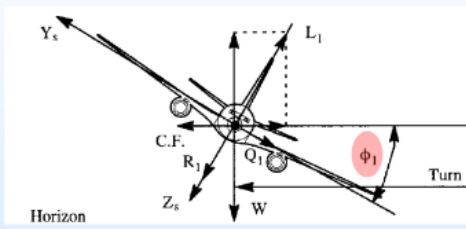
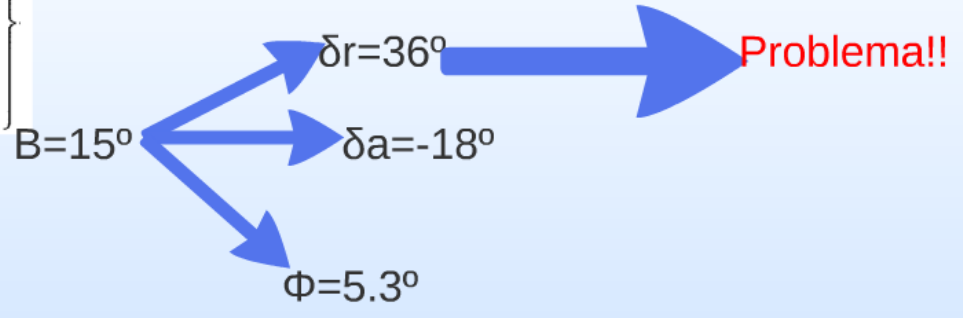
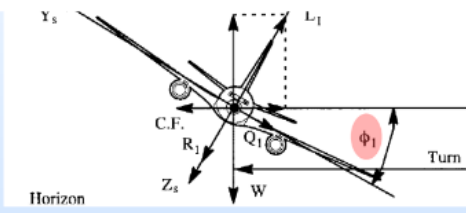
select: ϕ and solve for β , δ_a and δ_r
 select: β and solve for ϕ , δ_a and δ_r
 select: δ_a and solve for ϕ , β and δ_r
 select: δ_r and solve for ϕ , β and δ_a

$$\begin{bmatrix} C_{y\beta} & C_{y\delta_a} & C_{y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -(mg \sin \phi \cos \gamma + F_{y_{T_1}}) \\ -L_{T_1} \\ -N_{T_1} - \Delta N_{D_1} \end{Bmatrix}$$



select: ϕ and solve for β , δ_a and δ_r
 select: β and solve for ϕ , δ_a and δ_r
 select: δ_a and solve for ϕ , β and δ_r
 select: δ_r and solve for ϕ , β and δ_a

$$\begin{bmatrix} C_{y\beta} & C_{y\delta_a} & C_{y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{q}_1 S \\ -L_{T1} \\ \frac{-N_{T1} - \Delta N_{D1}}{\bar{q}_1 S_b} \end{bmatrix}$$

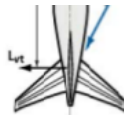


zador vertical

Flecha=30°



+T) ϵ_e
 vent as shown)



Buscamos S_v y S_e/S_v para conseguir unos C_nB y $C_n\delta r$ de compromiso. Haciendo un análisis preliminar, viendo si estos son capaces de equilibrar el avión en condiciones de fallo de motor o resbalamiento.

$S_v = 16m^2$
 $S_e/S_v = 0.23$

$C_nB = 0.151$
 $C_n\delta r = -0.110$

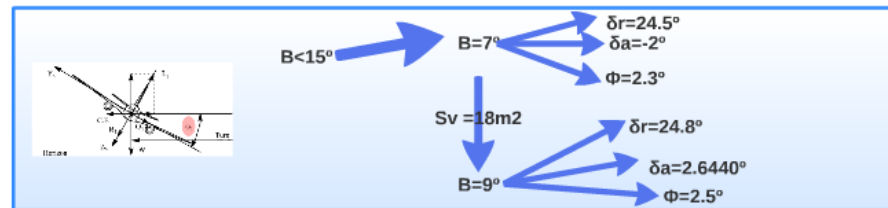
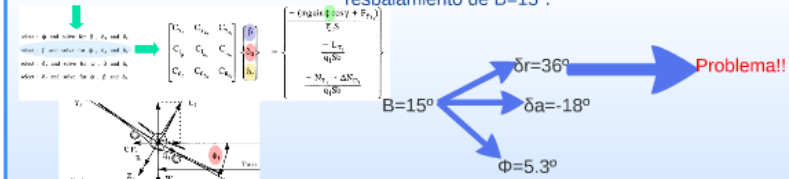
$$C_n = 0 = -\frac{N_{power}}{q_\infty S_{ref} b} + C_{n\delta r} \delta r$$

Fallo de un motor:
 $\delta r = 8.7744^\circ$
 Fallo de dos motores cruzados:
 $\delta r = 4.3872^\circ$
 Fallo de dos motores del mismo lado:
 $\delta r = 13.1616^\circ$

$$C_n = 0 = C_{n\beta} \beta + C_{n\delta r} \delta r$$

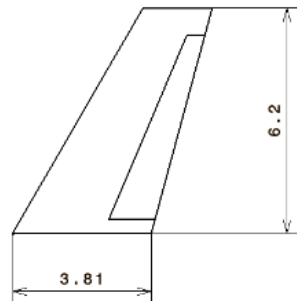
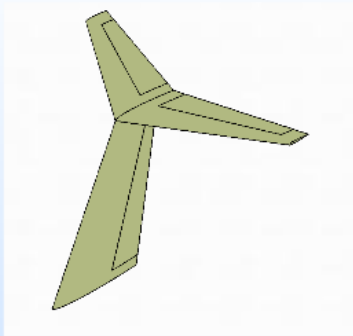
$B = 15^\circ$ $\delta r = 20^\circ$

Cuando falla un motor en despegue, veremos a ver si podemos estabilizar el avión. Definimos un resbalamiento de $B = 15^\circ$.

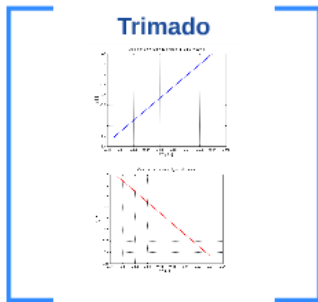


Diseño final estabilizador vertical

$S_v = 18m^2$
 $S_r = 4.14m^2$
 $S_r/S_v = 0.23$

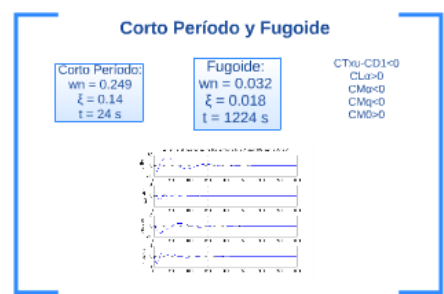


Flecha = 30°
 Estrechamiento = 0.5
 $b = 6.2m$
 Cuerda_raiz = 3.8m



Derivadas de Estabilidad Longitudinal

a	estab
$CLa = 6.558 > 0$	$CLa_{dot} = 1.86 > 0$
$CMa = -0.88 < 0$	$CMa_{dot} = -0.65 < 0$
$CDa = 0.34$	$CDa_{dot} = 0$
$u(M=0.5)$	$CTx1 = 0.072$
$CLu = 0$	$CTXu = -0.028$
$CMu = 0$	$CMT1 = CMTu = CTXu = CMTXu = 0$
$CDu = 0$	
q	Derivadas de Control
$CLq = 18.1 > 0$	$CL\delta = 0.72 > 0$
$CMq = -38.56 < 0$	$CM\delta = -3.64 < 0$
$CDq = 0$	$CD\delta = 0$



Estabilidad/Control lateral-direccional

Diseño del estabilizador vertical.

Diseño final estabilizador vertical

- $S_v = 18 \text{ m}^2$
- $S_r = 4.14 \text{ m}^2$
- $S_r/S_v = 0.23$
- Flecha = 30°
- Estrechamiento = 0.5
- $b = 6.2 \text{ m}$
- Cuerda raíz = 3.8 m

Derivadas de control.

$Cy\delta = -0.6899$	$Cy\delta_a = 0$	$Cy\delta_r = -0.360$
$Cl\delta = -0.1261$	$Cl\delta_a = 0.1544$	$Cl\delta_r = 0.0266$
$Cn\delta = -0.2012$	$Cn\delta_a = 0.0371$	$Cn\delta_r = -0.1286$
$Clp = -0.6495$	$Cyp = 0.0083$	$Car = -0.0705$
$Cyr = 0.2319$	$Clr = 0.2779$	$Car = 0.0705$
$Cy\delta_{dot} = 0.0842$	$Cl\delta_{dot} = 0.0057$	$Cn\delta_{dot} = 0.0318$

[1/rad]

Estabilidad estática avanzada

Calculo de la velocidad mínima de control en configuración DCI (Palo de 2 motor)

Velocidad mínima de control $V_{min} = 81.25 \text{ m/s}$

Presencia de resbalamiento (Sin fallo de motor):

- $\beta = 15^\circ$
- $\delta a = 7^\circ$
- $\delta r = 22^\circ$
- $\delta s = 2^\circ$

Controlamos!!

Viraje estacionario

$n = 1 \cos(\delta) = 1.2$

Viraje misión 2	Viraje misión 1
$V_{max} = 87.46 \text{ m/s}$	$V_{max} = 97.74$
$R = 1537 \times 1000$	$R = 1500 \times 2000$
$\delta = 0.8^\circ$	$\delta = 2.9^\circ$
	$\delta = 1.8^\circ$

Estabilidad dinámica

Modo de convergencia en balance

$s_2 = -2.1667 < 0$

Modo espiral

$s_4 = 0.023$

$s_4 > 0$

INESTABLE

Criterio espiral: $(L_{dot} + N_{dot}L) = -1.02$

Modo de balanceo holandés.

Par de autovalores complejos conjugados:

$s_{1,2} = -0.0658 \pm 1.2215i$

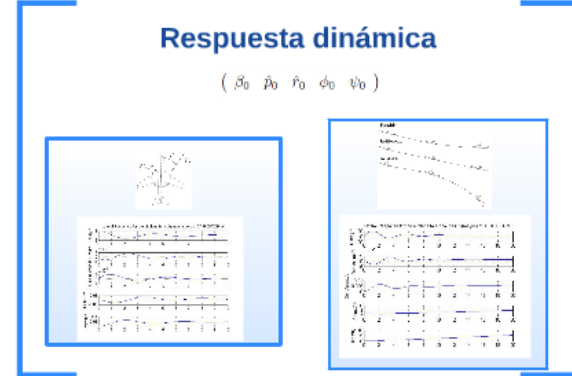
$s_{2,1} = -0.0658 \pm 1.2215i$

Frecuencia de la oscilación: $\omega_n = 1.2233 \text{ rad/s}$

Amortiguamiento: $\xi = 0.0538$

Tiempo mitad ciclo: $t = 10.5268 \text{ s}$

Ciclos para doblar la amplitud: $N = 2.0440$



Derivadas de control.

$C_{yB} = -0.6899$	$C_{y\delta a} = 0$	$C_{y\delta r} = 0.360$
$C_{lB} = -0.1261$	$C_{l\delta a} = 0.1544$	$C_{l\delta r} = 0.0266$
$C_{nB} = 0.2012$	$C_{n\delta a} = 0.0371$	$C_{n\delta r} = -0.1286$
$C_{lp} = -0.6495$	$C_{yp} = 0.0883$	$C_{nr} = -0.0785$
$C_{yr} = 0.2319$	$C_{lr} = 0.2779$	$C_{nr} = 0.0785$
$C_{y\dot{B}} = 0.0842$	$C_{l\dot{B}} = 0.0057$	$C_{n\dot{B}} = 0.0318$

[1/rad]

Criterios de estabilidad preliminares

$C_{lB} < 0$ Estable en espiral;

$C_{l\beta} \cdot C_{N_r} - C_{N\beta} \cdot C_{l_r} > 0$

Hemos introducido T negativo

[1/rad]

Criterios de estabilidad preliminares

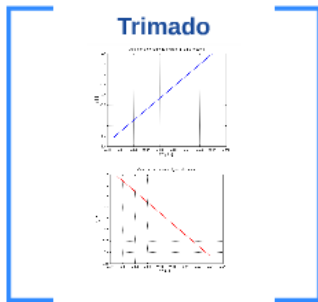
$C_{l\beta} < 0$



Hemos introducido T negativo

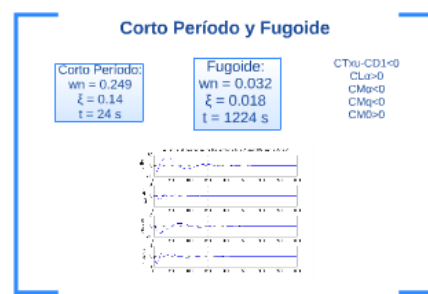
Estable en espiral;

$$C_{l\beta} \cdot C_{N_r} - C_{N\beta} \cdot C_{l_r} > 0$$



Derivadas de Estabilidad Longitudinal

a	$estab$
$CLa = 6.558 > 0$	$CLa_{dot} = 1.86 > 0$
$CMa = -0.88 < 0$	$CMa_{dot} = -0.65 < 0$
$CDa = 0.34$	$CDa_{dot} = 0$
$u(M=0.5)$	$CTx1 = 0.072$
$CLu = 0$	$CTxu = -0.028$
$CMu = 0$	$CMT1 = CMTu = CTxu = CMTu = 0$
$CDu = 0$	
q	Derivada de Control
$CLq = 18.1 > 0$	$CLq = 0.72 > 0$
$CMq = -38.56 < 0$	$CMq = -3.64 < 0$
$CDq = 0$	$CDq = 0$



Estabilidad/Control lateral-direccional

Diseño del estabilizador vertical.

Diagram showing the design of a vertical stabilizer. It includes a cross-section of the stabilizer and a diagram of the aircraft's tail section.

Diseño final estabilizador vertical

$S_v = 18 \text{ m}^2$	Flecha = 30°
$S_r = 4.14 \text{ m}^2$	Estrechamiento = 0.5
$S_r/S_v = 0.23$	$b = 6.2 \text{ m}$
	Cuerda raíz = 3.8 m

Derivadas de control.

$Cy\delta = -0.6899$	$Cy\delta a = 0$	$Cy\delta r = -0.360$
$Cl\delta = -0.1261$	$Cl\delta a = 0.1544$	$Cl\delta r = 0.0266$
$Cn\delta = -0.2012$	$Cn\delta a = 0.0371$	$Cn\delta r = -0.1286$
$Clp = -0.6195$	$Cyp = 0.0083$	$Car = -0.0705$
$Cyr = 0.2319$	$Clr = 0.2779$	$Car = 0.0705$
$Cy\delta\dot{a} = 0.0842$	$Cl\delta\dot{a} = 0.0057$	$Cn\delta\dot{a} = 0.0318$

[1/rad]

Estabilidad estática avanzada

Calculo de la velocidad mínima de control en configuración DCI (Palo de 2 motor)

Velocidad mínima de control $V_{min} = 81.25 \text{ m/s}$

Presencia de resbalamiento (Sin fallo de motor).

$B = 15^\circ$, $\delta a = 7^\circ$, $\delta r = 22^\circ$, $\delta s = 2^\circ$ → Controlamos!!

Viraje estacionario

Viraje misión 2: $V_{max} = 87.46 \text{ m/s}$, $R = 1537 \times 1000$, $\delta a = 2.9^\circ$, $\delta r = 1.8^\circ$

Viraje misión 1: $V_{max} = 97.74$, $R = 1500 \times 2000$

Estabilidad dinámica

Modo de convergencia en balance

$s_2 = -2.1667 < 0$

Modo espiral

$s_4 = 0.023$
 $s_4 > 0$

INESTABLE

Criterio espiral: $(L_{dot} + N_{dot}) < -1.02$

Modo de balanceo holandés.

Par de autovalores complejos conjugados:

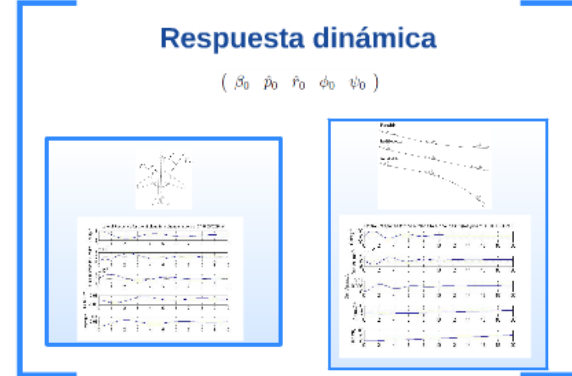
$s_{1,2} = -0.0658 \pm 1.2215i$

Frecuencia de la oscilación: $\omega_n = 1.2233 \text{ rad/s}$

Amortiguamiento: $\xi = 0.0538$

Tiempo mitad ciclo: $t = 10.5268 \text{ s}$

Ciclos para doblar la amplitud: $N = 2.0440$



Estabilidad estática avanzada

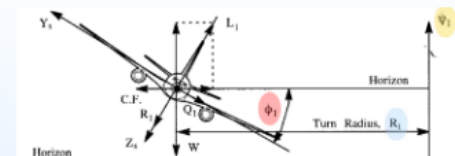
Calculo de la velocidad mínima de control en configuración OEI.
(Fallo de 1 motor)

Velocidad mínima de control
Vmc=81.25m/s

$V_{mc} \leq 1.2V_{L_{min}}$ (FAR 23 and FAR 25)
 $V_{mc} \leq \text{highest of } 1.1V_1 \text{ or } V_1 + 10 \text{ knots (Mil - F - 8785C)}$

$$\begin{bmatrix} C_{y\beta} & C_{y\delta_a} & C_{y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -(mg \sin \phi \cos \gamma + F_{yT_1}) \\ -L_{T_1} \\ -N_{T_1} - \Delta N_{D_1} \end{Bmatrix}$$

Viraje estacionario



$$n = 1/\cos(\Phi) = 1.2$$

Viraje misión 2

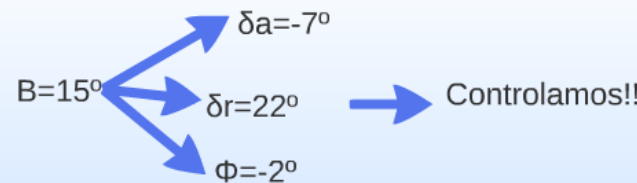
Vmax=87.46m/s
Rt=1537 < 1600

Viraje misión 1

Vmax=97.74
Rt=1500 < 3000

B = 0.6° δa = 2.5° δr = 1.6°

Presencia de resbalamiento (Sin fallo de motor).



Prezi

Respuesta dinámica

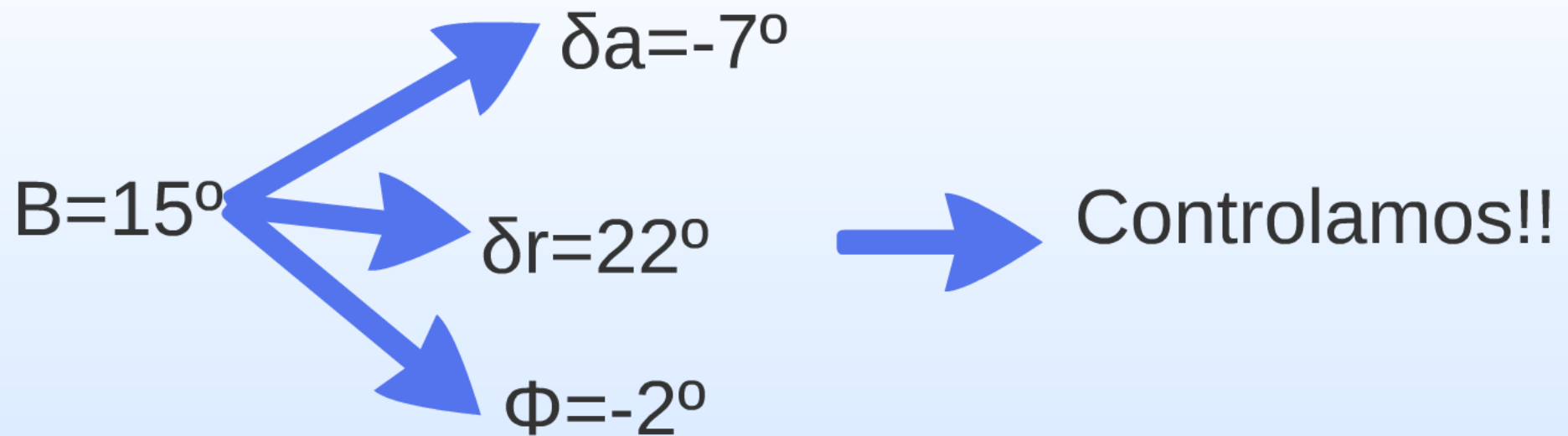
Calculo de la velocidad mínima de control en configuración OEI. (Fallo de 1 motor)

Velocidad mínima de control
 $V_{mc}=81.25\text{m/s}$

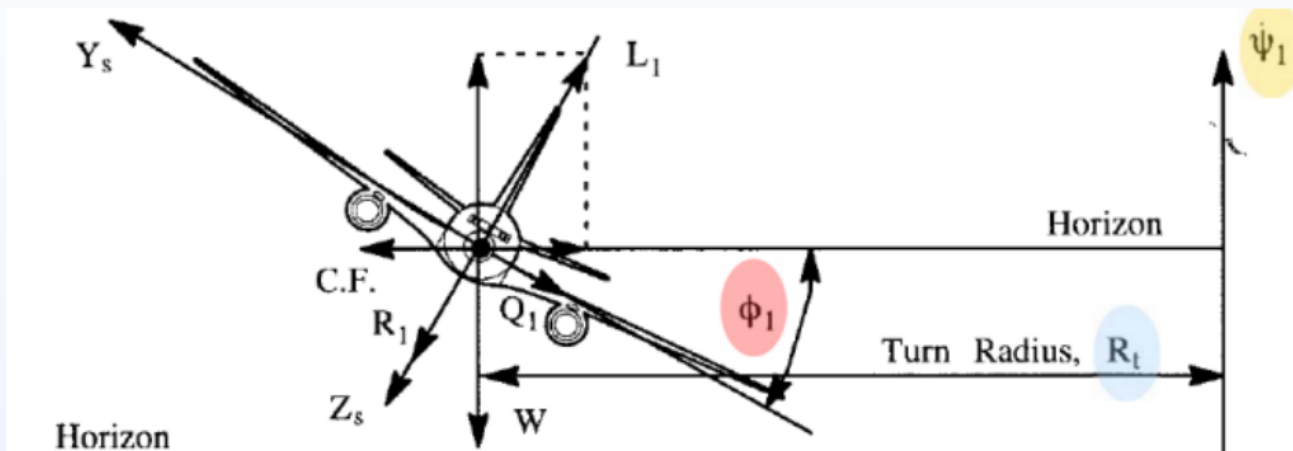
$$V_{mc} \leq 1.2V_{s_{OEI}} \text{ (FAR 23 and FAR 25)}$$

$$V_{mc} \leq \text{highest of } 1.1V_s \text{ or } V_s + 10 \text{ keas (Mil - F - 8785C)}$$

Presencia de resbalamiento(Sin fallo de motor).



Viraje estacionario



$$n=1/\cos(\Phi)=1.2$$

Viraje misión 2

$V_{max}=87.46\text{m/s}$

$R_t=1537 < 1600$

Viraje misión 1

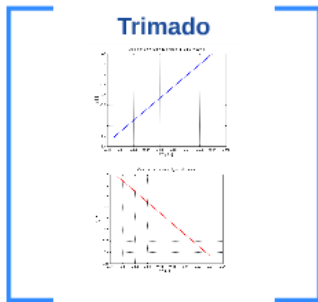
$V_{max}=97.74$

$R_t=1500 < 3000$

$B = 0.6^\circ$

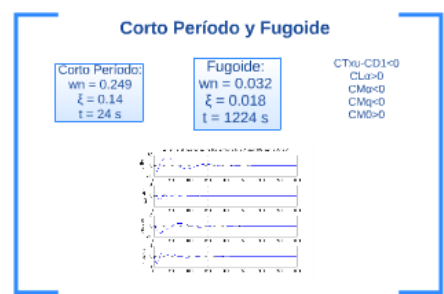
$\delta a = 2.5^\circ$

$\delta r = 1.6^\circ$



Derivadas de Estabilidad Longitudinal

a	$estab$
$CLa = 6.558 > 0$	$CLaDot = 1.86 > 0$
$CMa = -0.88 < 0$	$CMaDot = -0.65 < 0$
$CDa = 0.34$	$CDaDot = 0$
$u(M=0.5)$	$CTx1 = 0.072$
$CLu = 0$	$CTxu = -0.028$
$CMu = 0$	$CMT1 = CMTu = CTxu = CMTu = 0$
$CDu = 0$	
q	Derivadas de Control
$CLq = 18.1 > 0$	$CLq = 0.72 > 0$
$CMq = -38.56 < 0$	$CMq = -3.64 < 0$
$CDq = 0$	$CDq = 0$



Estabilidad/Control lateral-direccional

Diseño del estabilizador vertical.

Diseño final estabilizador vertical

- $S_v = 18 \text{ m}^2$
- $S_r = 4.14 \text{ m}^2$
- $S_r/S_v = 0.23$
- Flecha = 30°
- Estrechamiento = 0.5
- $b = 6.2 \text{ m}$
- Cuerda raíz = 3.8 m

Derivadas de control.

$Cy\delta = -0.6899$	$Cy\delta a = 0$	$Cy\delta r = -0.360$
$Cl\delta = -0.1261$	$Cl\delta a = 0.1544$	$Cl\delta r = 0.0266$
$Cn\delta = -0.2012$	$Cn\delta a = 0.0371$	$Cn\delta r = -0.1286$
$Clp = -0.6195$	$Cyp = 0.0083$	$Car = -0.0705$
$Cyr = 0.2319$	$Clr = 0.2779$	$Car = 0.0705$
$Cy\delta dot = 0.0842$	$Cl\delta dot = 0.0057$	$Cn\delta dot = 0.0318$

[1/rad]

Estabilidad estática avanzada

Calculo de la velocidad mínima de control en configuración DCI (Palo de 2 motor)

Velocidad mínima de control $V_{min} = 81.25 \text{ m/s}$

Presencia de resbalamiento (sin fallo de motor):

- $\beta = 15^\circ$
- $\delta a = 7^\circ$
- $\delta r = 22^\circ$
- $\delta s = 2^\circ$

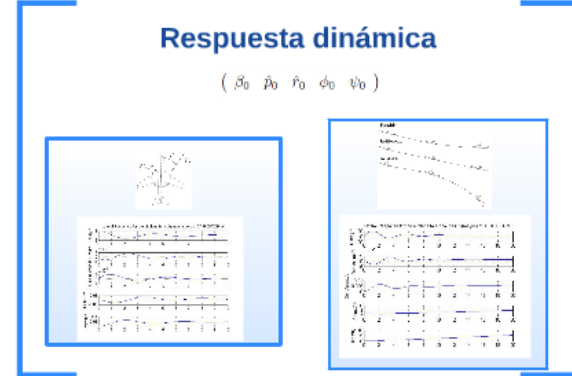
Controlamos!!

Viraje estacionario

$n = 1 \cos(\delta) = 1.2$	
Viraje misión 2	Viraje misión 1
$V_{max} = 87.46 \text{ m/s}$	$V_{max} = 97.74$
$R = 1537 \times 1000$	$R = 1500 \times 2000$
$\delta = 0.8^\circ$	$\delta = 2.9^\circ$
	$\delta = 1.8^\circ$

Estabilidad dinámica

Modo de convergencia en balance	Modo espiral	Modo de balanceo holandés.
$s_2 = -2.1667 < 0$	$s_4 = 0.023$ $s_4 > 0$	Par de autovalores complejos conjugados: $s_{1,2} = -0.0658 \pm 1.2215i$ $s_{3,4} = -0.0658 \pm 1.2215i$
	INESTABLE	Frecuencia de la oscilación: $\omega_n = 1.2233 \text{ rad/s}$
	Criterio espiral: $(L_{dot} + N_{dot}L) = -1.02$	Amortiguamiento: $\xi = 0.0538$
		Tiempo mitad ciclo: $t = 10.5268 \text{ s}$
		Ciclos para doblar la amplitud: $N = 2.0440$

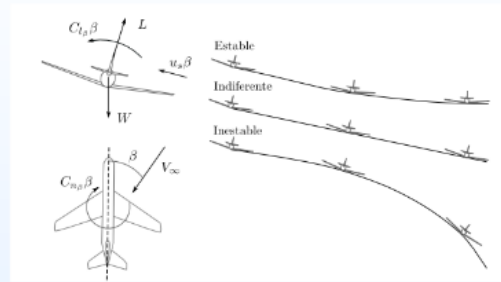


Estabilidad dinámica

Modo de convergencia en balance

$$s_2 = -2.1667 < 0$$

Modo espiral



$$s_4 = 0.023$$

$$s_4 > 0$$



INESTABLE

Se podría evitar con un sistema aviónico que impida la expansión en este modo.

$$\text{Criterio espiral} = (L_{\beta} N_r - N_{\beta} L_r) = -1.02$$

Modo de balanceo holandés.



Par de autovalores complejos conjugados;

$$s_{1_d} = -0.0658 + 1.2215i$$

$$s_{2_d} = -0.0658 - 1.2215i$$

Frecuencia de la oscilación; $\omega_n = 1.2233 \text{ rad/s}$

Amortiguamiento; $\xi = 0.0538$

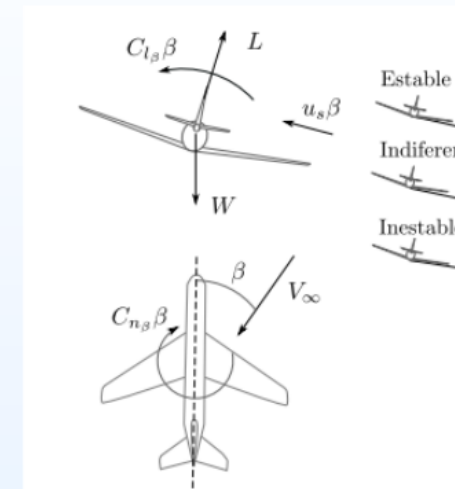
Tiempo mitad/doble; $t = 10.5268 \text{ s}$

Ciclos para doblar la amplitud $N = 2.0440$

Modo de convergencia en balance

$$s_2 = -2.1667 < 0$$

Modo e



$$s_4 = 0$$

$$s_4$$



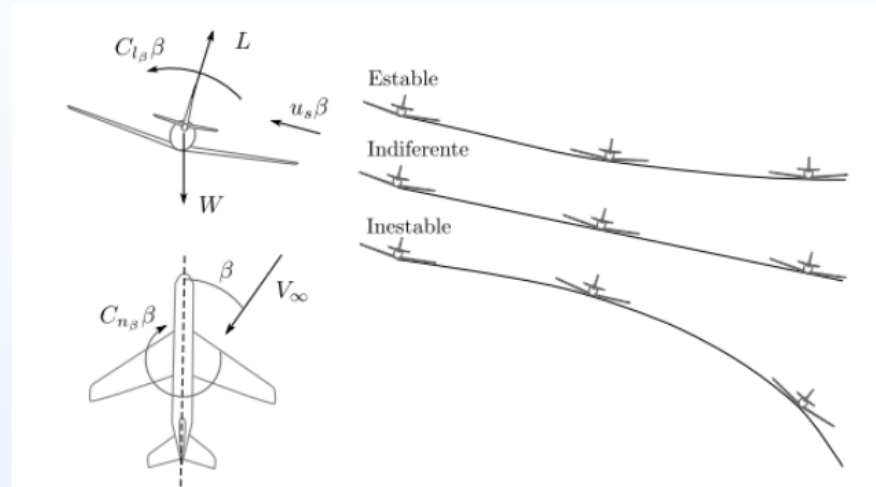
INESTABLE

Criterio espiral = (Lb_e)
= -1.02

o de
gencia
ance

667 < 0

Modo espiral



$$s_4 = 0.023$$

$$s_4 > 0$$

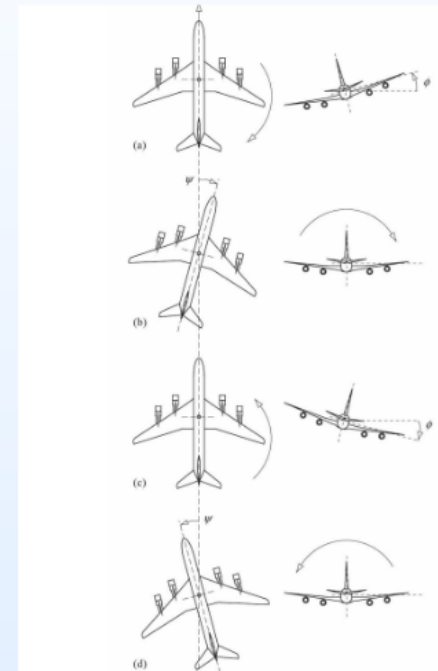


INESTABLE

Se podría evitar con un sistema aviónico que impida la expansión en este modo.

$$\text{Criterio espiral} = (L_{\beta} N_r - N_{\beta} L_r) = -1.02$$

Modo c ho



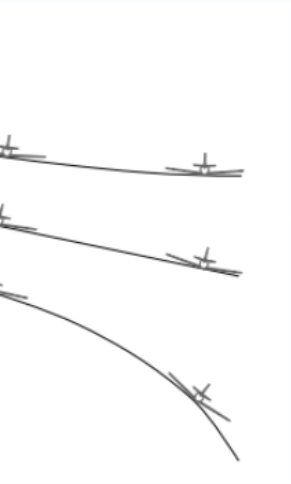
Frecuencia de la os

Amortiguamiento;

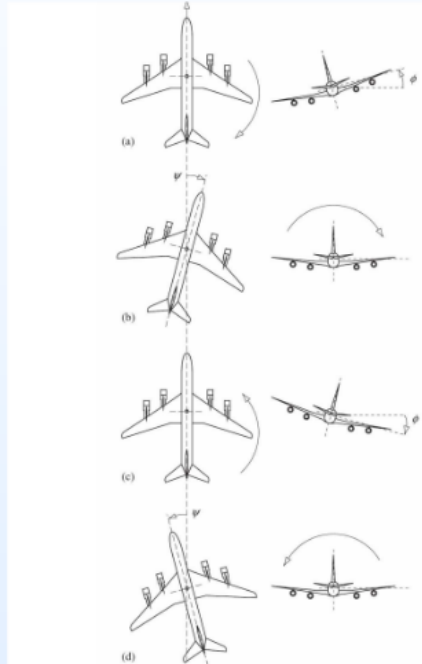
Tiempo mitad/doble

Ciclos para doblar

iral



Modo de balanceo holandés.



Par de autovalores complejos conjugados;

$$s_{1_d} = -0.0658 + 1.2215i$$

$$s_{2_d} = -0.0658 - 1.2215i$$

Frecuencia de la oscilación; $\omega_n = 1.2233 \text{ rad/s}$

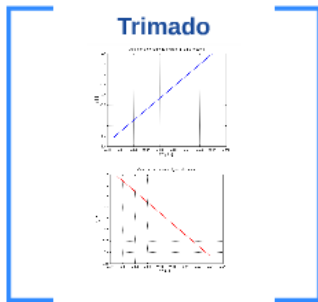
Amortiguamiento; $\xi = 0.0538$

Tiempo mitad/doble; $t = 10.5268 \text{ s}$

Ciclos para doblar la amplitud $N = 2.0440$

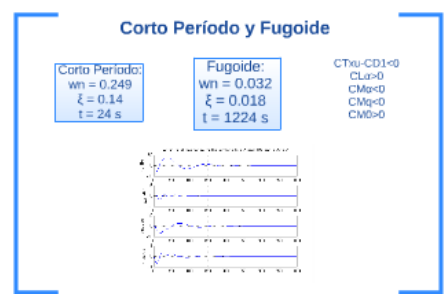
Se debería evitar con un avión que impida la maniobra en este modo.

$N_{\beta} \cdot L_r$



Derivadas de Estabilidad Longitudinal

a	$estab$
$CLa = 6.558 > 0$	$CLaDot = 1.86 > 0$
$CMa = -0.88 < 0$	$CMaDot = -0.65 < 0$
$CDa = 0.34$	$CDaDot = 0$
$u(M=0.5)$	$CTx1 = 0.072$
$CLu = 0$	$CTxu = -0.028$
$CMu = 0$	$CMT1 = CMTu = CTxu = CMTu = 0$
$CDu = 0$	
q	Derivadas de Control
$CLq = 18.1 > 0$	$CLq = 0.72 > 0$
$CMq = -38.56 < 0$	$CMq = -3.64 < 0$
$CDq = 0$	$CDq = 0$



Estabilidad/Control lateral-direccional

Diseño del estabilizador vertical.

Diseño final estabilizador vertical

- $Sv = 18m^2$
- $Sr = 4.14m^2$
- $Sr/Sv = 0.23$
- Flecha = 30°
- Estrechamiento = 0.5
- $b = 6.2m$
- Cuerda_raz = $3.8m$

Derivadas de control.

$Cy\delta = -0.6899$	$Cy\delta a = 0$	$Cy\delta r = -0.360$
$Cl\delta = -0.1261$	$Cl\delta a = 0.1544$	$Cl\delta r = 0.0266$
$Cu\delta = -0.2012$	$Cu\delta a = 0.0371$	$Cu\delta r = -0.1286$
$Clp = -0.6195$	$Cyp = 0.0083$	$Car = -0.0705$
$Cyr = 0.2319$	$Clr = 0.2779$	$Car = 0.0705$
$Cy\delta dot = 0.0812$	$Cl\delta dot = 0.0057$	$Cu\delta dot = 0.0318$

[1/rad]

Estabilidad estática avanzada

Calculo de la velocidad mínima de control en configuración DCI (Palo de 2 motor)

Velocidad mínima de control $V_{min} = 81.25 \text{ m/s}$

Presencia de resbalamiento (Sin fallo de motor):

- $\beta = 15^\circ$
- $\delta a = 7^\circ$
- $\delta r = 22^\circ$
- $\delta s = 2^\circ$

Controlamos!!

Viraje estacionario

$n = 1 \cos(\delta) = 1.2$

Viraje misión 2	Viraje misión 1
$V_{max} = 87.46 \text{ m/s}$	$V_{max} = 97.74$
$R = 1537 \times 1000$	$R = 1500 \times 2000$
$\delta = 0.8^\circ$	$\delta = 2.9^\circ$
	$\delta = 1.8^\circ$

Estabilidad dinámica

Modo de convergencia en balance

$s2 = -2.1667 < 0$

Modo espiral

$s4 = 0.023$

$s4 > 0$

INESTABLE

Criterio espiral: $(L \cdot b \cdot a^2 \cdot r - N \cdot b \cdot a^2 \cdot L^2) > -1.02$

Modo de balanceo holandés.

Par de autovalores complejos conjugados:

$s1_d = -0.0658 + 1.2215i$

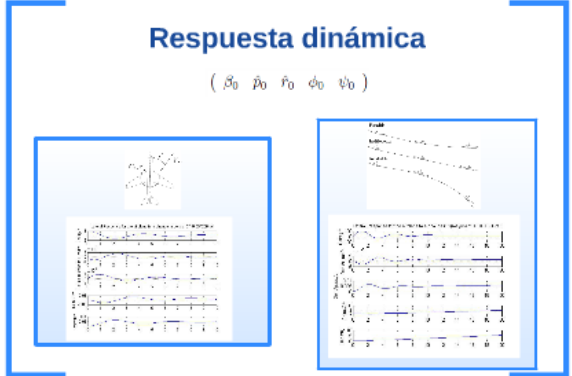
$s2_d = -0.0658 - 1.2215i$

Frecuencia de la oscilación: $\omega_n = 1.2233 \text{ rad/s}$

Amortiguamiento: $\xi = 0.0538$

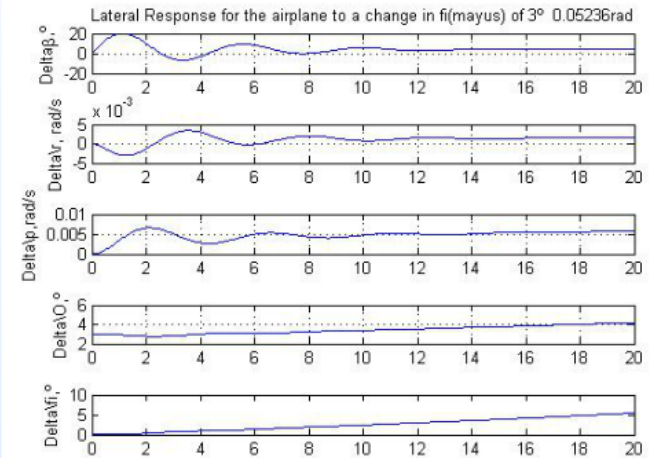
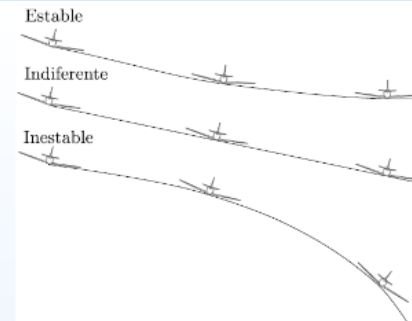
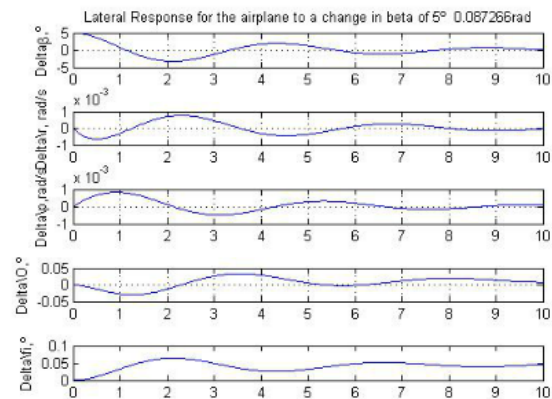
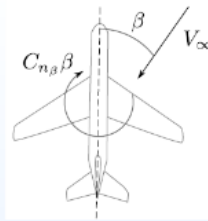
Tiempo mitad ciclo: $t = 10.5268 \text{ s}$

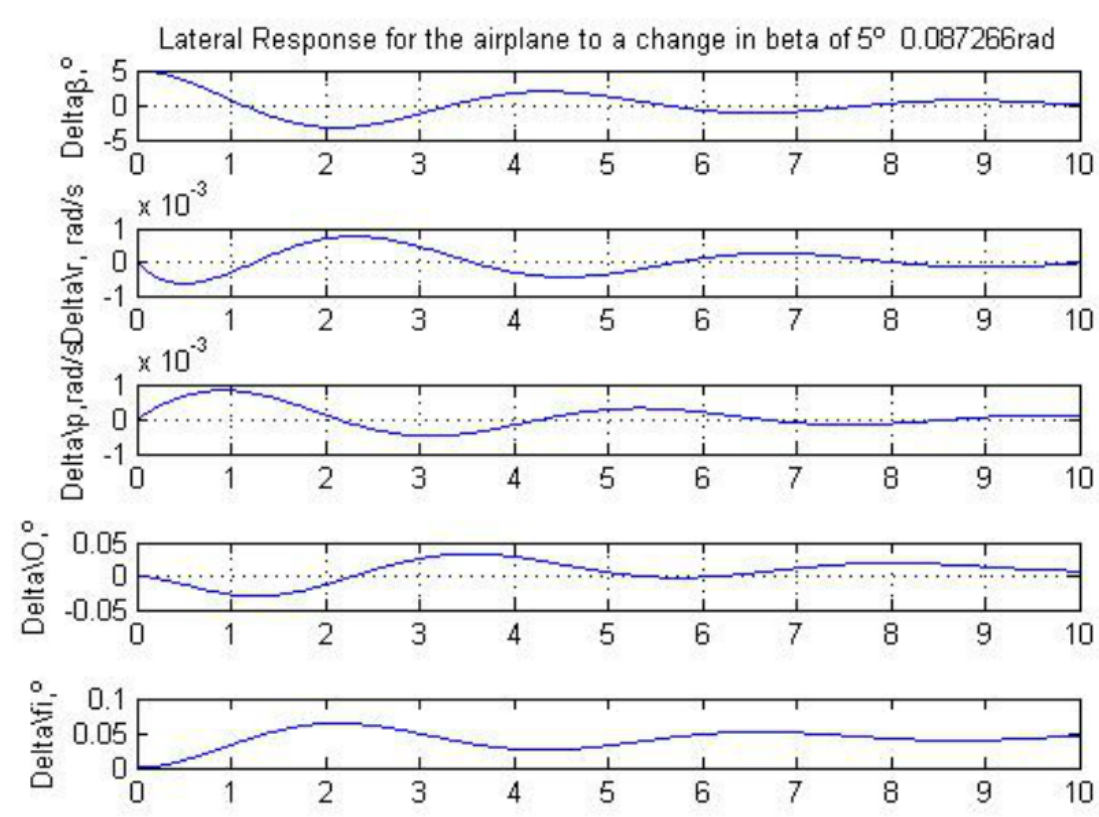
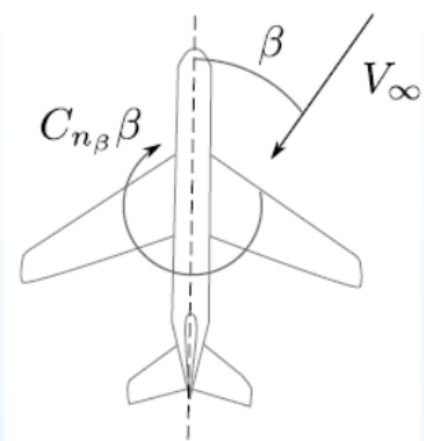
Ciclos para doblar la amplitud: $N = 2.0440$



Respuesta dinámica

$$(\beta_0 \hat{p}_0 \hat{r}_0 \phi_0 \psi_0)$$

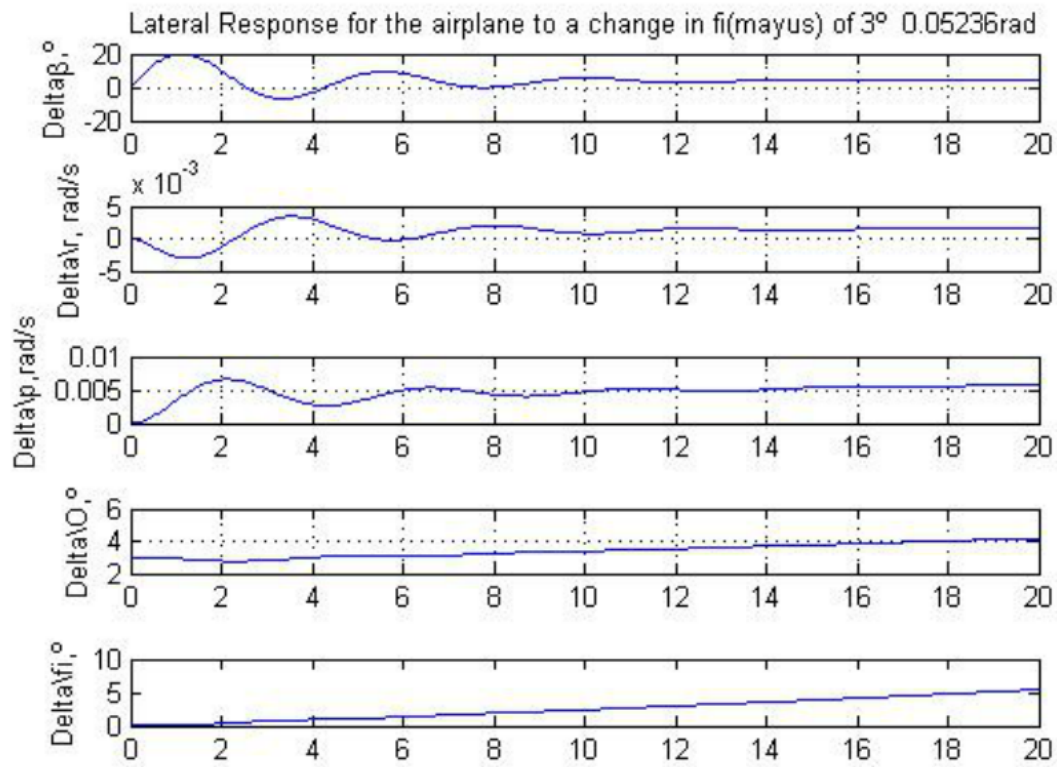
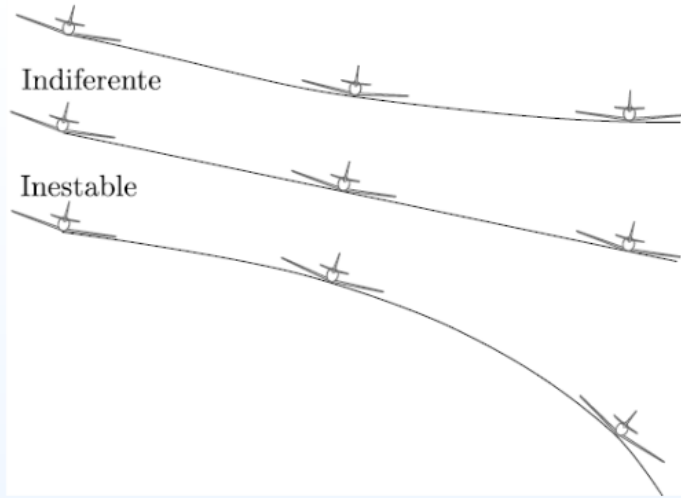


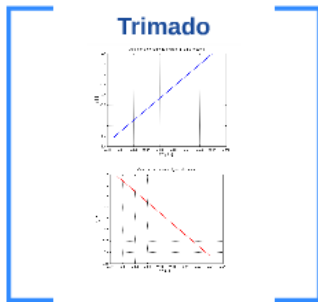


Estable

Indiferente

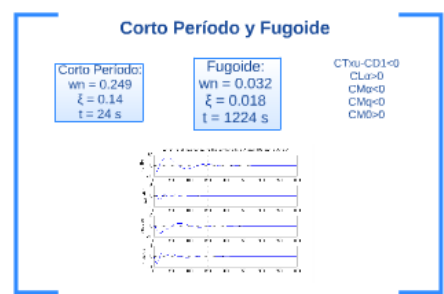
Inestable





Derivadas de Estabilidad Longitudinal

a	$estab$
$CLa = 6.558 > 0$	$CLa_{dot} = 1.86 > 0$
$CMa = -0.88 < 0$	$CMa_{dot} = -0.65 < 0$
$CDa = 0.34$	$CDa_{dot} = 0$
$u(M=0.5)$	$CTx1 = 0.072$
$CLu = 0$	$CTxu = -0.028$
$CMu = 0$	$CMT1 = CMTu = CTxu = CMTu = 0$
$CDu = 0$	
q	Derivadas de Control
$CLq = 18.1 > 0$	$CL\delta = 0.72 > 0$
$CMq = -38.56 < 0$	$CM\delta = -3.64 < 0$
$CDq = 0$	$CD\delta = 0$



Estabilidad/Control lateral-direccional

Diseño del estabilizador vertical.

Diseño final estabilizador vertical

- $S_v = 18 \text{ m}^2$
- $S_r = 4.14 \text{ m}^2$
- $S_r/S_v = 0.23$
- Flecha = 30°
- Estrechamiento = 0.5
- $b = 6.2 \text{ m}$
- Cuerda raíz = 3.8 m

Derivadas de control.

$Cy\delta = -0.6899$	$Cy\delta_a = 0$	$Cy\delta_r = -0.360$
$Cl\delta = -0.1261$	$Cl\delta_a = 0.1544$	$Cl\delta_r = 0.0266$
$Cu\delta = -0.2012$	$Cu\delta_a = 0.0371$	$Cu\delta_r = -0.1286$
$Clp = -0.6195$	$Cyp = 0.0083$	$Car = -0.0705$
$Cyr = 0.2319$	$Clr = 0.2779$	$Car = 0.0705$
$Cy\delta_{dot} = 0.0842$	$Cl\delta_{dot} = 0.0057$	$Cu\delta_{dot} = 0.0318$

[1/rad]

Estabilidad estática avanzada

Calculo de la velocidad mínima de control en configuración DCI (Palo de 2 motor)

Velocidad mínima de control $V_{min} = 81.25 \text{ m/s}$

Presencia de resbalamiento (Sin fallo de motor):

- $\beta = 15^\circ$
- $\delta a = 7^\circ$
- $\delta r = 22^\circ$
- $\delta s = 2^\circ$

Controlamos!!

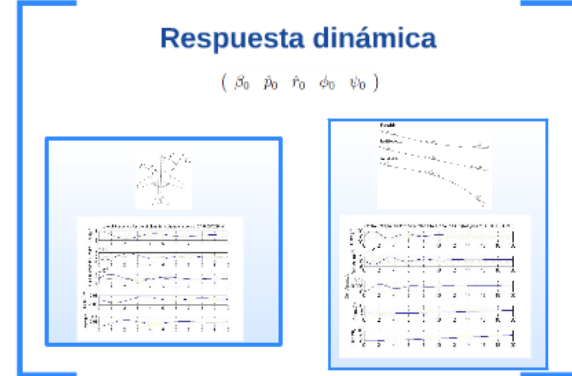
Viraje estacionario

$n = 1 \cos(\delta) = 1.2$

Viraje misión 2	Viraje misión 1
$V_{max} = 87.46 \text{ m/s}$	$V_{max} = 97.74$
$R = 1537 \times 1000$	$R = 1500 \times 2000$
$\delta = 0.8^\circ$	$\delta = 2.9^\circ$
$\delta = 1.8^\circ$	$\delta = 1.8^\circ$

Estabilidad dinámica

Modo de convergencia en balance	Modo espiral	Modo de balanceo holandés.
$s_2 = -2.1667 < 0$	$s_4 = 0.023$ $s_4 > 0$	Par de autovalores complejos conjugados: $s_{1,2} = -0.0658 \pm 1.2215i$ $s_{3,4} = -0.0658 \pm 1.2215i$
	INESTABLE	Frecuencia de la oscilación: $\omega_n = 1.2233 \text{ rad/s}$
	Criterio espiral: $(L_{dot} + N_{dot}) < -1.02$	Amortiguamiento: $\xi = 0.0538$
		Tiempo mitad de ciclo: $t = 10.5268 \text{ s}$
		Ciclos para doblar la amplitud: $N = 2.0440$



Estabilidad y Control

Estabilidad longitudinal

Introducción

¿Por qué es tan importante?

- 1.- Regresar a la condición de equilibrio de forma autónoma.
- 2.- Estáticamente genera momentos cuando se produce una perturbación.
- 3.- Dinámicamente, regresa eventualmente a su estado inicial.
- 4.- La finalidad es un vuelo equilibrado.

Centro de gravedad y punto neutro.

NP=12.253 m

Centro de gravedad y punto neutro.

Trimado

ZF=0; ZM=0;

S = 100 m²
Sh = 20 m²
h = -0.32°

CL0 = 0.8971
CLα = 5.48 > 0
CLδ = 0.72 > 0
CM0 = 0.03 > 0
CMα = -0.82 < 0
CMδ = -3.64 < 0 [1/rad]

Trimado

Derivadas de Estabilidad Longitudinal

CLα = 5.48	CLδ = 0.72	CLq = 0	CLr = 0
CLβ = 0	CLp = 0	CLr = 0	CLs = 0
CMα = -0.82	CMδ = -3.64	CMq = 0	CMr = 0
CMβ = 0	CMp = 0	CMr = 0	CMs = 0

Corto Periodo y Fugoides

Corto Periodo: ωn = 0.249, ζ = 0.34, t = 23.4 s

Fugoides: ωn = 0.032, ζ = 0.018, t = 322.4 s

Estabilidad/Control lateral-direccional

Diseño del estabilizador vertical.

Diseño final estabilizador vertical

Sv=18m²
Sr=4.14m²
Sh=9=0.23

Factor=30°
Estrechamiento=0.5
b=6.2m
Cuerpo_B=3.8m

Derivadas de control.

CLδ = 0.72	CLp = 0	CLr = 0
CLβ = 0	CLα = 5.48	CLδ = 0.72
CLq = 0	CLr = 0	CLs = 0
CMδ = -3.64	CMp = 0	CMr = 0
CMβ = 0	CMα = -0.82	CMδ = -3.64
CMq = 0	CMr = 0	CMs = 0

[1/rad]

Estabilidad estática avanzada

Valor de la estabilidad estática en el centro de gravedad (CG) para el trimado.

Presencia de subamortiguación (solo de modo 1)

Modo 1: ωn=0.032, ζ=0.018, t=322.4 s

Modo 2: ωn=0.249, ζ=0.34, t=23.4 s

Estabilidad dinámica

Modo de convergencia en balance: s2 = -2.1667 < 0

Modo espiral: s4 = -0.023, s4 > 0

Modo de balanceo holandés: ωn = 0.032, ζ = 0.018, t = 322.4 s

Respuesta dinámica

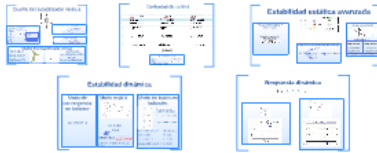
(δ, β, r, p, q)

Estabilidad y Control

Estabilidad longitudinal



Estabilidad/Control lateral-direccional

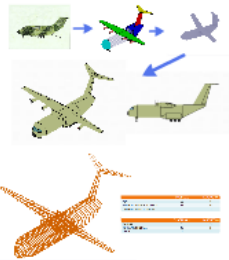


Estructuras

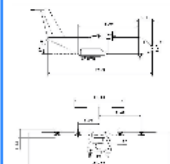


Diseño

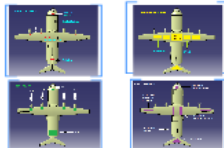
EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



DIMENSIONADO



ESQUEMATIZACIÓN DE LOS SISTEMAS



DISTRIBUCIONES MISIONES



TREN DE ATERRIZAJE

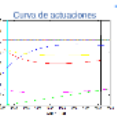


Propulsión

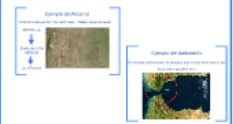
Nuestro motor



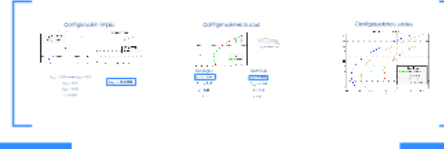
Actuaciones

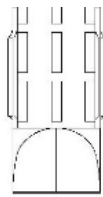


Características especiales



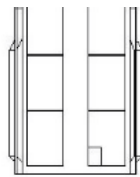
Aerodinámica





30 Camillas

4 Médicos



30 Pasajeros



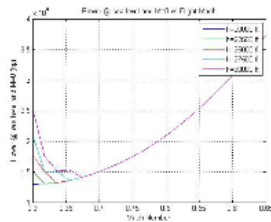
URO VANTAC

IVECO LMV

Wheel Base: 12.0
Wheel Track: 4.2
Altura: 1 m

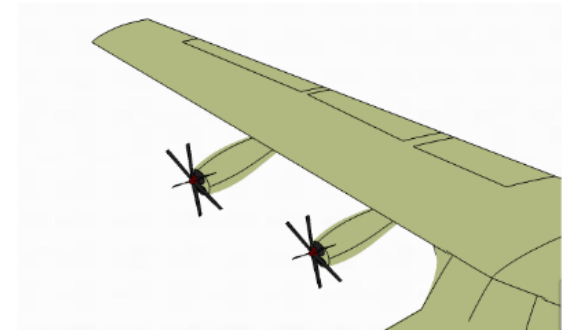
Propulsión

¿Qué motores utilizar?



Nuestro motor

Fabricante	Allison (Rolls-Royce)
Modelo	AE2100D3
Pal	6000 hp
Chhp	0.41 lb/(Hp-h)
Peso	1727 lb (783 kg)
Longitud	110 in (3.0 m)
Diámetro	28.7 in (0.73 m)
N° de motores	4
Etapas (altas) del compresor	14
Etapas (altas) de la turbina	4



Comparación

Europrop TP400-D6:

P=10000 hp
Chhp=0.39
Peso=4035 lb



Allison T56-A-427:

P=5250 hp
Chhp=0.47
Peso=1940 lb



Rolls Royce Tyne B01:

P=5480 hp
Chhp=0.453
Peso=2187 lb

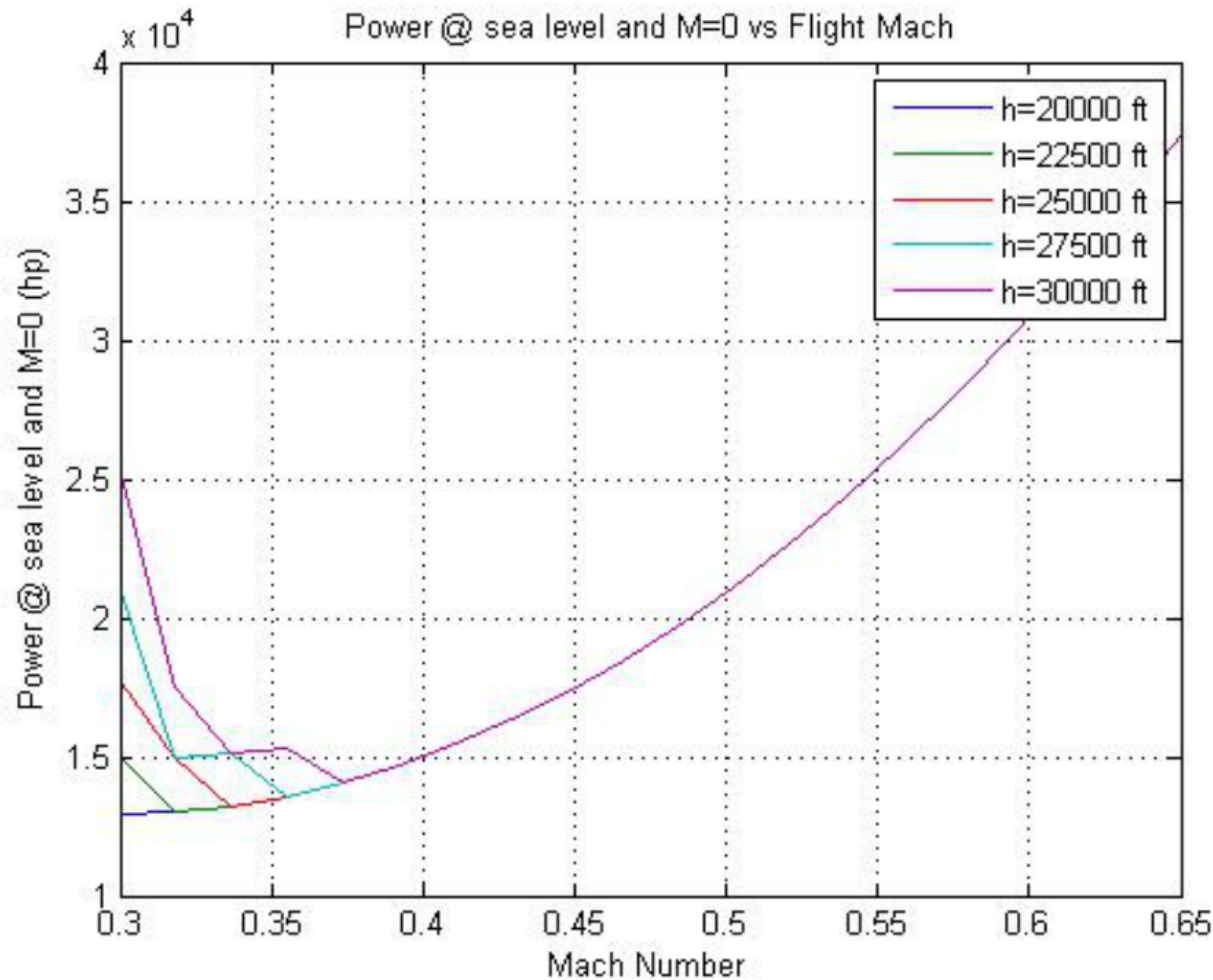


Allison AE2100D3:

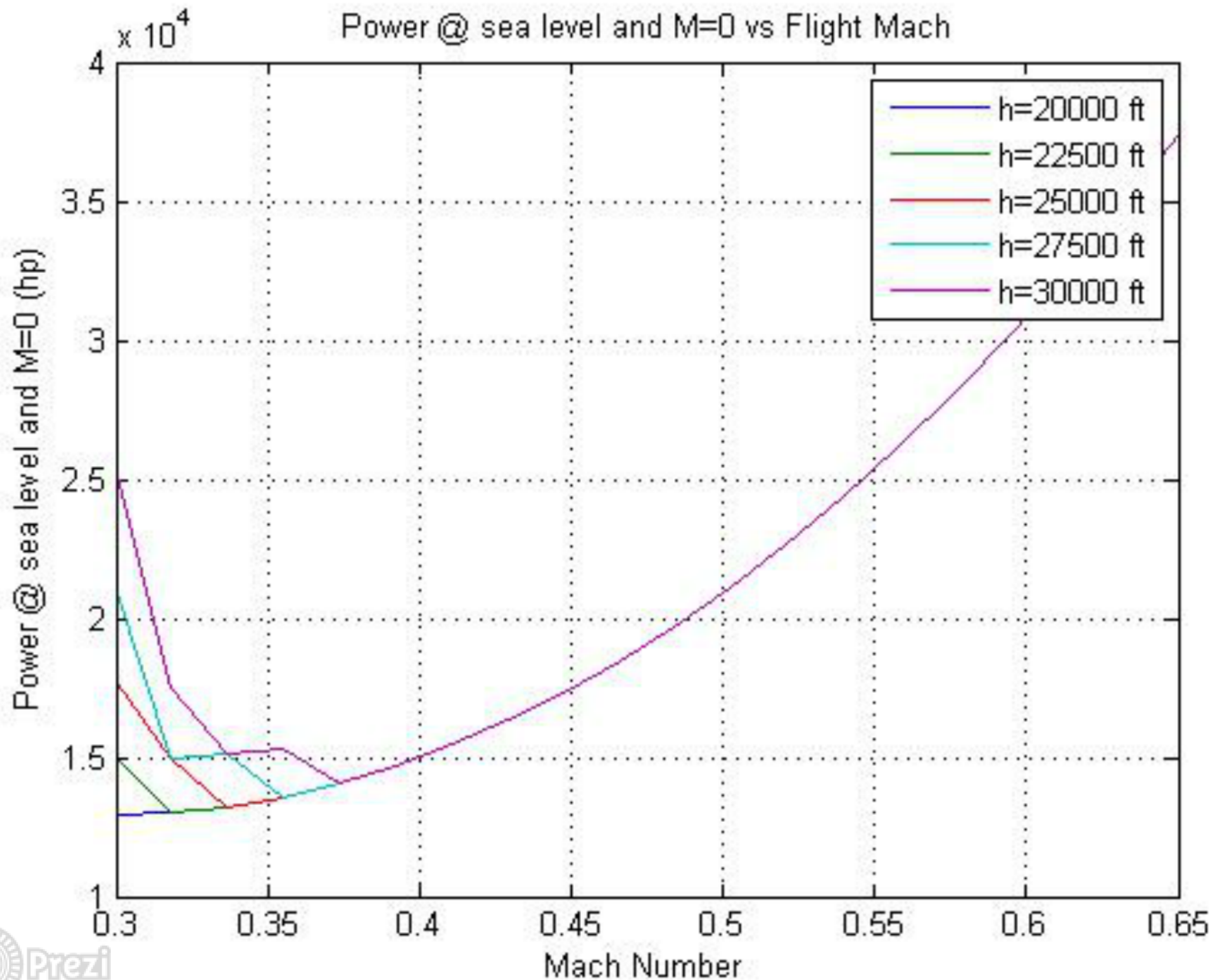
P=6000 hp
Chhp=0.41
Peso=1727 lb



¿Qué motores utilizar?



Power @ sea level and M=0 vs Flight Mach



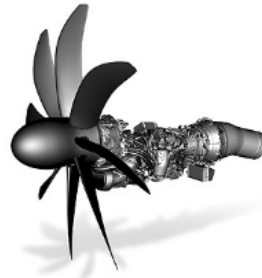
Comparación

Europrop TP400-D6:

P=10000 hp

Cbhp=0.39

Peso=4035 lb



Allison T56-A-427:

P=5250 hp

Cbhp=0.47

Peso=1940 lb



Rolls Royce Tyne 801:

P=5480 hp

Cbhp=0.453

Peso=2187 lb



Allison AE2100D3:

P=6000 hp

Cbhp=0.41

Peso=1727 lb

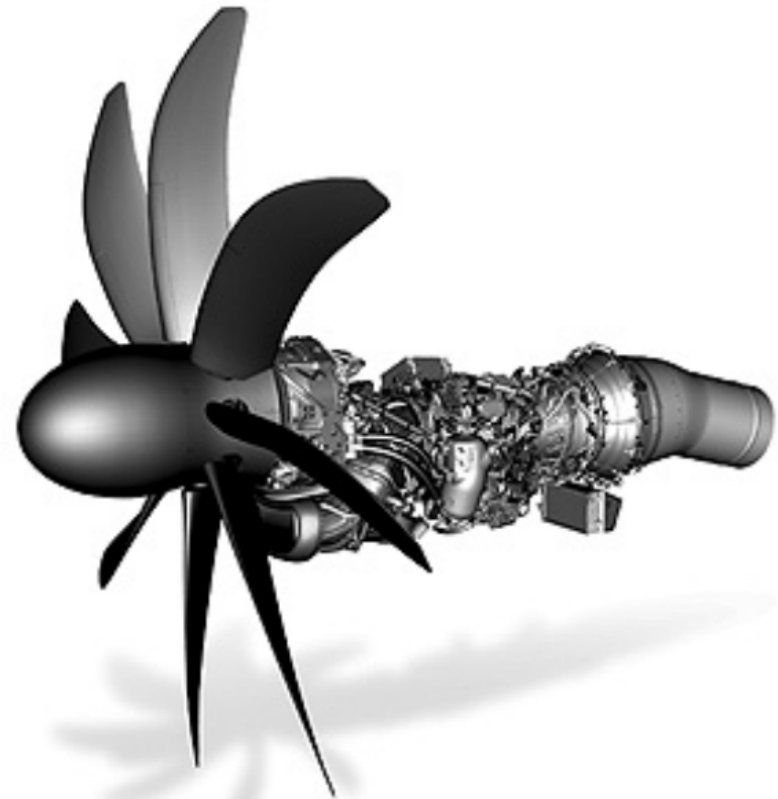


Europrop TP400-D6:

$P=10000$ hp

$Cbhp=0.39$

$Peso=4035$ lb

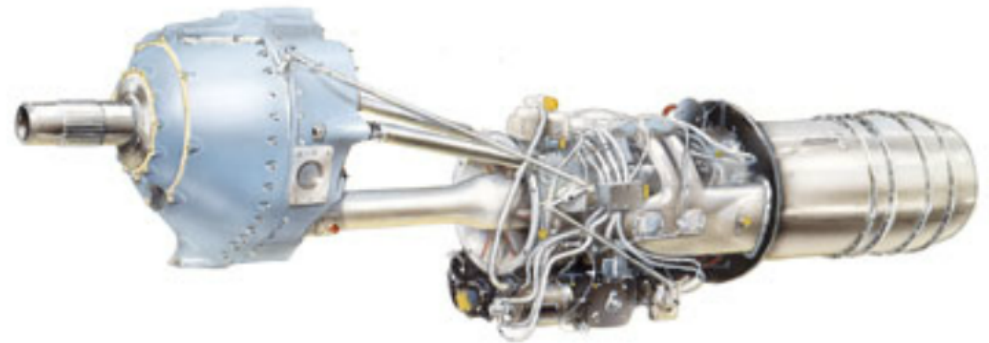


Allison T56-A-427:

P=5250 hp

Cbhp=0.47

Peso=1940 lb



Rolls Royce Tyne 801:

$P=5480$ hp

$C_{bhp}=0.453$

$Peso=2187$ lb



Allison AE2100D3:

$P=6000$ hp

C_b hp=0.41

Peso=1727 lb



Nuestro motor

Fabricante	Allison (Rolls-Royce)
Modelo	AE2100D3
Psl	6000 hp
Cbhp	0.41 lb/(hp·h)
Peso	1727 lb (783 kg)
Longitud	118 in (3.0 m)
Diámetro	28.7 in (0.73 m)
Nº de motores	4
Etapas (altas) del compresor	14
Etapas (altas) de la turbina	4

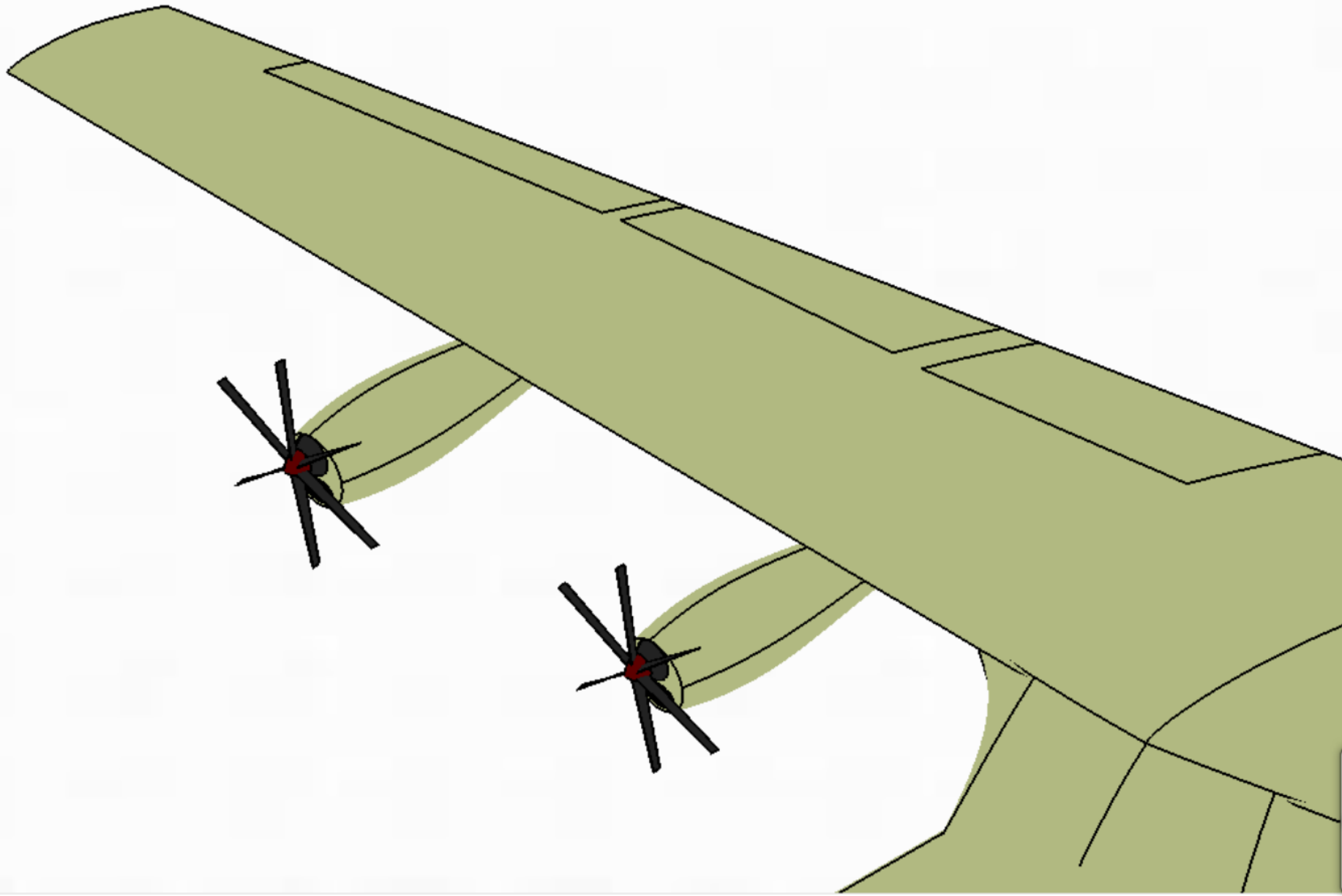


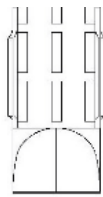
Fabricante	Allison (Rolls-Royce)
Modelo	AE2100D3
Psl	6000 hp
Cbhp	0.41 lb/(hp·h)
Peso	1727 lb (783 kg)
Longitud	118 in (3.0 m)
Diámetro	28.7 in (0.73 m)
Nº de motores	4
Etapas (altas) del compresor	14
Etapas (altas) de la turbina	4

Nuestro motor

Fabricante	Allison (Rolls-Royce)
Modelo	AE2100D3
Psl	6000 hp
Cbhp	0.41 lb/(hp·h)
Peso	1727 lb (783 kg)
Longitud	118 in (3.0 m)
Diámetro	28.7 in (0.73 m)
Nº de motores	4
Etapas (altas) del compresor	14
Etapas (altas) de la turbina	4

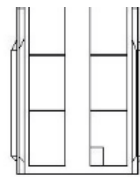






30 Camillas

4 Médicos



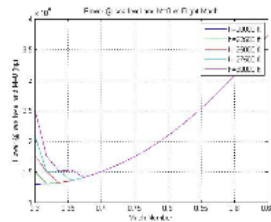
30 Pasajeros



Wheel Base: 12.0
Wheel Track: 4.2
Altura: 1 m

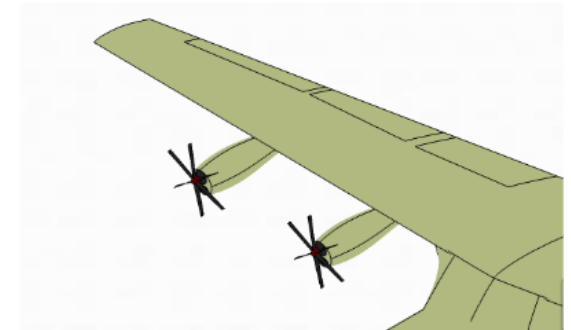
Propulsión

¿Qué motores utilizar?



Nuestro motor

Fabricante	Allison (Rolls-Royce)
Modelo	AE2100D3
Pal	6000 hp
Chhp	0.41 lb/(Hp-h)
Peso	1727 lb (783 kg)
Longitud	110 in (3.0 m)
Diámetro	28.7 in (0.73 m)
Nº de motores	4
Etapas (altas) del compresor	14
Etapas (altas) de la turbina	4



Comparación

Europrop TP400-D6:

P=10000 hp
Chhp=0.39
Peso=4035 lb



Allison T56-A-427:

P=5250 hp
Chhp=0.47
Peso=1940 lb



Rolls Royce Tyne B01:

P=5480 hp
Chhp=0.453
Peso=2187 lb



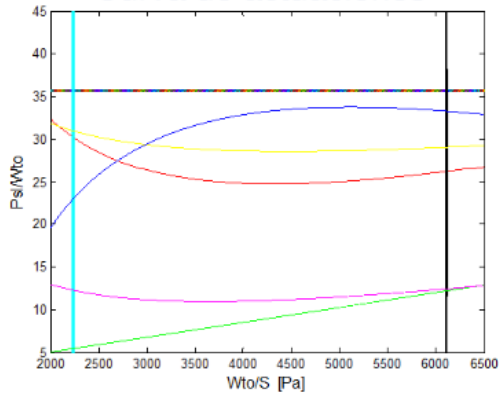
Allison AE2100D3:

P=6000 hp
Chhp=0.41
Peso=1727 lb

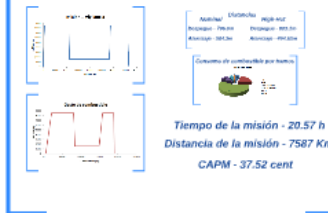


Actuaciones

Curva de actuaciones



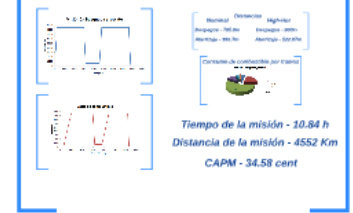
Misión 1 - Vigilancia



Misión 3 - Misión de carga



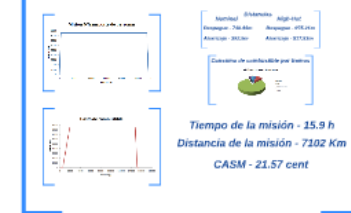
Misión 2 - Búsqueda y vigilancia



Misión 4A - Evacuación médica



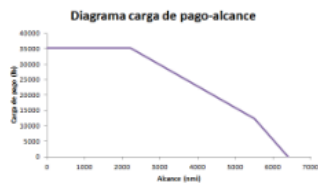
Misión 4B - Transporte de personas



Posiciones de palanca óptimas

Misión 1	Misión 2	Misión 3	Misión 4A	Misión 4B
Despegue - 2.15	Despegue - 2.15	Despegue - 2.25	Despegue - 2.25	Despegue - 2.25
Subida - 0.2	Subida - 0.23	Subida - 0.23	Subida - 0.23	Subida - 0.23
Crucero máx Alcance - 0.81	Crucero máx Alcance - 0.76	Crucero máx Alcance - 0.85	Crucero máx Alcance - 0.77	Crucero máx Alcance - 0.88
Crucero máx Autonomía - 0.22	Crucero máx Autonomía - 0.25	Crucero máx Autonomía - 0.16	Crucero máx Autonomía - 0.15	Crucero máx Autonomía - 0.21
Descenso - 0.34	Descenso - 0.38	Descenso - 0.34	Descenso - 0.35	Descenso - 0.32
Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.26	Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.2

Diagrama Carga de Pago - Alcance

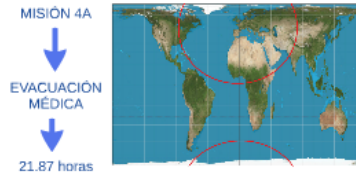


MTOW - 51350 kg OEW - 25298 kg LW - 32355.36 kg
 BEW - 25126 kg AZFW - 31196 kg ATOW - 51186 kg

Características especiales

Ejemplo del Alcance

Usando la proyección de Gall-Peter -- Mejor proporcionada



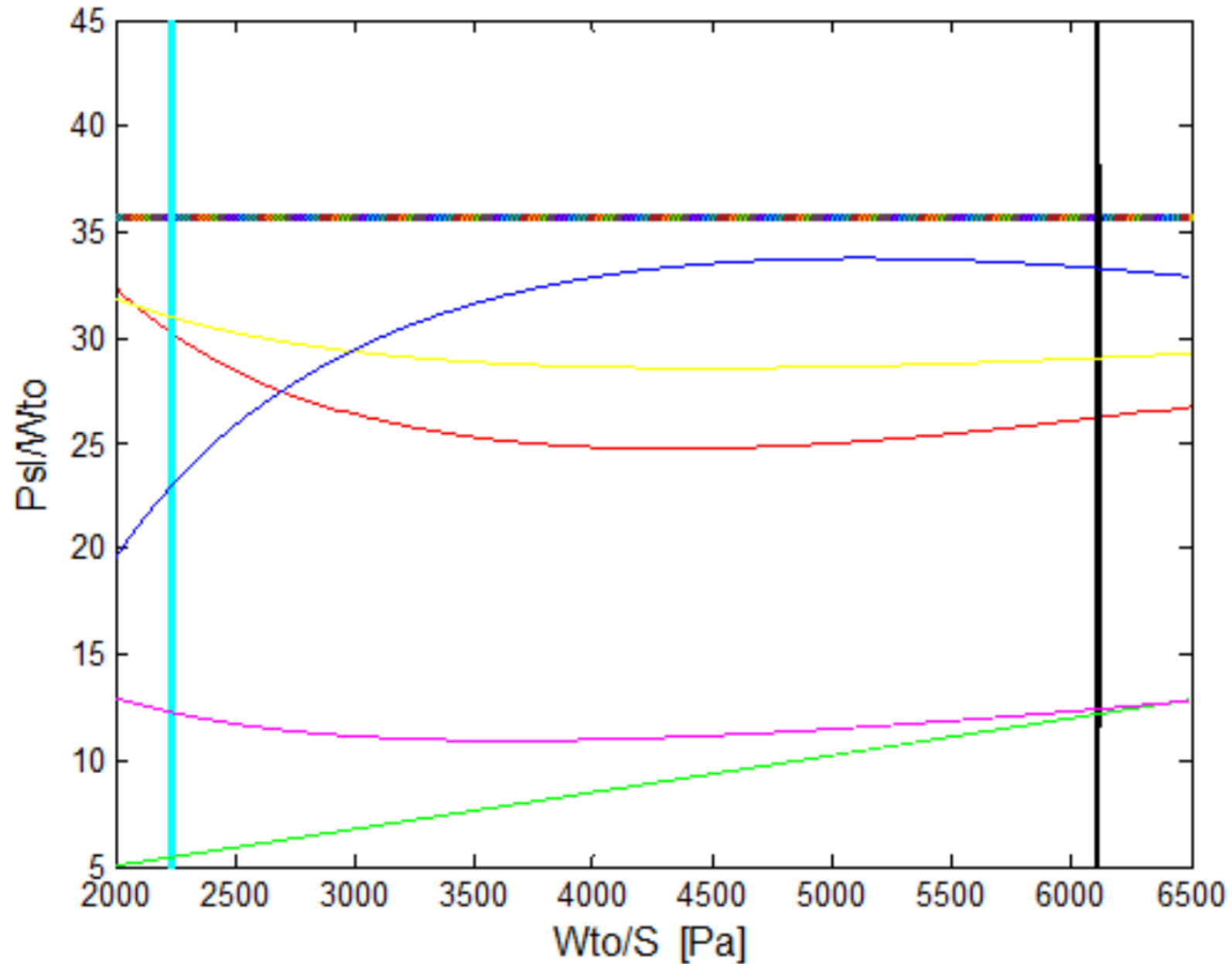
Ejemplo del Autonomía

En el tramo del crucero de máxima autonomía de la misión 4A

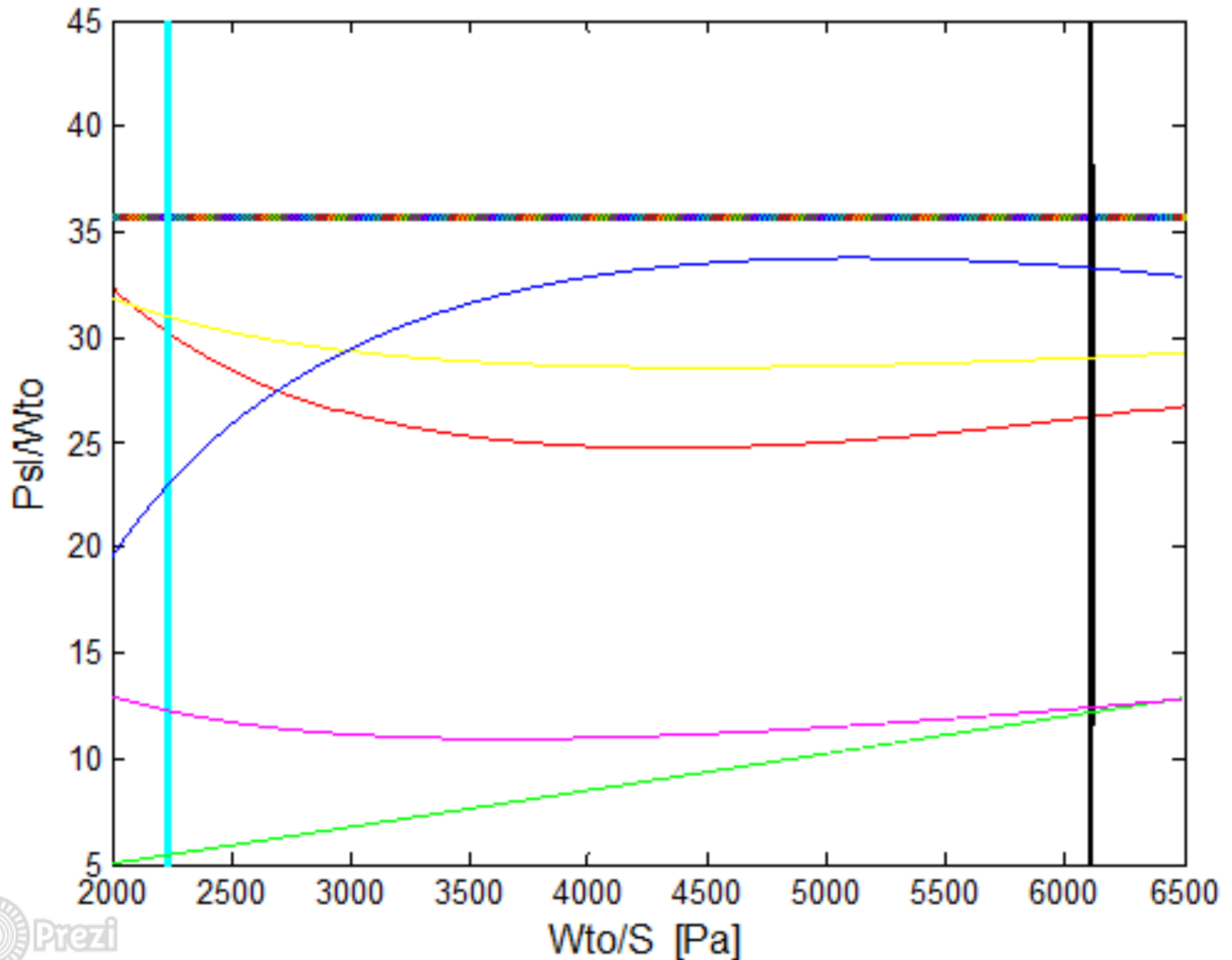
Área cubierta=1683 m²



Curva de actuaciones

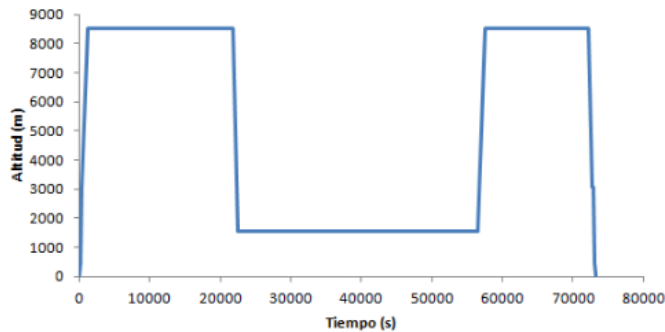


Curva de actuaciones

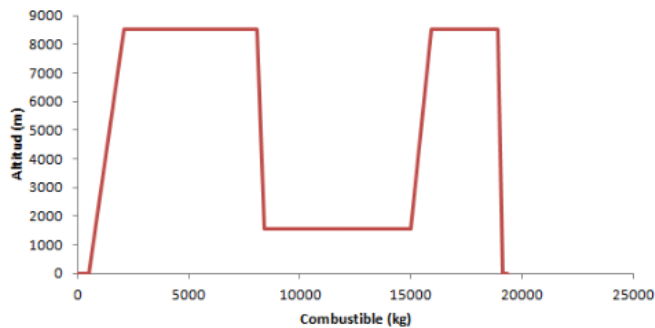


Misión 1 - Vigilancia

Misión 1-Vigilancia



Gasto de combustible



Nominal	Distancias	High-Hot
Despegue - 796.9m		Despegue - 993.1m
Aterrizaje - 384.3m		Aterrizaje - 494.63m

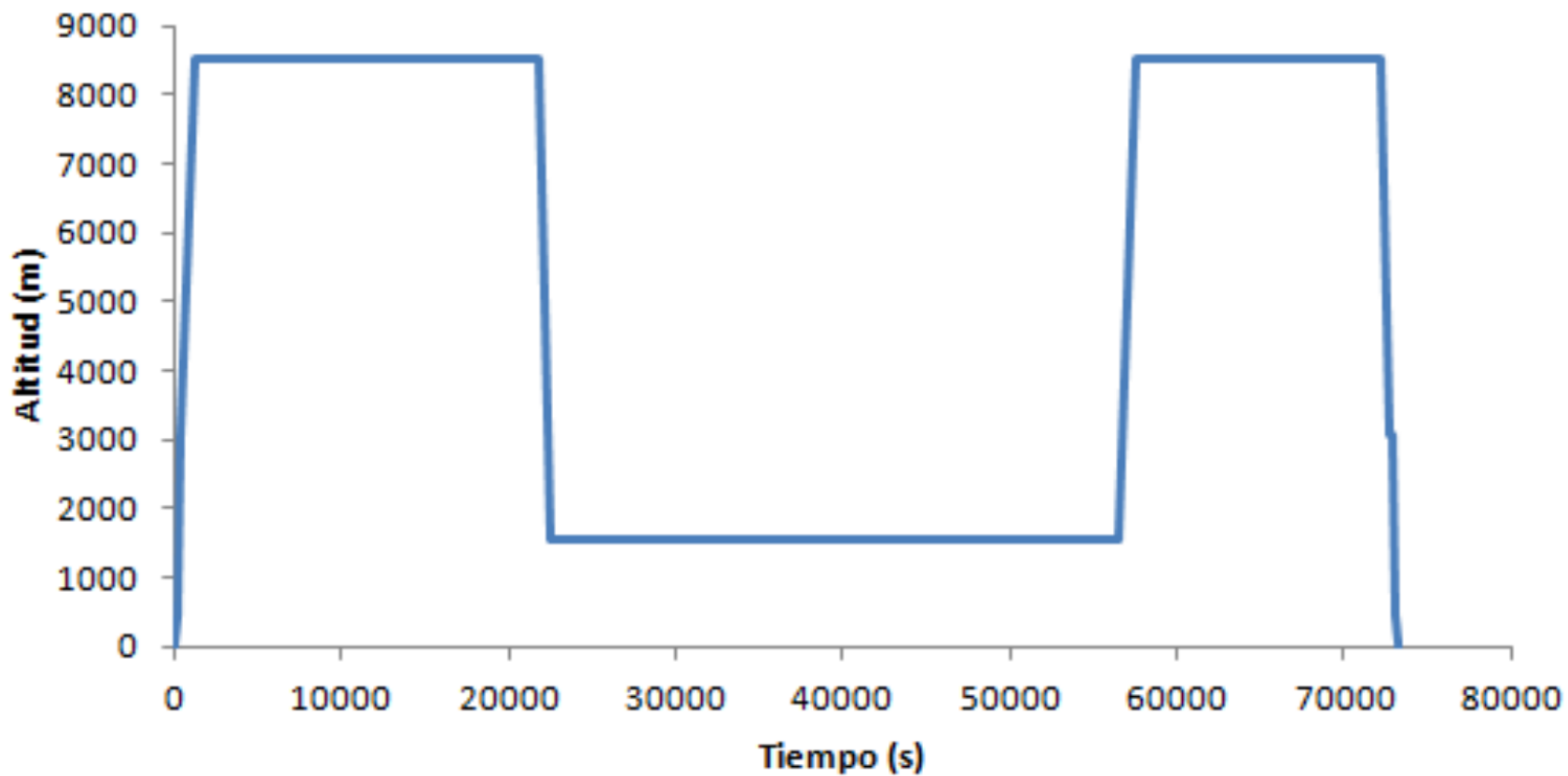
Consumo de combustible por tramos



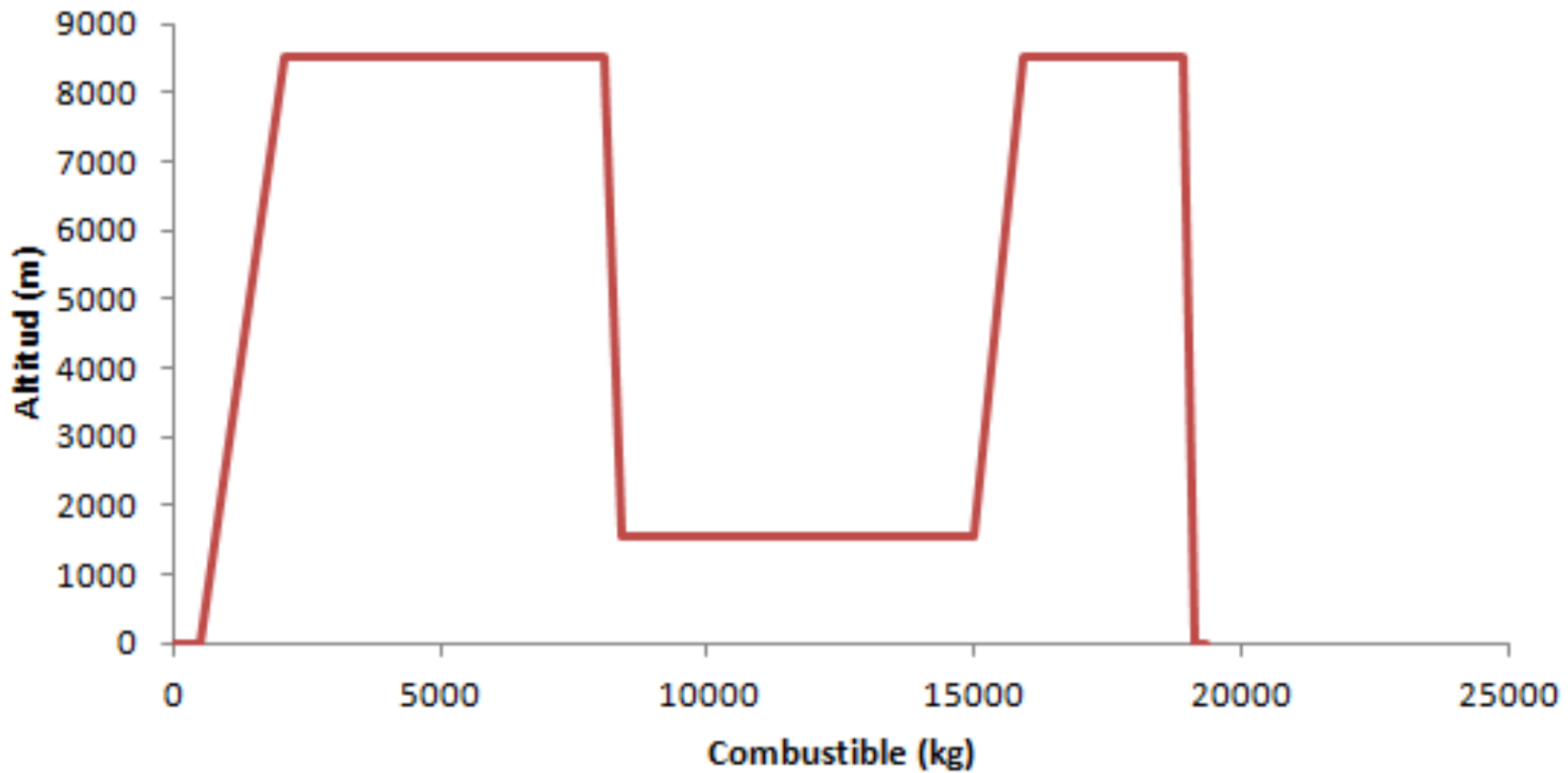
Tiempo de la misión - 20.57 h
Distancia de la misión - 7587 Km

CAPM - 37.52 cent

Misión 1-Vigilancia



Gasto de combustible



Vigilancia

Nominal *Distancias* *High-Hot*

Despegue - 796.9m

Despegue - 993.1m

Aterrizaje - 384.3m

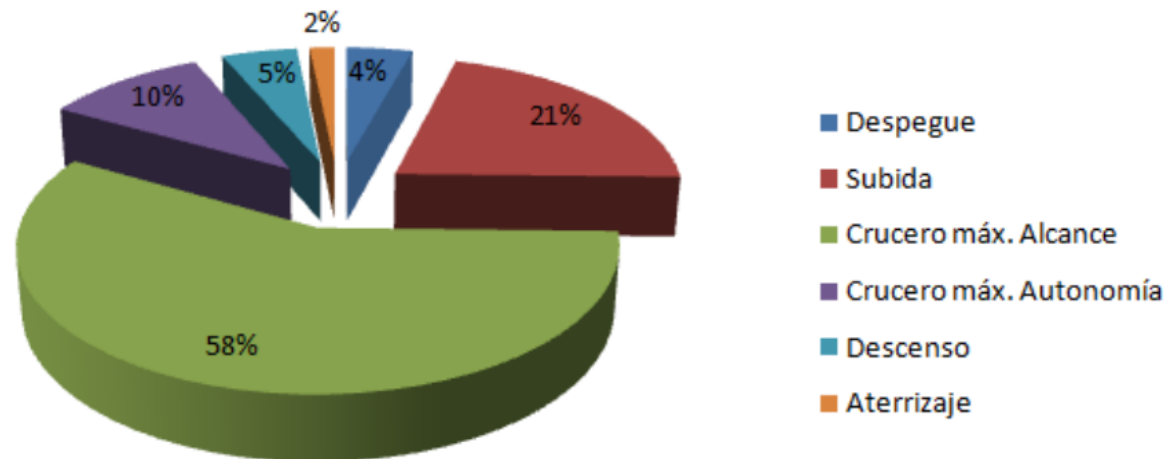
Aterrizaje - 494.63m

Consumo de combustible por tramos

Misión 1- Vigilancia

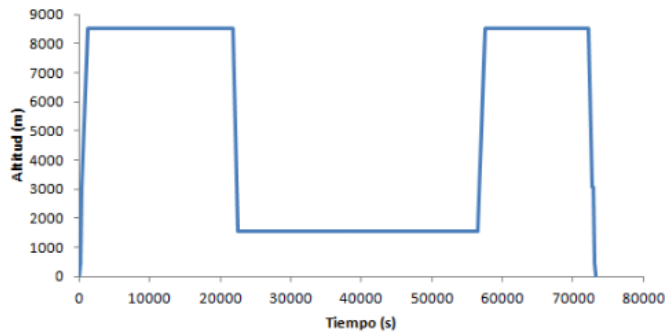
Consumo de combustible por tramos

Misión 1- Vigilancia

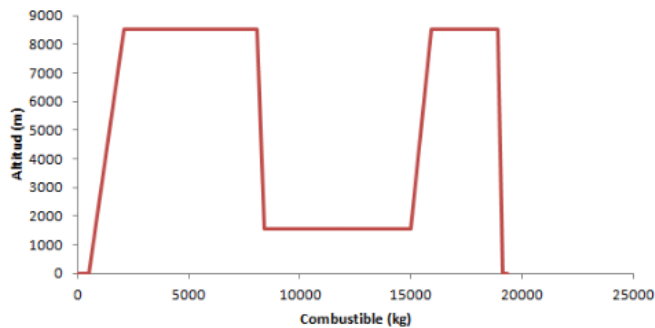


Misión 1 - Vigilancia

Misión 1-Vigilancia



Gasto de combustible



Nominal	Distancias	High-Hot
Despegue - 796.9m		Despegue - 993.1m
Aterrizaje - 384.3m		Aterrizaje - 494.63m

Consumo de combustible por tramos

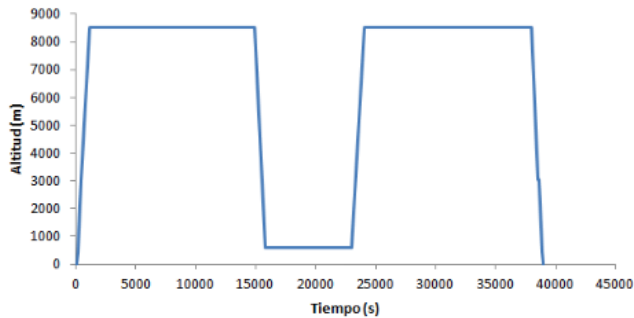


Tiempo de la misión - 20.57 h
Distancia de la misión - 7587 Km

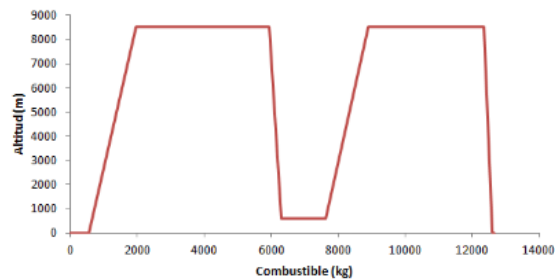
CAPM - 37.52 cent

Misión 2 - Búsqueda y vigilancia

Misión 2 - Búsqueda y rescate

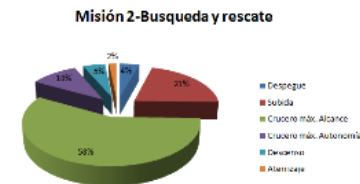


Gasto de combustible



Distancias	
Nominal	High-Hot
Despeque - 795.9m	Despeque - 980m
Aterrizaje - 396.7m	Aterrizaje - 522.07m

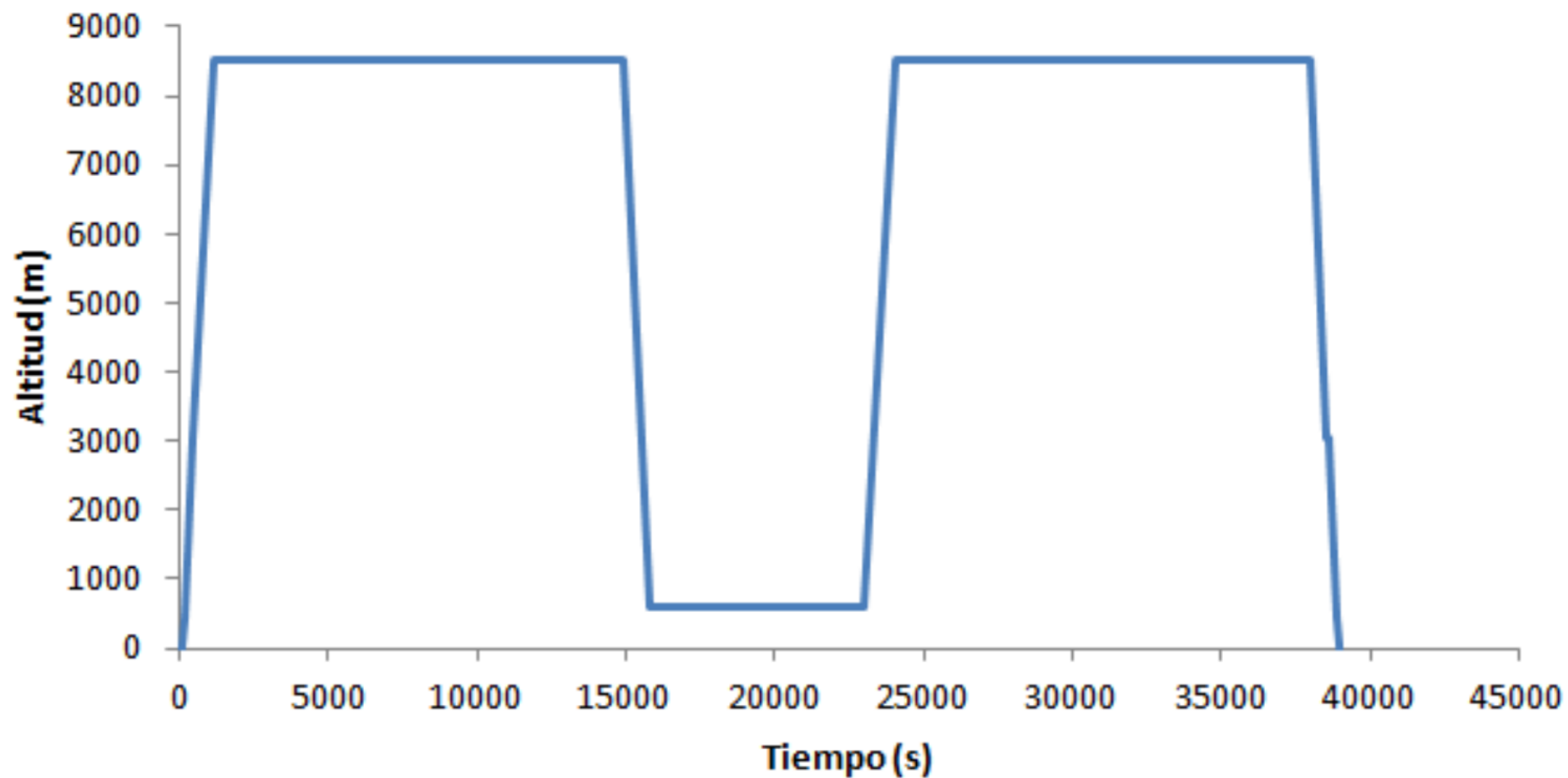
Consumo de combustible por tramos



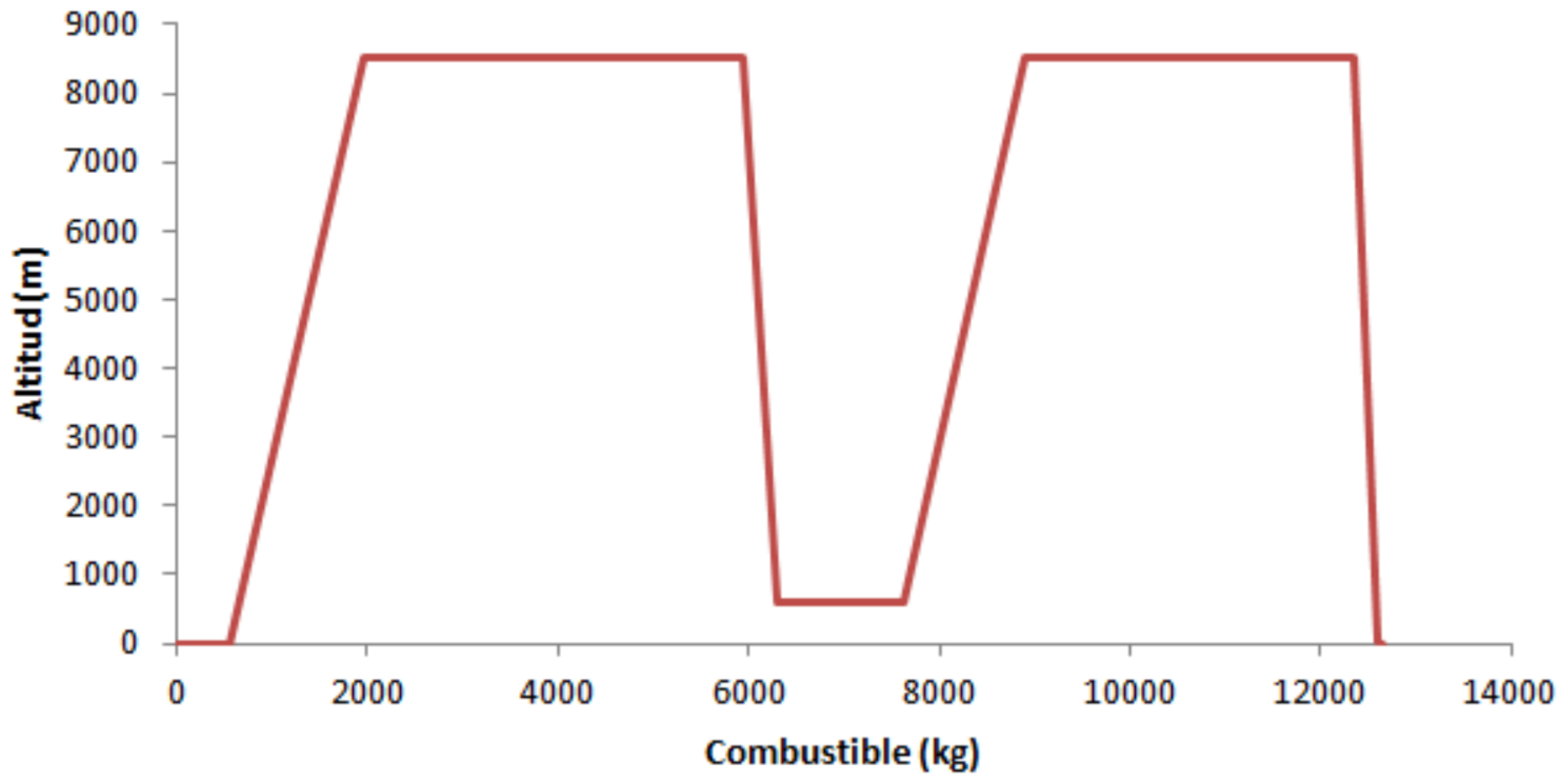
Tiempo de la misión - 10.84 h
Distancia de la misión - 4552 Km

CAPM - 34.58 cent

Misión 2 - Búsqueda y rescate



Gasto de combustible



evaluación y vigilancia

Distancias

Nominal

Despegue - 795.9m

Aterrizaje - 396.7m

High-Hot

Despegue - 980m

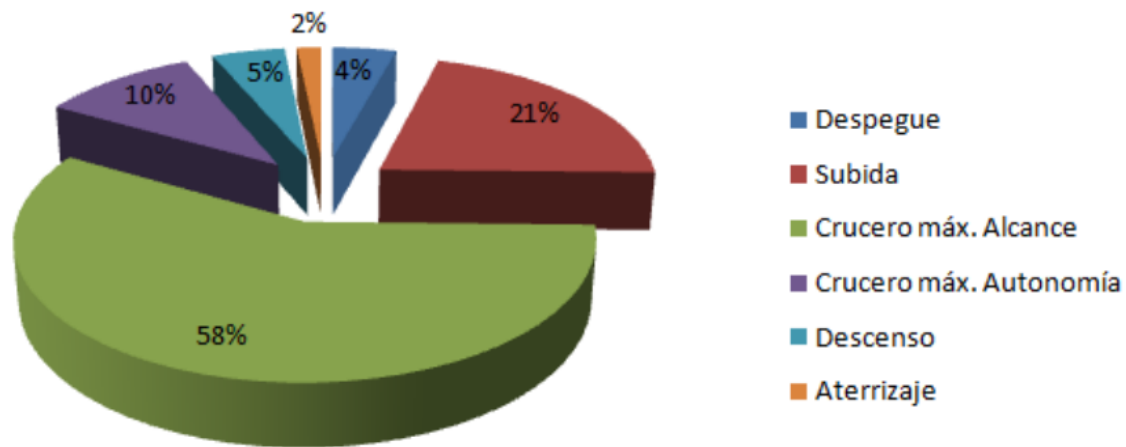
Aterrizaje - 522.07m

Consumo de combustible por tramos

Misión 2-Búsqueda y rescate

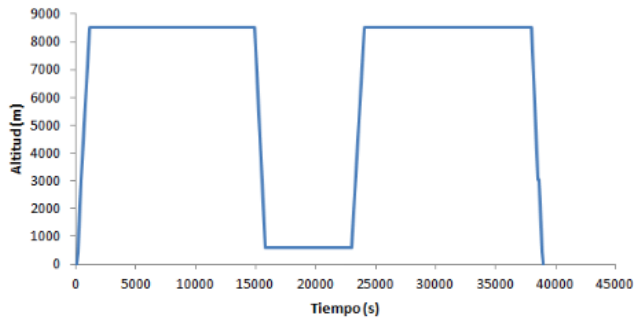
Consumo de combustible por tramos

Misión 2-Búsqueda y rescate



Misión 2 - Búsqueda y vigilancia

Misión 2 - Búsqueda y rescate



Nominal Distancias High-Hot

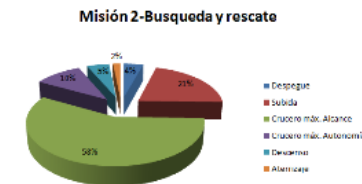
Despeque - 795.9m

Despeque - 980m

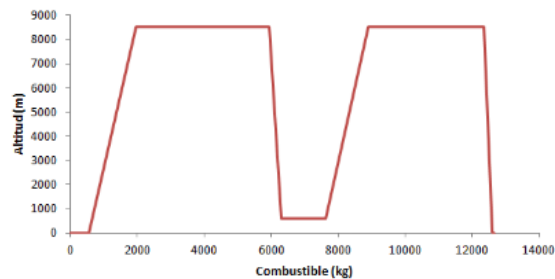
Aterrizaje - 396.7m

Aterrizaje - 522.07m

Consumo de combustible por tramos



Gasto de combustible

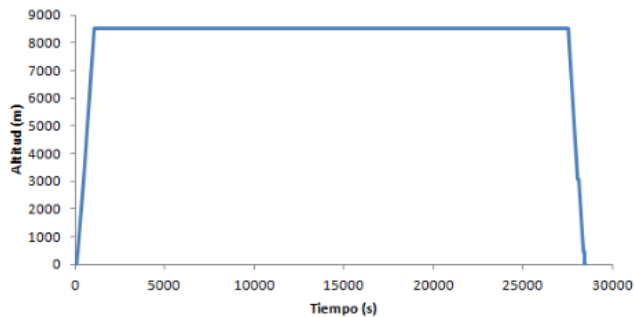


Tiempo de la misión - 10.84 h
Distancia de la misión - 4552 Km

CAPM - 34.58 cent

Misión 3 - Misión de carga

Misión 3-Carga



Nominal Distancias High-Hot

Despeque - 796.77m

Despeque - 998.01m

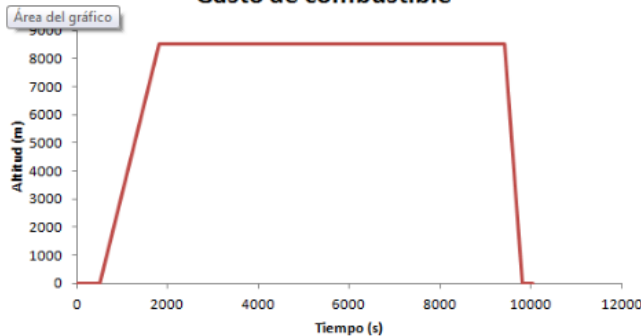
Aterrizaje - 398.15m

Aterrizaje - 545m

Consumo de combustible por tramos



Gasto de combustible

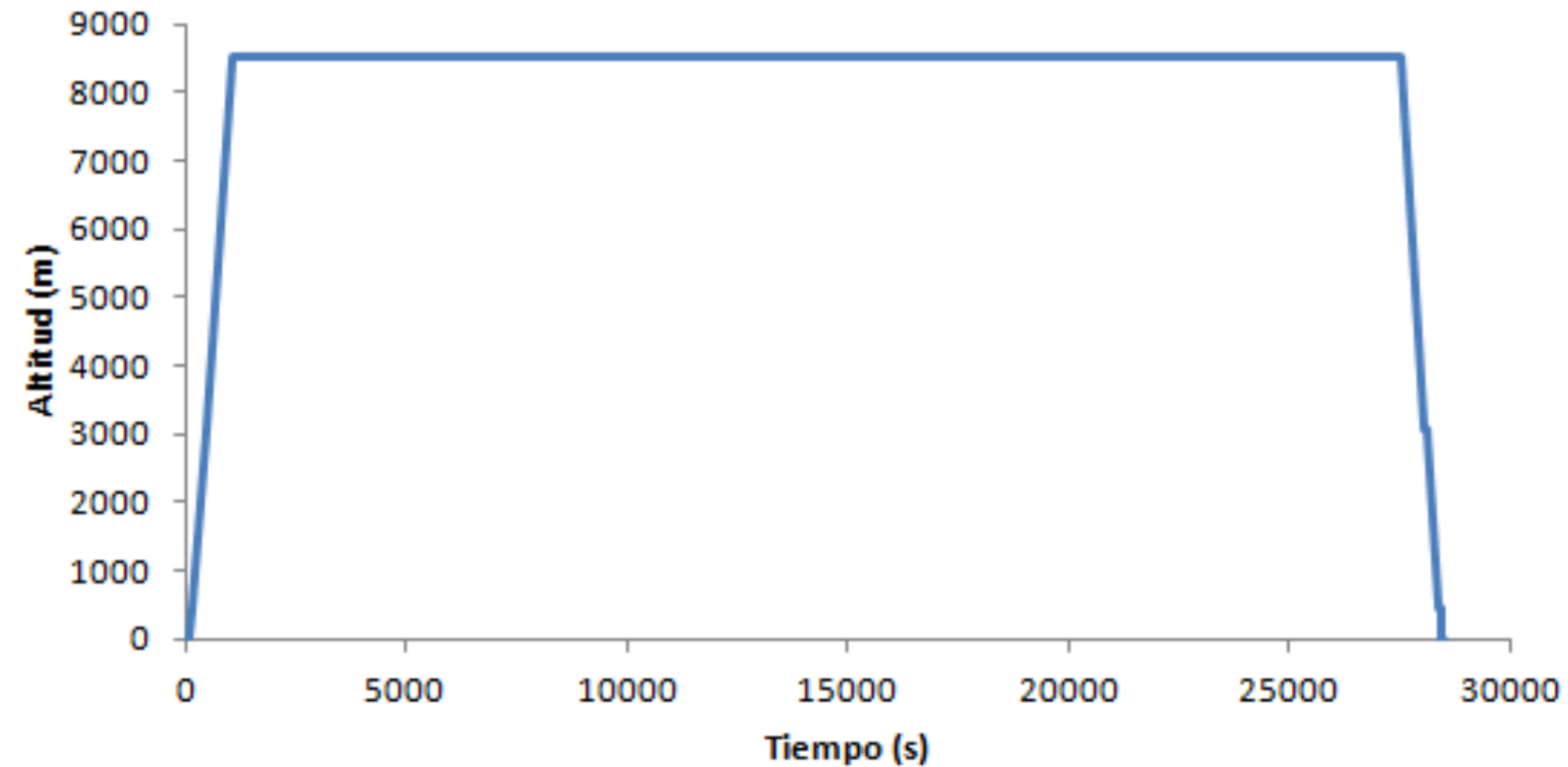


Tiempo de la misión - 7.98 h

Distancia de la misión - 3620 Km

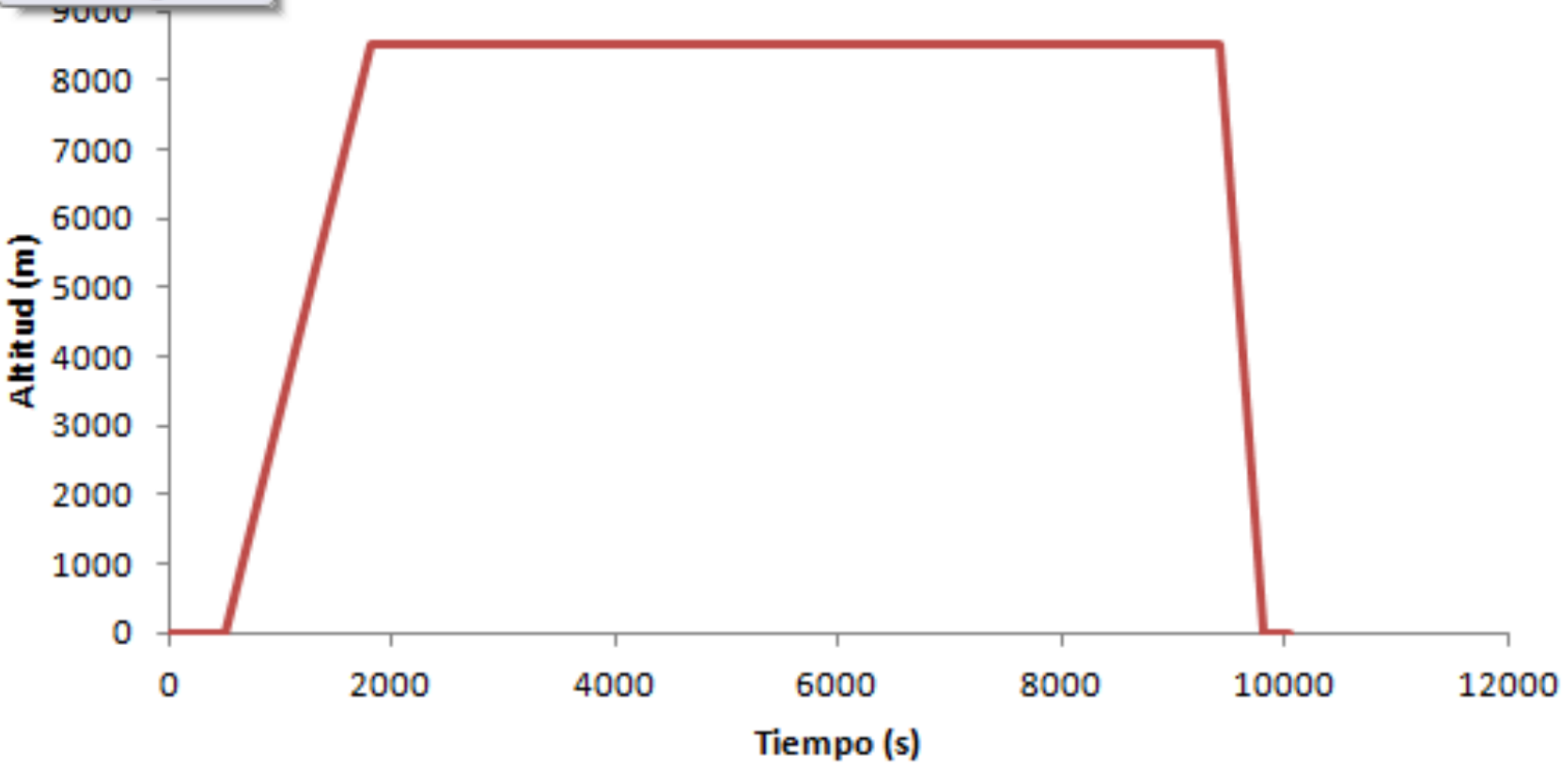
CAPM - 11.99 cent

Misión 3-Carga



Gasto de combustible

Área del gráfico



UAE CAIY

Distancias

Nominal

Despegue - 796.77m

Aterrizaje - 398.15m

High-Hot

Despegue - 998.01m

Aterrizaje - 545m

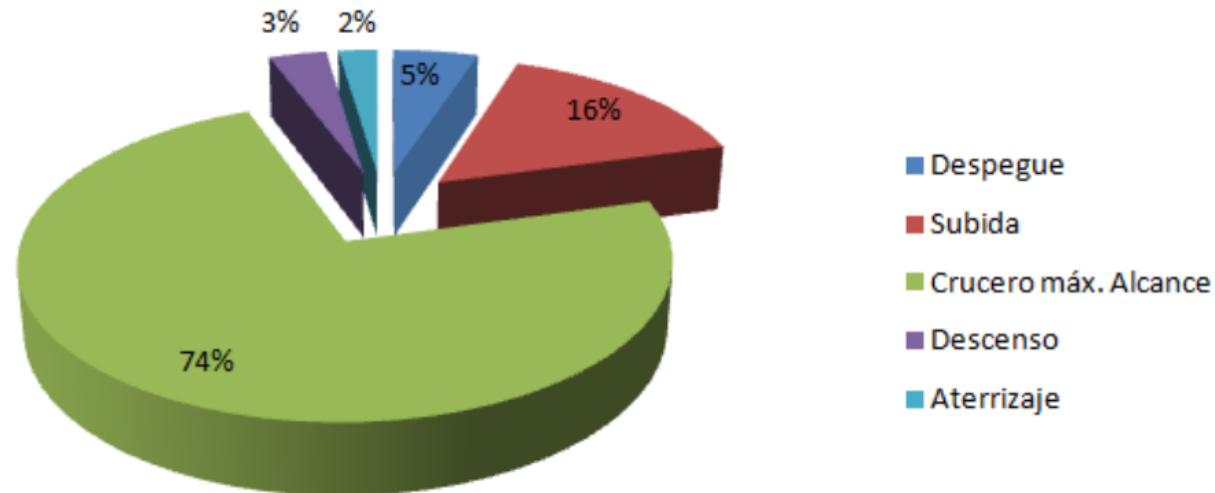
Consumo de combustible por tramos

Misión 3 - Carga



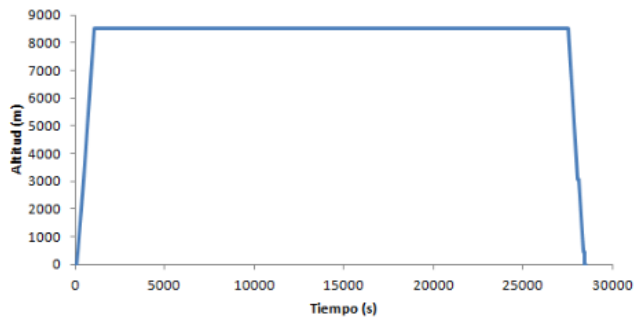
Consumo de combustible por tramos

Misión 3 - Carga



Misión 3 - Misión de carga

Misión 3-Carga



Nominal Distancias High-Hot

Despegue - 796.77m

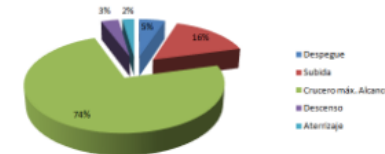
Despegue - 998.01m

Aterrizaje - 398.15m

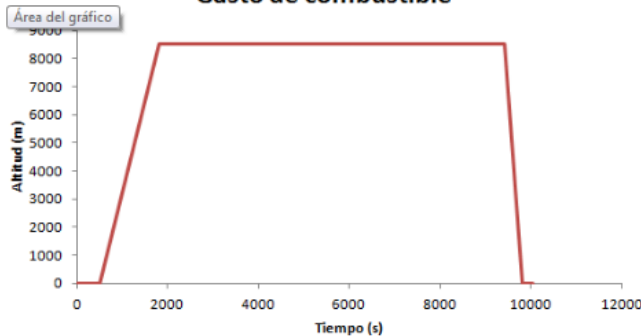
Aterrizaje - 545m

Consumo de combustible por tramos

Misión 3 - Carga



Gasto de combustible



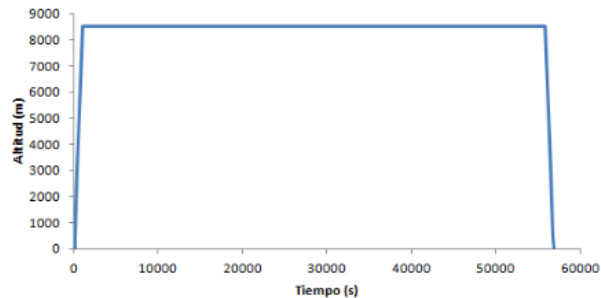
Tiempo de la misión - 7.98 h

Distancia de la misión - 3620 Km

CAPM - 11.99 cent

Misión 4A - Evacuación médica

Misión 4-Transporte de personas



Nominal Distancias High-Hot

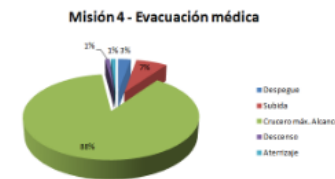
Despegue - 748m

Despegue - 975.21m

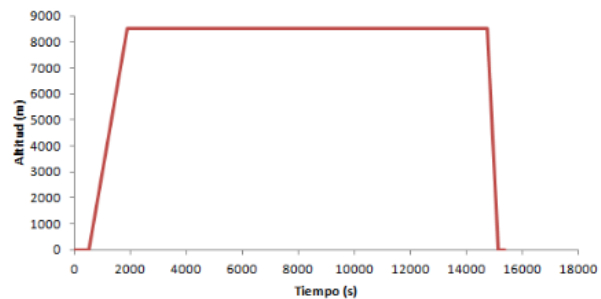
Aterrizaje - 342.1m

Aterrizaje - 500.85m

Consumo de combustible por tramos



Gasto de combustible

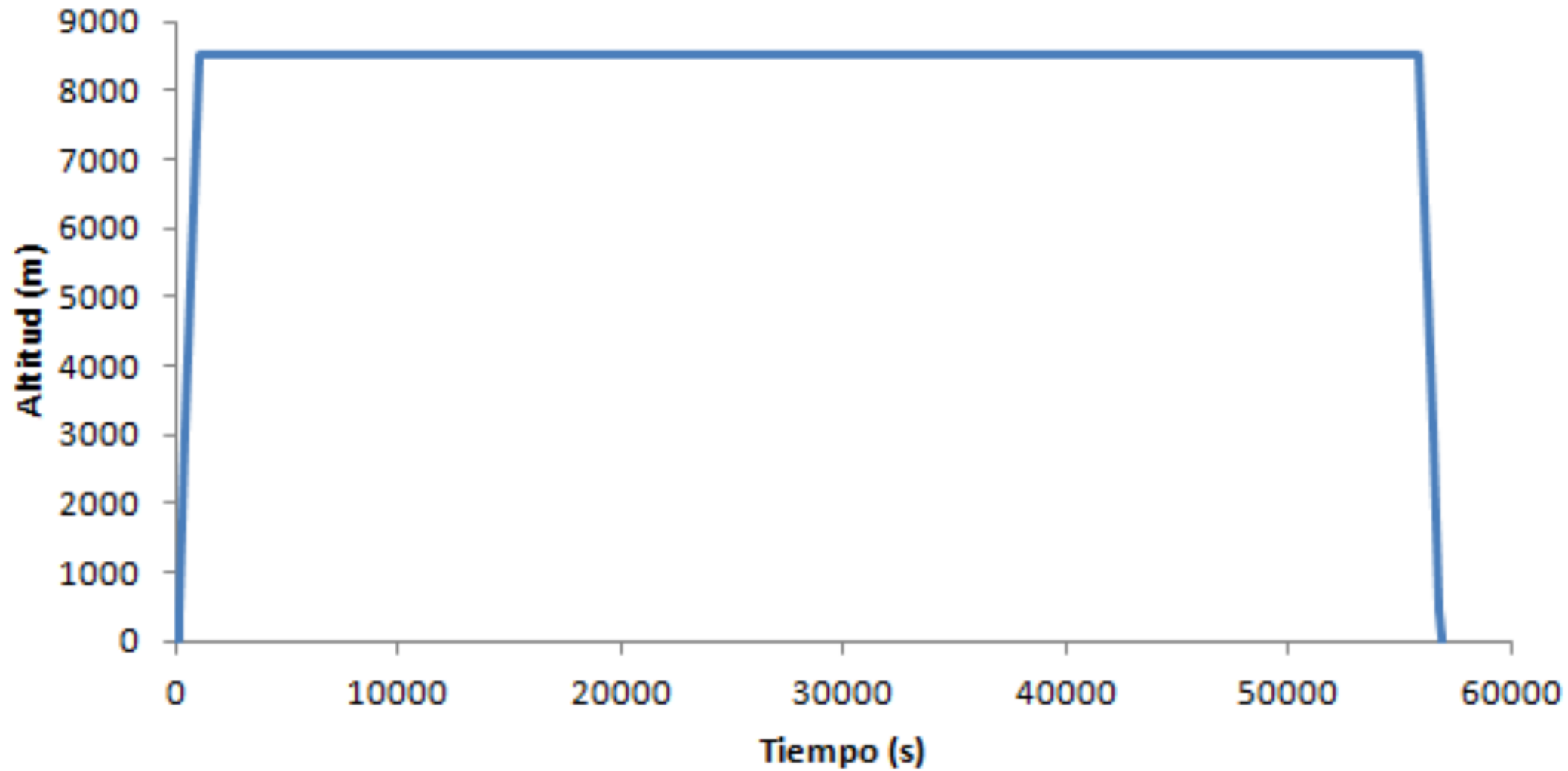


Tiempo de la misión - 21.87 h

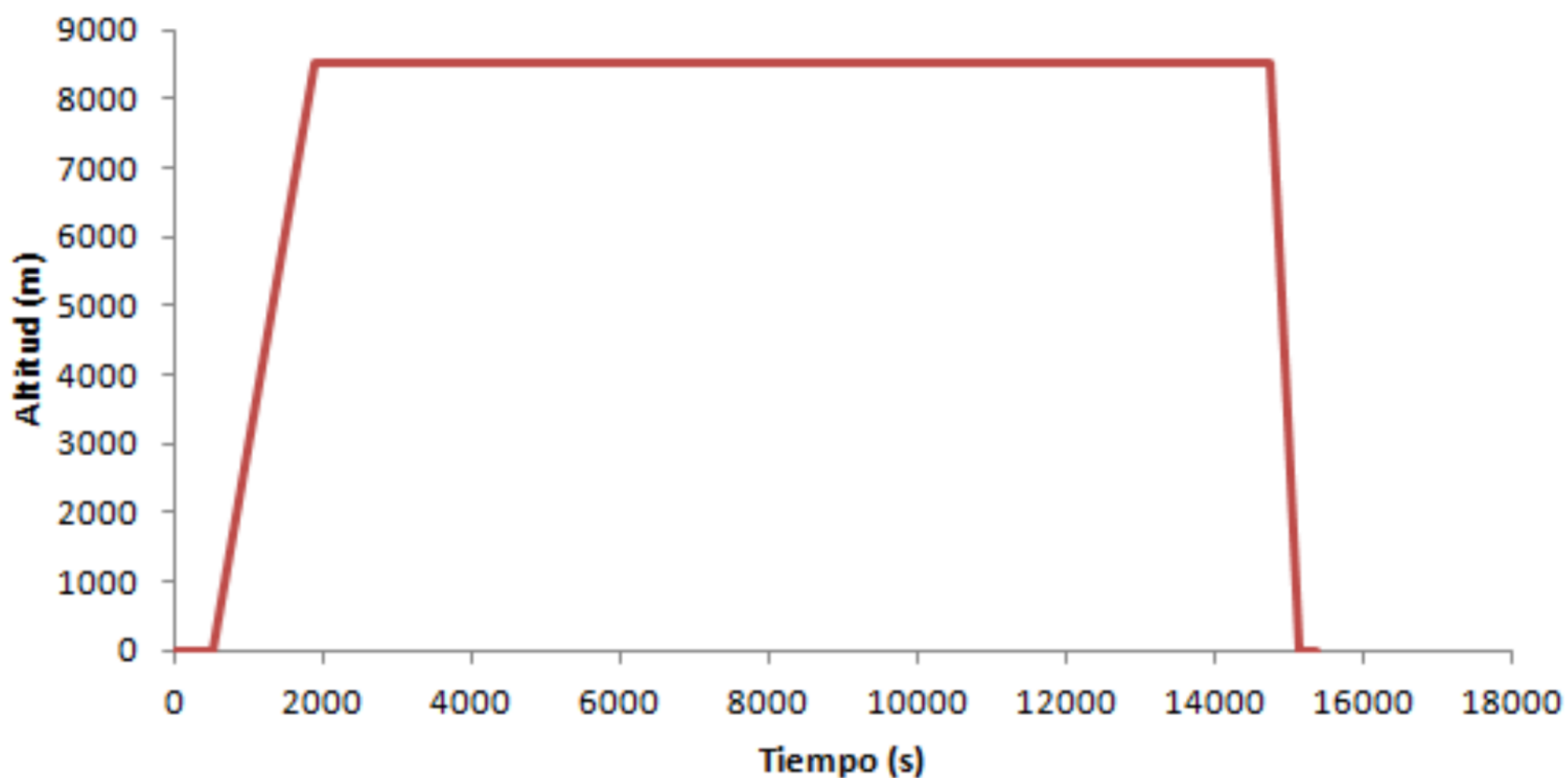
Distancia de la misión - 9637. Km

CASM - 45.57 cent

Misión 4-Transporte de personas



Gasto de combustible



EVACUACION MEDICA

Distancias

Nominal

Despegue - 748m

Aterrizaje - 342.1m

High-Hot

Despegue - 975.21m

Aterrizaje - 500.85m

Consumo de combustible por tramos

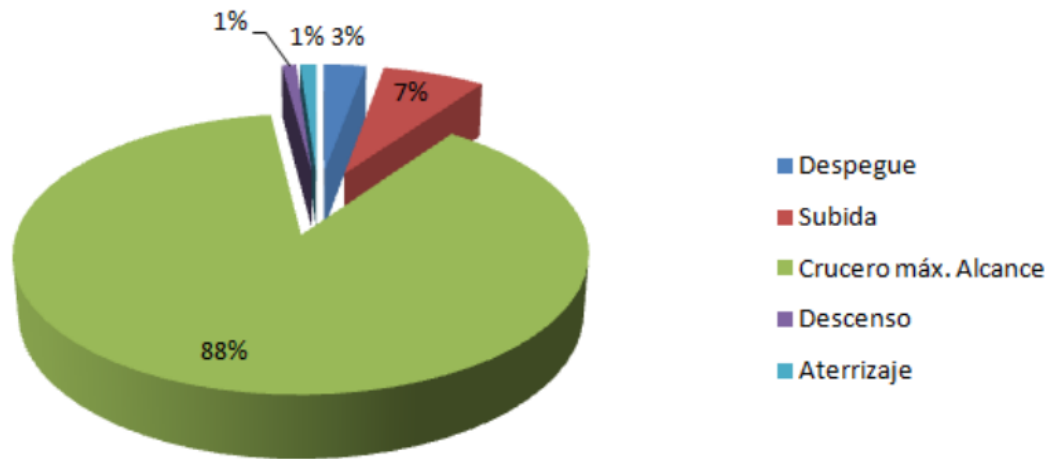
Misión 4 - Evacuación médica

1% 1% 3%



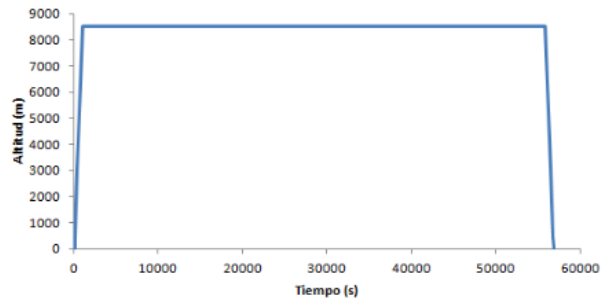
Consumo de combustible por tramos

Misión 4 - Evacuación médica



Misión 4A - Evacuación médica

Misión 4-Transporte de personas



Nominal Distancias High-Hot

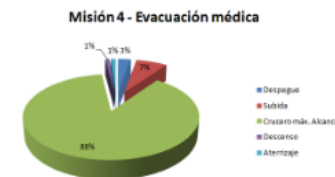
Despegue - 748m

Despegue - 975.21m

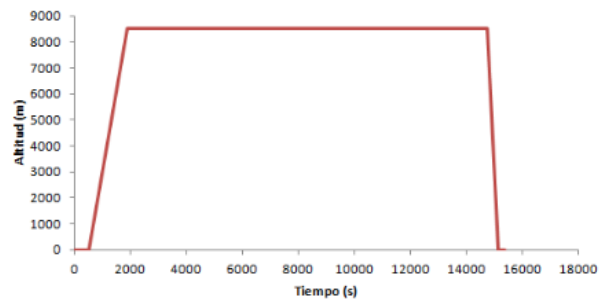
Aterrizaje - 342.1m

Aterrizaje - 500.85m

Consumo de combustible por tramos



Gasto de combustible

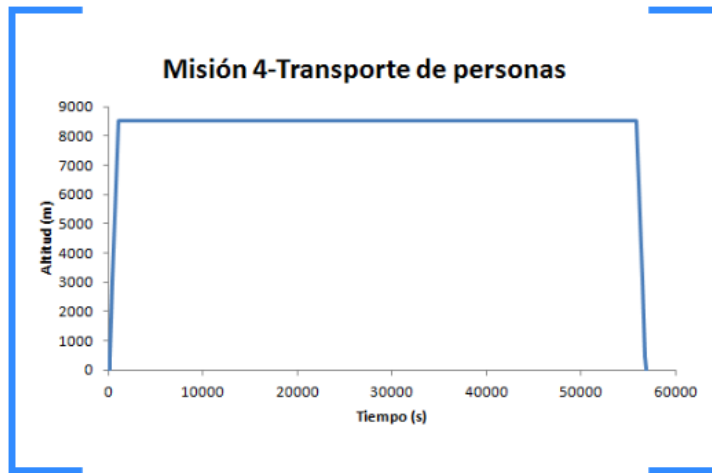


Tiempo de la misión - 21.87 h

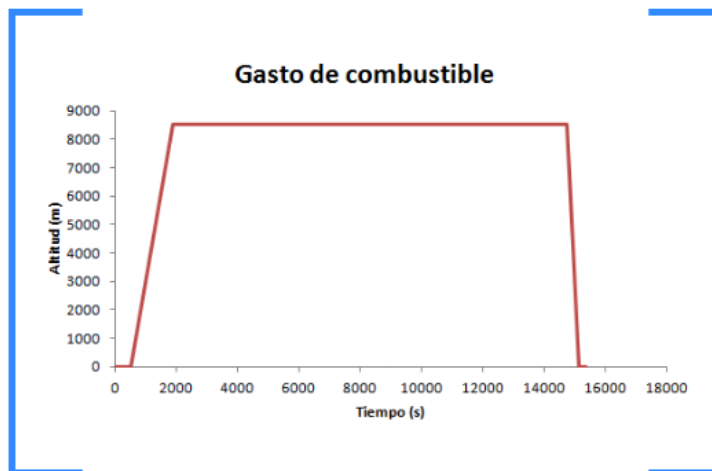
Distancia de la misión - 9637. Km

CASM - 45.57 cent

Misión 4B - Transporte de personas



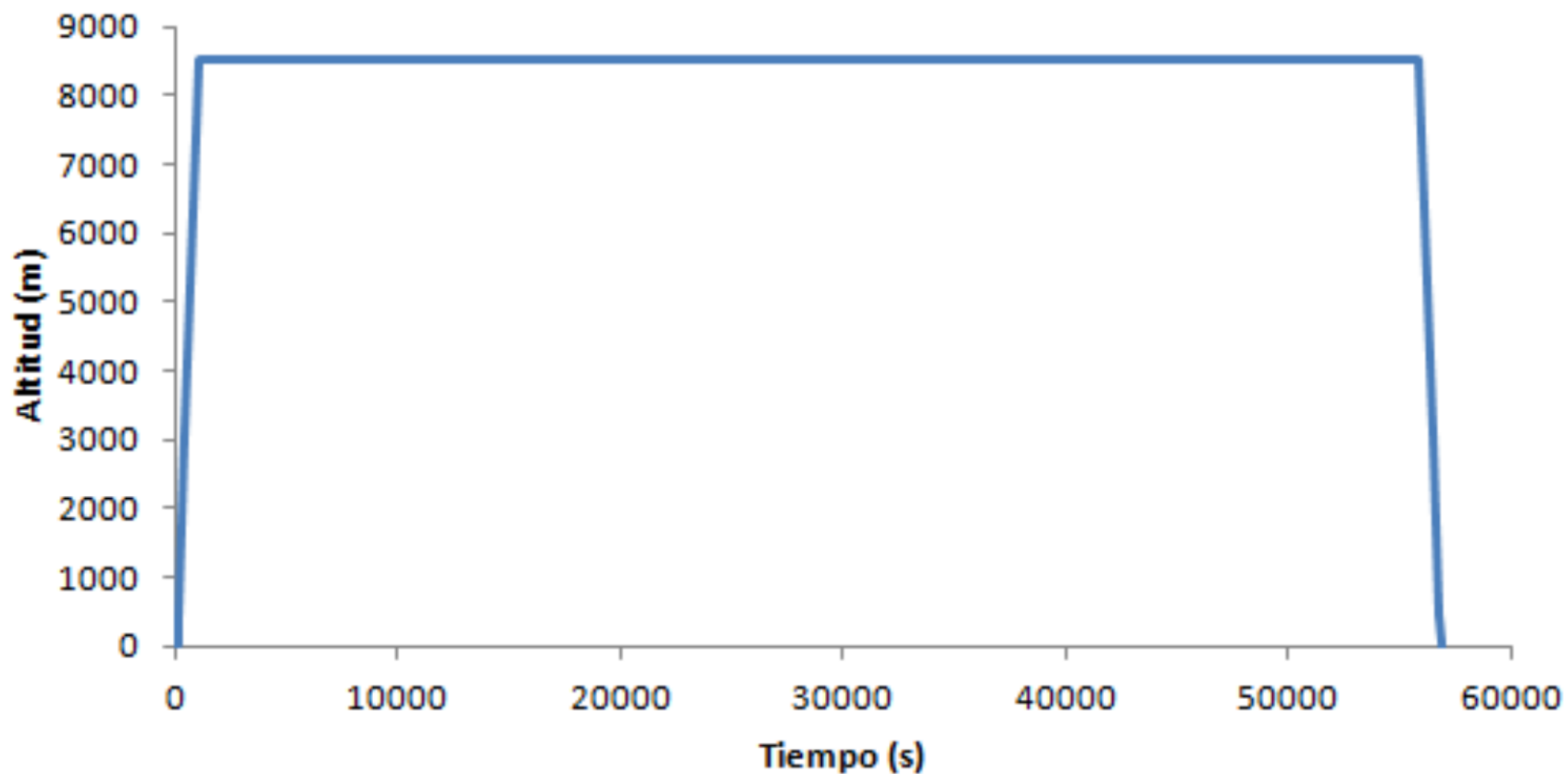
	<i>Nominal</i>	<i>Distancias</i>	<i>High-Hot</i>
<i>Despegue</i>	- 748.44m		<i>Despegue</i> - 975.21m
<i>Aterrizaje</i>	- 392.9m		<i>Aterrizaje</i> - 517.83m



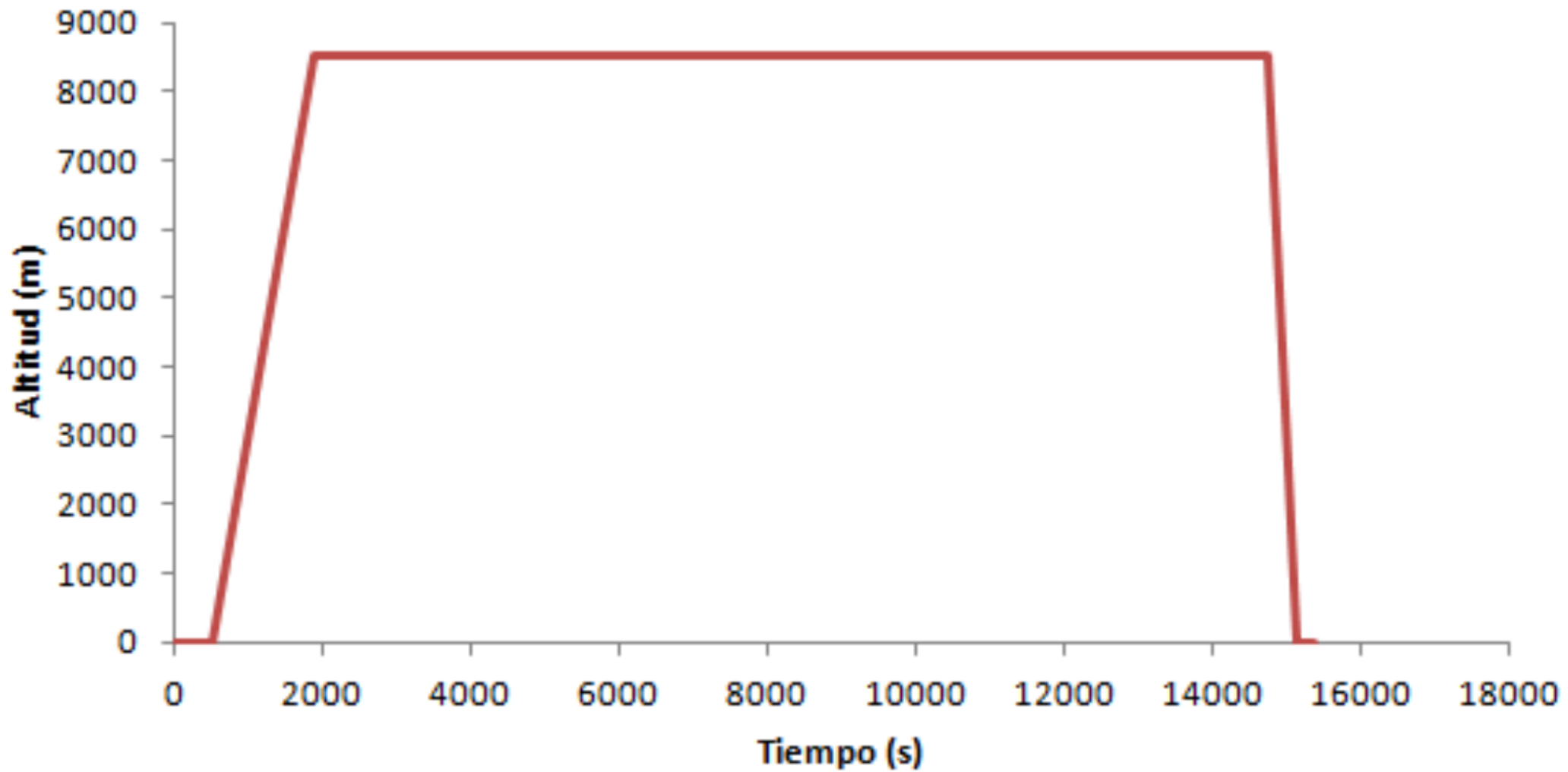
Tiempo de la misión - 15.9 h
Distancia de la misión - 7102 Km

CASM - 21.57 cent

Misión 4-Transporte de personas



Gasto de combustible



Orte de person

Nominal *Distancias* *High-Hot*

Despegue - 748.44m

Despegue - 975.21m

Aterrizaje - 392.9m

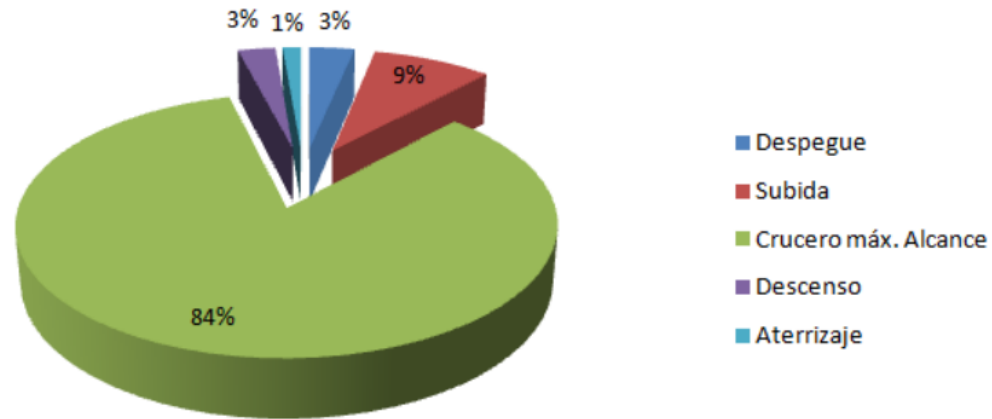
Aterrizaje - 517.83m

Consumo de combustible por tramos

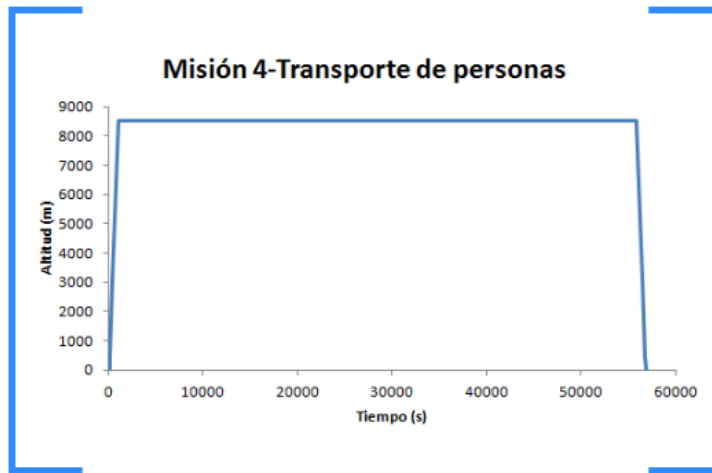
Misión 4 - Transporte de personas

Consumo de combustible por tramos

Misión 4 - Transporte de personas



Misión 4B - Transporte de personas



	<i>Nominal</i>	<i>Distancias</i>	<i>High-Hot</i>
<i>Despegue</i>	- 748.44m		<i>Despegue</i> - 975.21m
<i>Aterrizaje</i>	- 392.9m		<i>Aterrizaje</i> - 517.83m

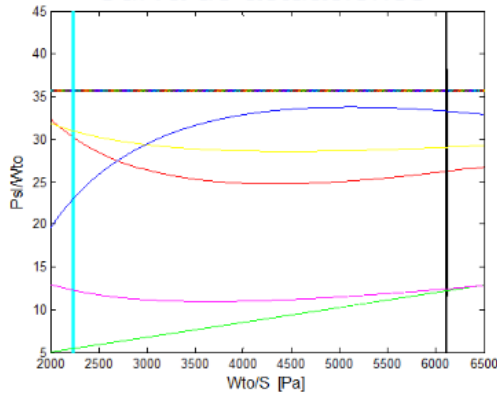


Tiempo de la misión - 15.9 h
Distancia de la misión - 7102 Km

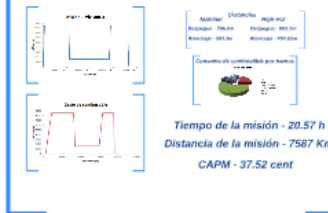
CASM - 21.57 cent

Actuaciones

Curva de actuaciones



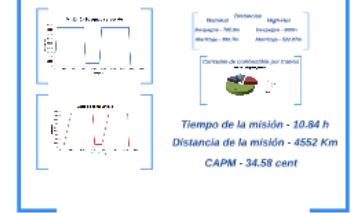
Misión 1 - Vigilancia



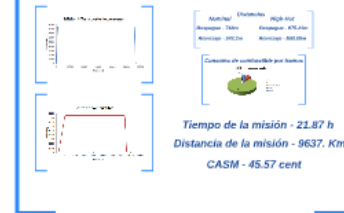
Misión 3 - Misión de carga



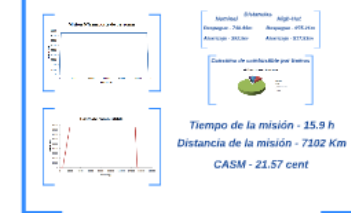
Misión 2 - Búsqueda y vigilancia



Misión 4A - Evacuación médica



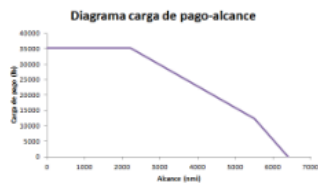
Misión 4B - Transporte de personas



Posiciones de palanca óptimas

Misión 1	Misión 2	Misión 3	Misión 4A	Misión 4B
Despegue - 2.15	Despegue - 2.15	Despegue - 2.25	Despegue - 2.25	Despegue - 2.25
Subida - 0.2	Subida - 0.23	Subida - 0.23	Subida - 0.23	Subida - 0.23
Crucero máx Alcance - 0.81	Crucero máx Alcance - 0.76	Crucero máx Alcance - 0.85	Crucero máx Alcance - 0.77	Crucero máx Alcance - 0.88
Crucero máx Autonomía - 0.22	Crucero máx Autonomía - 0.25	Crucero máx Autonomía - 0.16	Crucero máx Autonomía - 0.15	Crucero máx Autonomía - 0.21
Descenso - 0.34	Descenso - 0.33	Descenso - 0.34	Descenso - 0.35	Descenso - 0.32
Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.26	Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.2

Diagrama Carga de Pago - Alcance

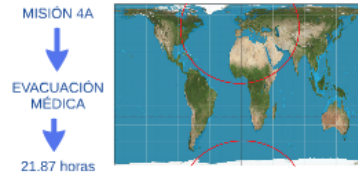


MTOW - 51350 kg OEW - 25298 kg LW - 32355.36 kg
 BEW - 25126 kg AZFW - 31196 kg ATOW - 51186 kg

Características especiales

Ejemplo del Alcance

Usando la proyección de Gall-Peter -- Mejor proporcionada



Ejemplo del Autonomía

En el tramo del crucero de máxima autonomía de la misión 4A

Área cubierta=1683 m²



Posiciones de palanca óptimas

Misión 1

Despegue - 1.15

Subida - 0.8

Crucero máx Alcance - 0.81

Crucero máx Autonomía - 0.20

Descenso - 0.14

Aterrizaje - 0.3

Misión 2

Despegue - 1.15

Subida - 0.83

Crucero máx Alcance - 0.76

Crucero máx Autonomía - 0.25

Descenso - 0.18

Aterrizaje - 0.36

Misión 3

Despegue - 1.15

Subida - 0.83

Crucero máx Alcance - 0.80

Descenso - 0.19

Aterrizaje - 0.3

Misión 4A

Despegue - 1.15

Subida - 0.80

Crucero máx Alcance - 0.71

Descenso - 0.10

Aterrizaje - 0.3

Misión 4B

Despegue - 1.15

Subida - 0.80

Crucero máx Alcance - 0.84

Descenso - 0.20

Aterrizaje - 0.3

Posiciones de palanca óptimas

Misión 1

Despegue - 1.15

Subida - 0.8

Crucero máx Alcance - 0.81

Crucero máx Autonomía - 0.20

Descenso - 0.14

Aterrizaje - 0.3

Misión 2

Despegue - 1.15

Subida - 0.83

Crucero máx Alcance - 0.76

Crucero máx Autonomía - 0.25

Descenso - 0.18

Aterrizaje - 0.36

Misión 3

Despeque - 1.15

Misión 4A

Despeque - 1.15

Misión 4B

Despeque - 1.15

Posiciones de palanca óptimas

Misión 1

Despegue - 1.15

Subida - 0.8

Crucero máx Alcance - 0.81

Crucero máx Autonomía - 0.20

Descenso - 0.14

Aterrizaje - 0.3

Misión 2

Despegue - 1.15

Subida - 0.83

Crucero máx Alcance - 0.76

Crucero máx Autonomía - 0.25

Descenso - 0.18

Aterrizaje - 0.36

Misión 3

Despegue - 1.15

Subida - 0.83

Crucero máx Alcance - 0.80

Descenso - 0.19

Aterrizaje - 0.3

Misión 4A

Despegue - 1.15

Subida - 0.80

Crucero máx Alcance - 0.71

Descenso - 0.10

Aterrizaje - 0.3

Misión 4B

Despegue - 1.15

Subida - 0.80

Crucero máx Alcance - 0.84

Descenso - 0.20

Aterrizaje - 0.3

Misión 3

Despegue - 1.15

Subida - 0.83

Crucero máx Alcance - 0.80

Descenso - 0.19

Aterrizaje - 0.3

Misión 4A

Despegue - 1.15

Subida - 0.80

Crucero máx Alcance - 0.71

Descenso - 0.10

Aterrizaje - 0.3

Misión 4B

Despegue - 1.15

Subida - 0.80

Crucero máx Alcance - 0.84

Descenso - 0.20

Aterrizaje - 0.3

Posiciones de palanca óptimas

Misión 1

Despegue - 1.15

Subida - 0.8

Crucero máx Alcance - 0.81

Crucero máx Autonomía - 0.20

Descenso - 0.14

Aterrizaje - 0.3

Misión 2

Despegue - 1.15

Subida - 0.83

Crucero máx Alcance - 0.76

Crucero máx Autonomía - 0.25

Descenso - 0.18

Aterrizaje - 0.36

Misión 3

Despegue - 1.15

Subida - 0.83

Crucero máx Alcance - 0.80

Descenso - 0.19

Aterrizaje - 0.3

Misión 4A

Despegue - 1.15

Subida - 0.80

Crucero máx Alcance - 0.71

Descenso - 0.10

Aterrizaje - 0.3

Misión 4B

Despegue - 1.15

Subida - 0.80

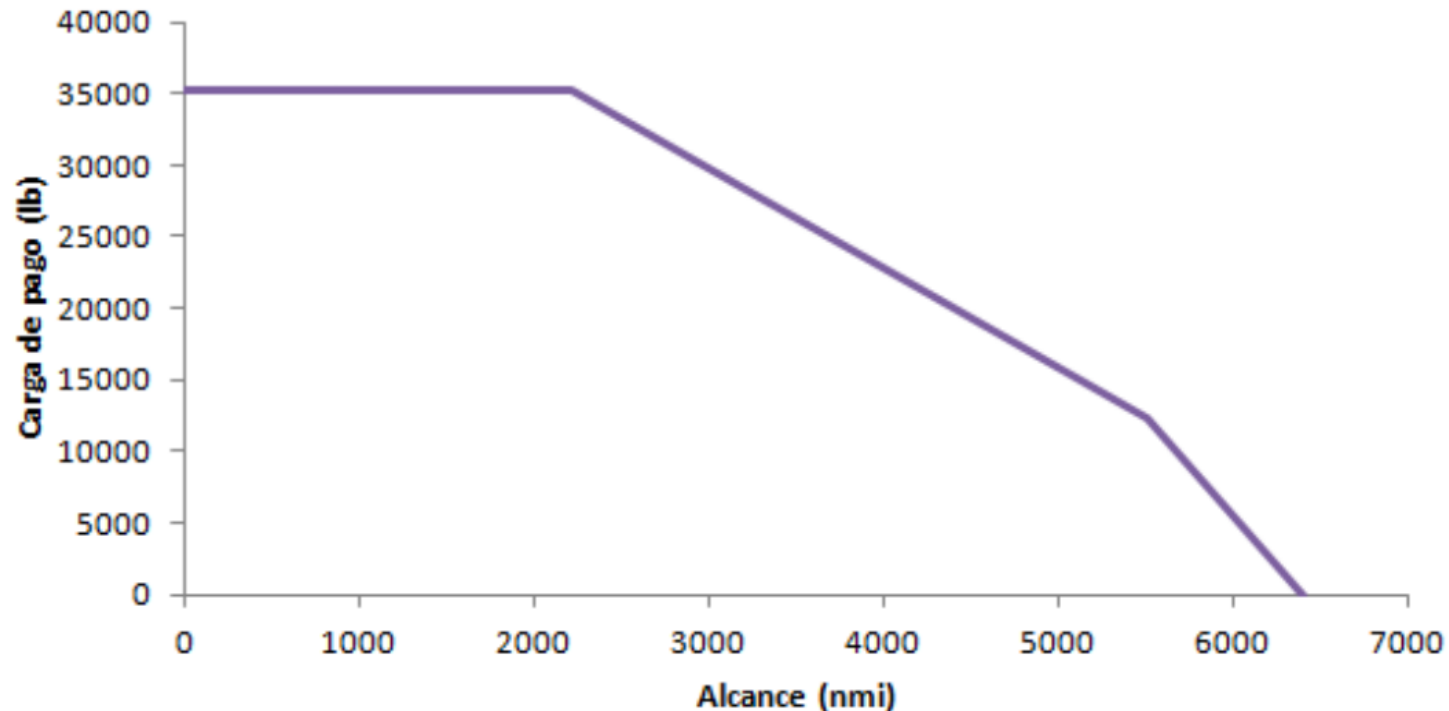
Crucero máx Alcance - 0.84

Descenso - 0.20

Aterrizaje - 0.3

Diagrama Carga de Pago - Alcance

Diagrama carga de pago-alcance



MTOW - 51350 kg

OEW - 25298 kg

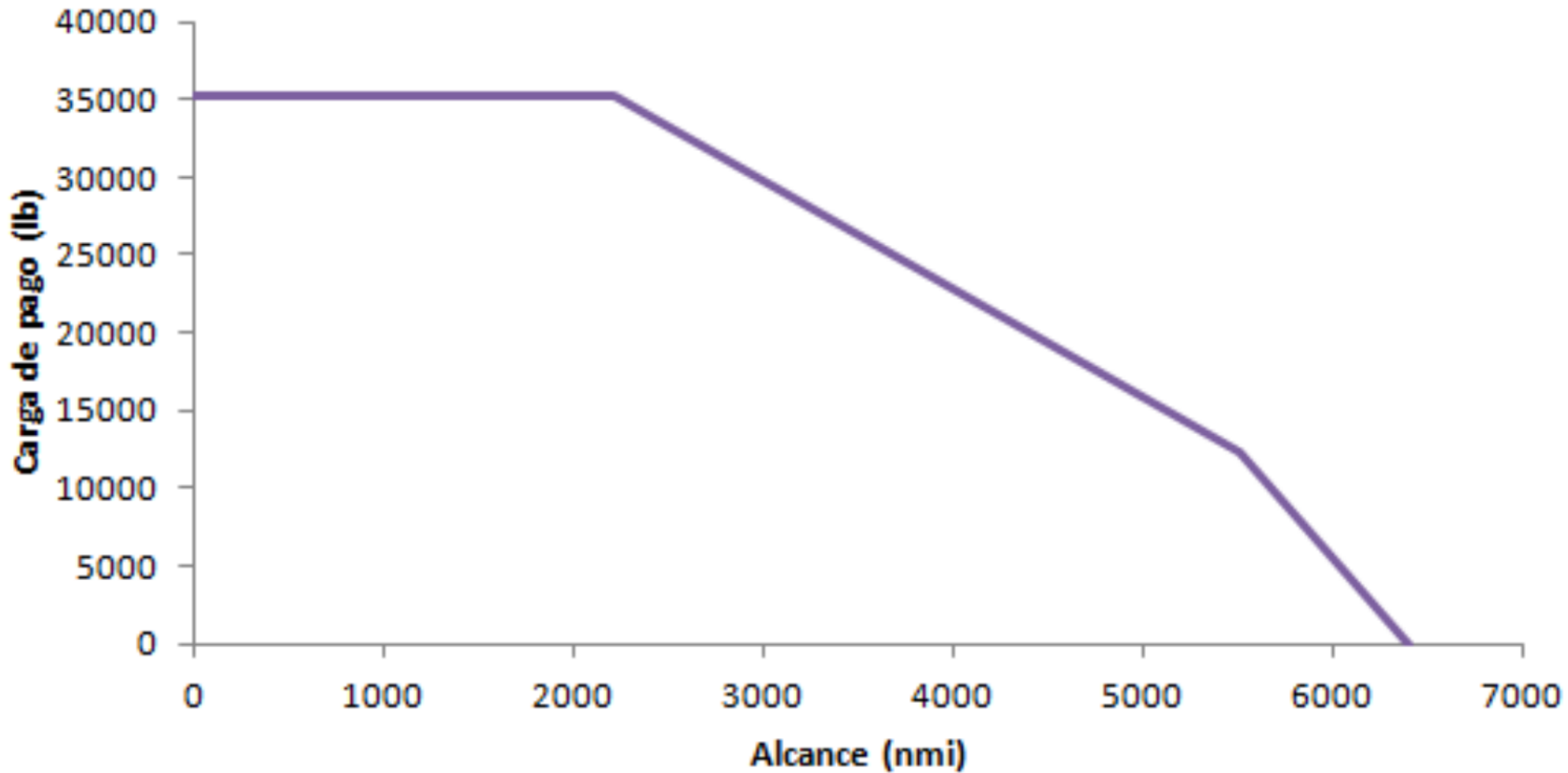
LW - 32355.36 kg

BEW - 25126 kg

AZFW - 31196 kg

ATOW - 51186 kg

Diagrama carga de pago-alcance



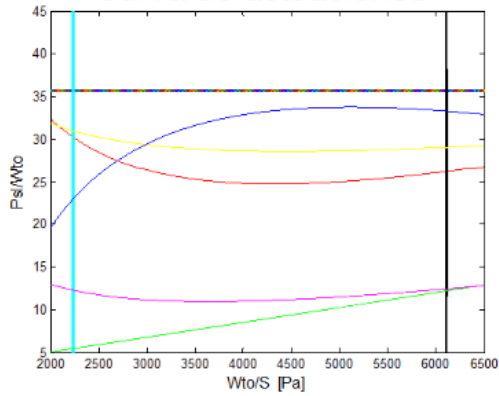
51350 kg

OEW - 25298 kg

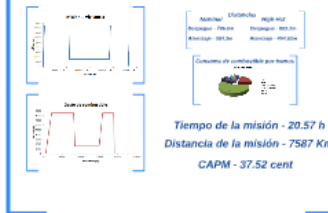
LW - 32355

Actuaciones

Curva de actuaciones



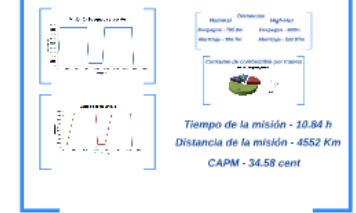
Misión 1 - Vigilancia



Misión 3 - Misión de carga



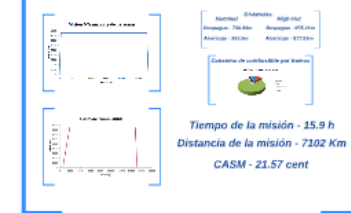
Misión 2 - Búsqueda y vigilancia



Misión 4A - Evacuación médica



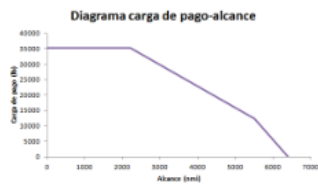
Misión 4B - Transporte de personas



Posiciones de palanca óptimas

Misión 1	Misión 2	Misión 3	Misión 4A	Misión 4B
Despegue - 2.15	Despegue - 2.15	Despegue - 2.25	Despegue - 2.25	Despegue - 2.25
Subida - 0.2	Subida - 0.23	Subida - 0.23	Subida - 0.23	Subida - 0.23
Crucero máx Alcance - 0.81	Crucero máx Alcance - 0.76	Crucero máx Alcance - 0.85	Crucero máx Alcance - 0.77	Crucero máx Alcance - 0.83
Crucero máx Autonomía - 0.22	Crucero máx Autonomía - 0.25	Crucero máx Autonomía - 0.18	Crucero máx Autonomía - 0.19	Crucero máx Autonomía - 0.21
Descenso - 0.34	Descenso - 0.33	Descenso - 0.34	Descenso - 0.34	Descenso - 0.34
Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.26	Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.2

Diagrama Carga de Pago - Alcance

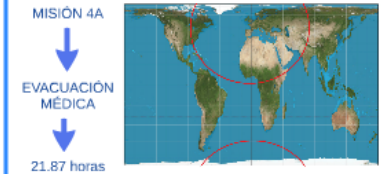


MTOW - 51350 kg OEW - 25298 kg LW - 32355.36 kg
 BEW - 25126 kg AZFW - 31196 kg ATOW - 51186 kg

Características especiales

Ejemplo del Alcance

Usando la proyección de Gall-Peter -- Mejor proporcionada



Ejemplo del Autonomía

En el tramo del crucero de máxima autonomía de la misión 4A

Área cubierta=1683 m²



Características especiales

Ejemplo del Alcance

Usando la proyección de Gall-Peter -- Mejor proporcionada

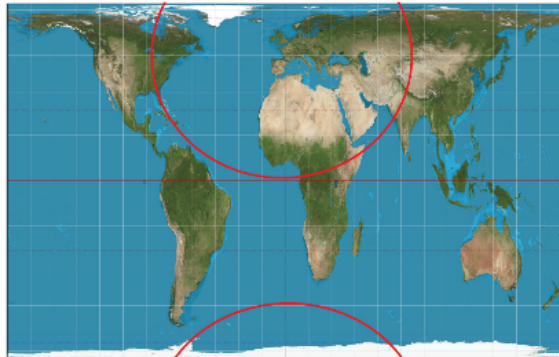
MISIÓN 4A



EVACUACIÓN
MÉDICA



21.87 horas



Ejemplo del Autonomía

En el tramo del crucero de máxima autonomía de la misión 4A

Área cubierta=1683 m²



Ejemplo del Alcance

Usando la proyección de Gall-Peter -- Mejor proporcionada

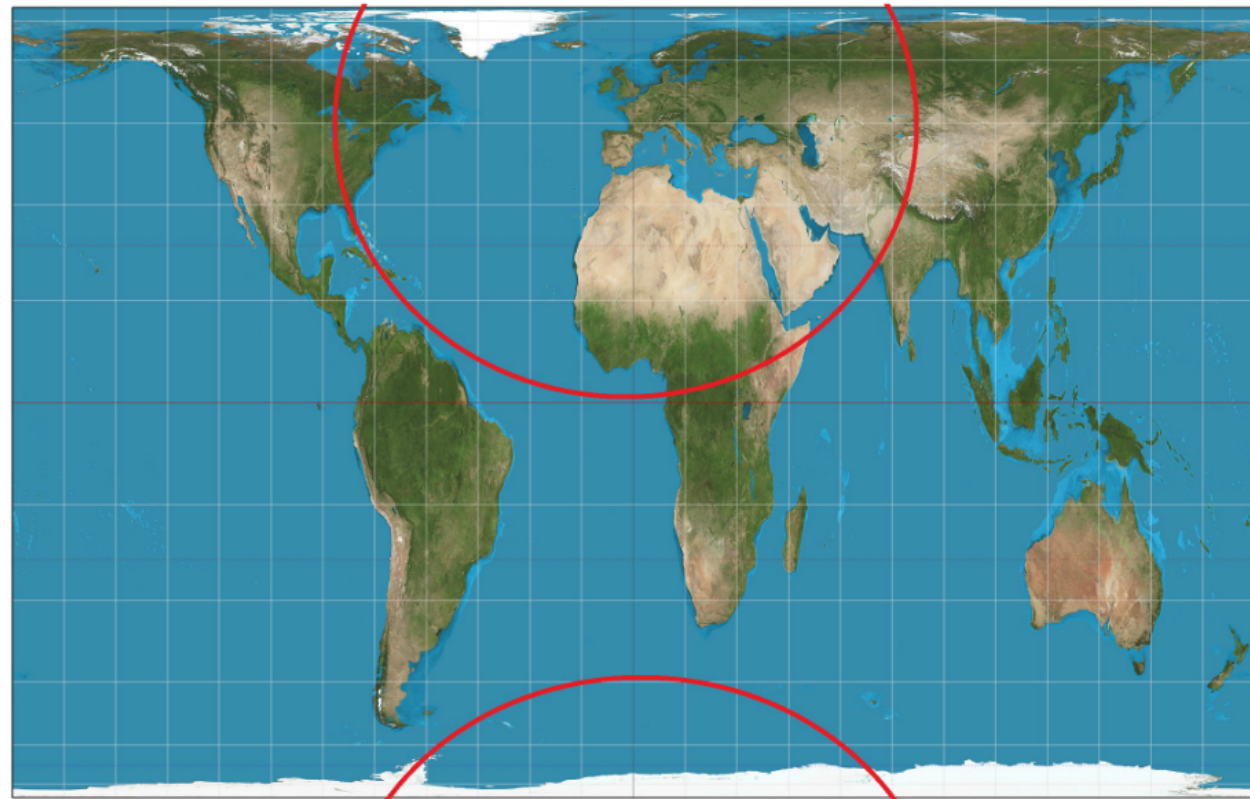
MISIÓN 4A

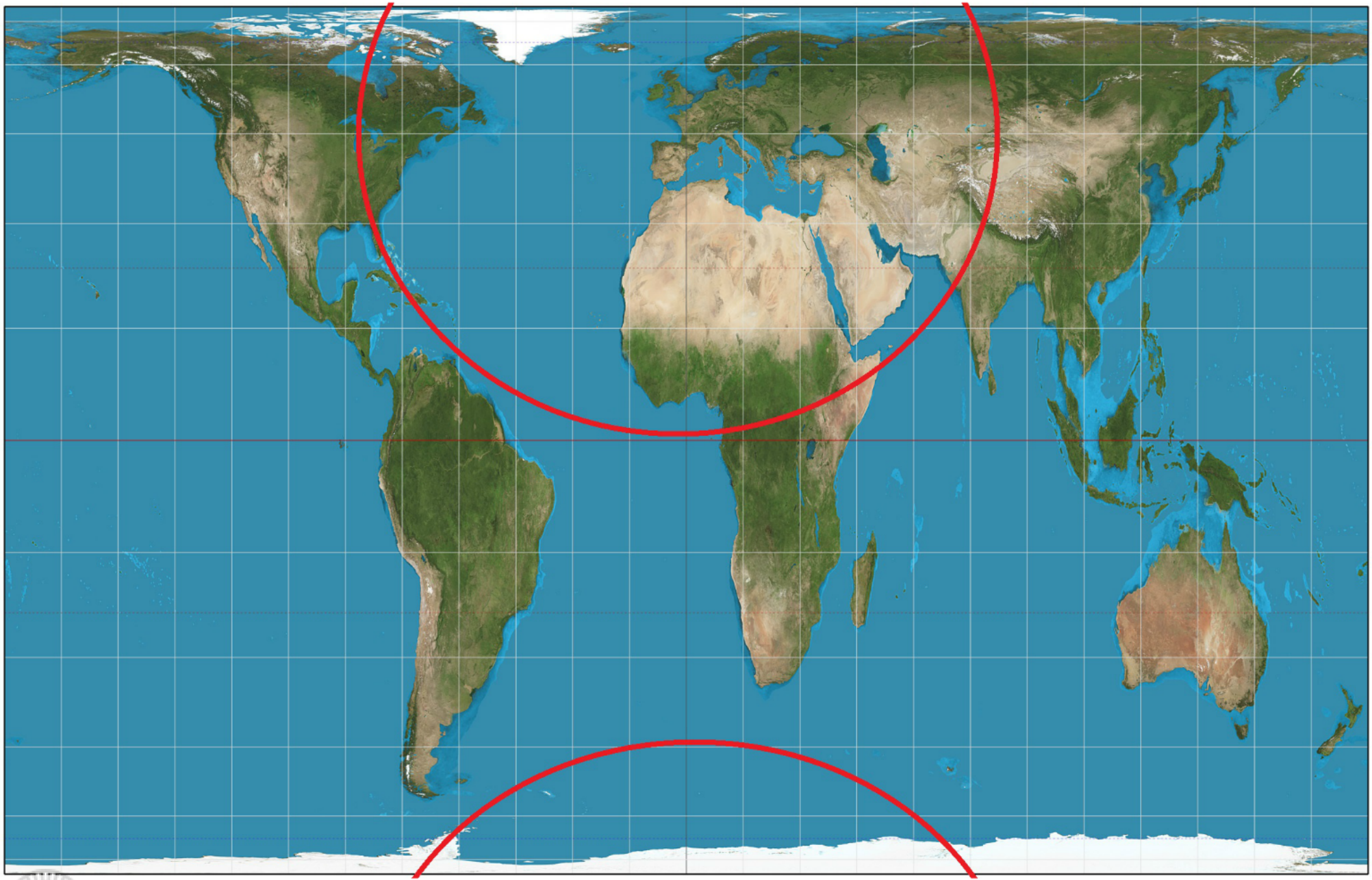


EVACUACIÓN
MÉDICA



21.87 horas





Ejemplo del Autonomía

En el tramo del crucero de máxima autonomía de la misión 4A

Área cubierta=1683 m²





Gibraltar

Strait of Gibraltar

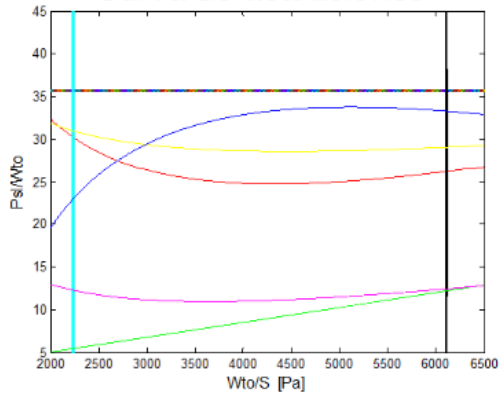
Ceuta

Mediterranean Sea

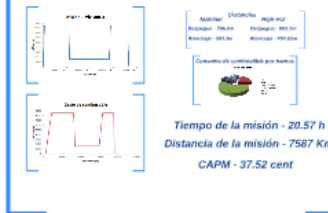
Melilla

Actuaciones

Curva de actuaciones



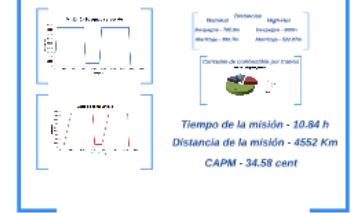
Misión 1 - Vigilancia



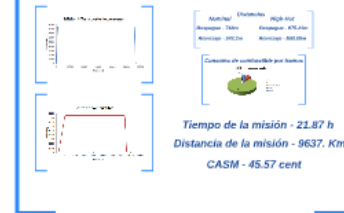
Misión 3 - Misión de carga



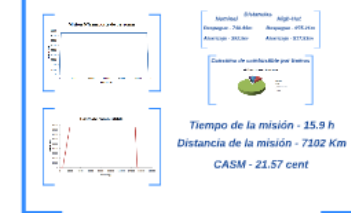
Misión 2 - Búsqueda y vigilancia



Misión 4A - Evacuación médica



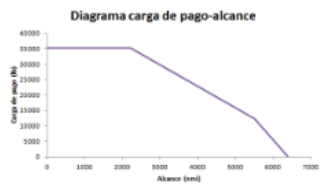
Misión 4B - Transporte de personas



Posiciones de palanca óptimas

Misión 1	Misión 2	Misión 3	Misión 4A	Misión 4B
Despegue - 2.15	Despegue - 2.15	Despegue - 2.25	Despegue - 2.25	Despegue - 2.25
Subida - 0.2	Subida - 0.23	Subida - 0.23	Subida - 0.23	Subida - 0.23
Crucero máx Alcance - 0.81	Crucero máx Alcance - 0.76	Crucero máx Alcance - 0.85	Crucero máx Alcance - 0.77	Crucero máx Alcance - 0.88
Crucero máx Autonomía - 0.22	Crucero máx Autonomía - 0.25	Crucero máx Autonomía - 0.18	Crucero máx Autonomía - 0.19	Crucero máx Autonomía - 0.21
Descenso - 0.34	Descenso - 0.33	Descenso - 0.34	Descenso - 0.35	Descenso - 0.32
Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.26	Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.2	Aterrizaje - 0.2

Diagrama Carga de Pago - Alcance

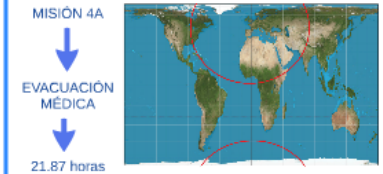


MTOW - 51350 kg OEW - 25298 kg LW - 32355.36 kg
 BEW - 25126 kg AZFW - 31196 kg ATOW - 51186 kg

Características especiales

Ejemplo del Alcance

Usando la proyección de Gall-Peter -- Mejor proporcionada



Ejemplo del Autonomía

En el tramo del crucero de máxima autonomía de la misión 4A

Área cubierta=1683 m²

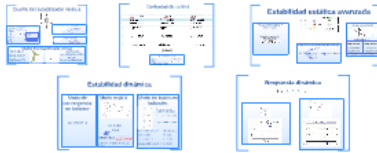


Estabilidad y Control

Estabilidad longitudinal



Estabilidad/Control lateral-direccional

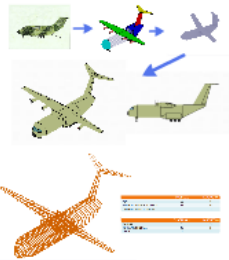


Estructuras

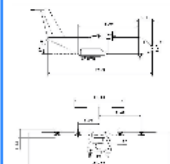


Diseño

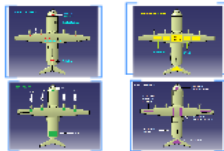
EVOLUCIÓN DEL DISEÑO



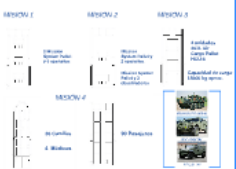
DIMENSIONADO



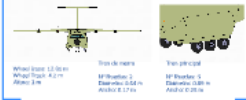
ESQUEMATIZACIÓN DE LOS SISTEMAS



DISTRIBUCIONES MISIONES



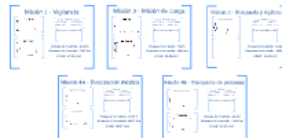
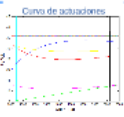
TREN DE ATERRIZAJE



Propulsión



Actuaciones



Características especiales



Aerodinámica



¡Lo conseguimos!



Conclusiones

Puntos fuertes



Aerodinámica

- Alta eficiencia del ala
- Viabilidad estructural

Estabilidad

- Ángulo de incidencia estabilizador horizontal cercano a 0°
- Deflexión del timón de cola pequeña en el crucero max 0.7°
- Fugoides relativamente bueno
- Potencia de control buena de superficies de control.
- Estabilidad dinámica aceptable (convergencia de los modos).

Estructuras

- Pesos moderados para las dimensiones de la aeronave.
- Rango de operación amplio (diagrama v-n)
- Incorporación de materiales compuestos.



Mejoras contempladas



Aerodinámica

- Reducción de resistencias parásitas
- Incorporación winglets
- Análisis más detallado de dispositivos hipersustentadores

Estabilidad

- Mejora del corto periodo
- Reducción incidencia del ala
- Mejora de los métodos utilizados(aproximaciones, suposiciones..)
- Ensayos experimentales
- Calculo de la resistencia de trimado lateral/ direccional
- Otras contribuciones a desestabilizar el avión:
Fallo de motor  Par de la hélice ("Torque")
 Ángulo de picado de motores.
- -Geometría más detallada, elementos externos...

Diseño

- Capacidad de adaptación a futuras tecnológicas
- Cabina fácilmente adaptable

Actuaciones propulsión

- Distancias de despegue y aterrizaje (cond. Nominal y High Hot) satisfechas con holgura.
- Alcance alto.
- Autonomía alta
- Posiciones de palanca buenas y alto grado de optimización de consumo de combustible.

Diseño

- Diseño en CATIA más detallado
- Implementación concepto MEA

Estructuras

- Estudio detallado de los refuerzos estructurales necesarios.
- Inclusión de un mayor porcentaje de materiales compuestos.

Actuaciones propulsión

- Optimización de los rangos más cortos para reducir más el CAPM y CASM.
- Aumentar autonomías de misiones más cortas.
- Contemplación de situaciones más extremas que las pedidas en el RFP.



Conclusiones



Puntos fuertes

Aerodinámica

- Alta eficiencia del ala
- Viabilidad estructural

Estabilidad

- Ángulo de incidencia estabilizador horizontal cercano a 0°
- Deflexión del timón de cola pequeña en el crucero max 0.7°
- Fugoide relativamente bueno
- Potencia de control buena de superficies de control.
- Estabilidad dinámica aceptable (convergencia de los modos).

Estructuras

- Pesos moderados para las dimensiones de la aeronave.
- Rango de operación amplio (diagrama v-n)
- Incorporación de materiales compuestos.



Mejoras contempladas



- Reducción de resistencias parásitas

Diseño

- Capacidad de adaptación a futuras tecnológicas
- Cabina fácilmente adaptable

Actuaciones propulsión

- Distancias de despegue y aterrizaje (cond. Nominal y High Hot) satisfechas con holgura.
- Alcance alto.
- Autonomía alta
- Posiciones de palanca buenas y alto grado de optimización de consumo de combustible.

Diseño

- Diseño en CATIA más detallado

- Pesos moderados para las dimensiones de la aeronave.
- Rango de operación amplio (diagrama v-n)
- Incorporación de materiales compuestos.

- Posiciones de palanca buenas y alto grado de optimización de consumo de combustible.



Mejoras contempladas



Aerodinámica

- Reducción de resistencias parásitas
- Incorporación winglets
- Análisis más detallado de dispositivos hipersustentadores

Estabilidad

- Mejora del corto periodo
- Reducción incidencia del ala
- Mejora de los métodos utilizados(aproximaciones, suposiciones..)
- Ensayos experimentales
- Calculo de la resistencia de trimado lateral/ direccional
- Otras contribuciones a desestabilizar el avión:
 - Fallo de motor  Par de la hélice ("Torque")
 -  Ángulo de picado de motores.
- -Geometría más detallada, elementos externos...

Diseño

- Diseño en CATIA más detallado
- Implementación concepto MEA

Estructuras

- Estudio detallado de los refuerzos estructurales necesarios.
- Inclusión de un mayor porcentaje de materiales compuestos.

Actuaciones propulsión

- Optimización de los rangos más cortos para reducir más el CAPM y CASM.
- Aumentar autonomías de misiones más cortas.
- Contemplación de situaciones más extremas que las pedidas en el RFP.

Airvari

Cálculo de Aeronaves 2013/2014.



Grupo 3.

Álvaro Martínez García
Enrique Aguado Limones
Luis Amador Ocio
Javier Beltrán Barrera
Ángel Caballero Bazán
Antonio Domínguez San José
Ismael González Garrido
Emilio González Perea
Sergio Gutiérrez Calvo
Alberto Lora Ruiz

