



POLITÉCNICA



# Aerodinámica y Mecánica de Vuelo (ATA)

## Práctica 2 Carrera de Despegue y Aterrizaje



### AUTORES

| Apellidos      | Nombre      | DNI       | Especialidad |
|----------------|-------------|-----------|--------------|
| López Arcas    | Aitor Román | 49144400R | ATA          |
| Sichangwa Cobo | Isaac       | 51556926B | ATA          |

Fecha de entrega: 01/04/2024

# Índice de Contenido

## Práctica 2: Carrera T.Off & Land.

### Introducción

### Características del Avión

- a. Características y Actuaciones reales del Avión
- b. Aerodinámica y Propulsión
  - b.2.1 Coeficiente de resistencia parásita ( $Cd_0$ ) y factor Oswald ( $e$ ) en configuración de despegue y aterrizaje.
  - b.2.2 Polar del avión en configuración limpia, de despegue y aterrizaje.

### Actuaciones Básicas

- a. Carrera de Despegue.
  - a.3.1 Distancias recorridas y tiempo empleado en cada tramo.
  - a.3.2 Evolución de la distancia recorrida y del tiempo empleado según velocidad.
  - a.3.3 Evolución de la velocidad y del tiempo empleado según la posición en pista.
- b. Carrera de Aterrizaje.
  - b.3.1 Distancias recorridas y tiempo empleado en cada tramo.
  - b.3.2 Evolución de distancia recorrida y del tiempo empleado según velocidad.
  - b.3.3 Evolución de la velocidad y del tiempo empleado según la posición en pista.
- c. Velocidad de Decisión  $V_1$ .
  - c.3.1 Despegue con fallo de un motor, distancias y tiempo.
  - c.3.2 Aterrizaje en configuración de despegue, distancias y tiempo.
  - c.3.3 Evolución de la distancia para despegue con fallo de un motor y de la distancia para parada en configuración de despegue.
  - c.3.4 Velocidad de decisión.

### Conclusiones Finales

## 0. Introducción

El avión Airbus A220-100 es una aeronave para transporte de pasajeros de tamaño mediano especialmente diseñada para trayectos regionales y de corto alcance. Su producción recae en Airbus Canada Limited Partnership, antes conocida como Bombardier CSeries Aircraft Limited Partnership, hasta que Airbus se hizo con la mayor parte del programa en 2018.

Con capacidad para alojar entre 100 y 135 pasajeros, según la disposición de la cabina, se destaca por su eficiencia en el consumo de combustible y su diseño contemporáneo. La comodidad es un punto fuerte gracias a su cabina espaciosa y asientos diseñados para ofrecer un viaje más confortable.

Además, está equipado con tecnología avanzada, que incluye sistemas de navegación y aviónica de última generación. Su alcance permite cubrir trayectos regionales y de corta distancia de forma eficiente, siendo una elección popular para aerolíneas que operan en estas rutas.

Está dotado con dos motores PW1519G, fabricado por Pratt & Whitney, siendo estos un motor turbofán de alto rendimiento diseñado para ofrecer eficiencia en el consumo de combustible y cumplir con regulaciones ambientales. Utiliza una arquitectura de doble eje con engranajes reductores para mejorar su eficiencia y reducir el impacto ambiental. Además, tiene una especie de "cerebro" que controla cómo trabaja el motor y se asegura de que esté en buen estado todo el tiempo. Este motor proporciona un empuje significativo y es compatible con una variedad de aeronaves, mientras que también incorpora características de reducción de ruido y mantenimiento mejoradas. Por tanto, el PW1519G es una opción avanzada y versátil para aplicaciones comerciales y de carga.

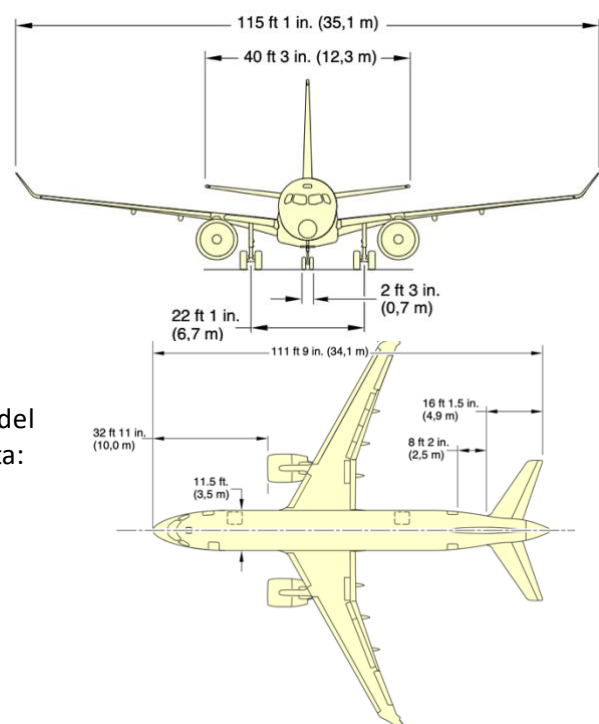
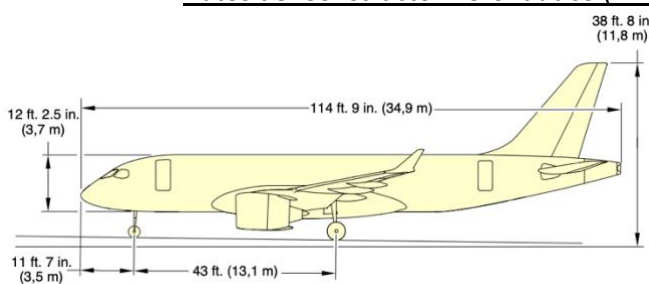
En conclusión, el Airbus A220-100 representa un avance en la aviación moderna, combinando comodidad y eficiencia para vuelos regionales y de corta distancia.

## 1. Características del Avión

### a. Características y Actuaciones Reales del Avión

Para obtener las características reales y las actuaciones del avión hemos usado diversas fuentes. Dado a que se trata de un Airbus A220-100 dotado de dos motores PW1519G nos hemos sustentado en:

#### - Datos del Constructor Aeronáutico (Airbus):



Gracias a las anteriores representaciones de los planos del avión se obtiene datos de las medidas de manera directa:

|                               |        |
|-------------------------------|--------|
| <b>Envergadura (b)</b>        | 35.1 m |
| <b>Longitud fuselaje</b>      | 35.3 m |
| <b>Diámetro fuselaje</b>      | 3.7 m  |
| <b>Longitud de la Góndola</b> | 3.2m   |
| <b>Diámetro de la Góndola</b> | 2m     |

En adicción, se especifican los pesos característicos del avión en diferentes actuaciones: Maximum Ramp Weight (MRW), Maximum Landing Weight (MLW), Maximum Zero Fuel Weight (MZFW) y Maximum Take-Off Weight (MTOW), entre otros, siendo este último de especial importancia en el desarrollo del proyecto. Por consiguiente, definimos como  $W_1$ =MTOW= 60.780 kg y como  $W_2$ = Peso Aterrizaje en Destino= 52.156 kg. Además, imponemos la palanca de gases al 85% de impulso nominal, dato del que nos servimos del fabricante de los motores.

Además de manera indirecta a través de la escala podemos determinar el valor aproximado de las áreas de los estabilizadores, con los posibles errores que llevarían implícitos:

|       |                     |
|-------|---------------------|
| $S_V$ | 35,7 m <sup>2</sup> |
| $S_H$ | 28,4 m <sup>2</sup> |

- Datos del Fabricante de Motores (Pratt & Wittney):

Debido a una razón de competencia, los datos adjuntados del motor son muy limitados. Recordemos que este avión trabaja con dos motores por los que los datos proporcionados van en función de esta premisa

|                               |          |
|-------------------------------|----------|
| <b>Empuje Máximo</b>          | 168KN    |
| <b>Empuje<sub>85%</sub></b>   | 142,8 KN |
| <b>Relación de derivación</b> | 12:01    |

- Datos obtenidos de "Jane's All the World's Aircraft" & "Jane's Aero Engines".

Aunque hay datos que hemos encontrado previamente nos sirve para contrastar la información del MTOW y añadimos otros datos fundamentales como la Carga Alar, Altitud o Mach máximos

|                           |           |
|---------------------------|-----------|
| <b>MTOW</b>               | 60.780 kg |
| <b>MPL</b>                | 15.000 kg |
| <b>OEW</b>                | 35.000 kg |
| <b>Techo Máximo</b>       | 12497 m   |
| <b>Mach Máximo</b>        | 0,82      |
| <b>Consumo Especifico</b> | 28 mg/N·s |
| <b>Autonomía Máxima</b>   | 7 h       |

Como hemos mencionado previamente los pesos de trabajos serán  $W_1$ =MTOW= 60.780 kg y  $W_2$ = Peso Aterrizaje en Destino= 52.156 kg

Este último se determina:  $W_2 = MTOW - 0,8 \cdot (MTOW - OEW - MPL) = 51156 \text{ kg}$

- Datos obtenidos de Wikipedia:

De Wikipedia obtuvimos los valores restantes que no aparecían implícitos en el Jane's de aeronaves o motores, o que nos daban lugar a confusión

|                                      |                      |
|--------------------------------------|----------------------|
| <b>Flecha (<math>\Lambda</math>)</b> | 25°                  |
| <b>Superficie Alar</b>               | 112,3 m <sup>2</sup> |
| <b>Alcance Máximo</b>                | 6111 km              |

De esta manera conociendo la superficie alar y la envergadura, podemos calcular el alargamiento de este, fundamental para la determinación de la polar, entre otros.

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{35^2}{112.3} = 10.9$$

Todos los datos anteriormente expuestos los **obtuvimos** en la **primera practica** sobre actuaciones básicas de la aeronave; sin embargo, para la consecución de esta nueva simulación requerimos de nuevos datos obtenidos de manera empírica:

- Datos obtenidos de "Jane's All the World's Aircraft" & "Jane's Aero Engines".

|   |          |
|---|----------|
| <b>H alar</b>                                 | 6 m      |
| <b>Empuje 110%</b>                            | 184800 N |
| <b>Sf/S</b>                                   | 0,3      |
| <b>Velocidad de Decisión <math>V_1</math></b> | 259 km/h |

- Datos obtenidos de Wikipedia:

Principalmente obtuvimos los valores reales en actuaciones de carrera de despegue y aterrizaje, fundamentales para su comparación con los cálculos empíricos realizados en este proyecto.

|                                    |        |
|------------------------------------|--------|
| <b><math>S_{Despegue}</math></b>   | 1463 m |
| <b><math>S_{Aterrizaje}</math></b> | 1387 m |
| <b><math>t_{Despegue}</math></b>   | 45 s   |
| <b><math>t_{Aterrizaje}</math></b> | 30 s   |

Además, contamos con los datos obtenidos en la primera practica de actuaciones básicas que estarán definidos más adelante en los respectivos apartados.

Asimismo, las condiciones de despegue y aterrizaje son las siguientes, respectivamente:

**Condiciones de Despegue**

**Condiciones de Aterrizaje**

|                                  |                |                                  |                |
|----------------------------------|----------------|----------------------------------|----------------|
| <b><math>H</math> [m]</b>        | <b>0</b>       | <b><math>H</math> [m]</b>        | <b>0</b>       |
| <b><math>W</math> [N]</b>        | <b>595.644</b> | <b><math>W</math> [N]</b>        | <b>511.129</b> |
| <b><math>\mu</math></b>          | <b>0,02</b>    | <b><math>\mu</math></b>          | <b>0,4</b>     |
| <b><math>\delta_f</math> [°]</b> | <b>20</b>      | <b><math>\delta_f</math> [°]</b> | <b>40</b>      |
| <b><math>\gamma_R</math> [°]</b> | <b>0</b>       | <b><math>\gamma_R</math> [°]</b> | <b>0</b>       |

## b. Aerodinámica y Propulsión

Hemos tomado como referencia el libro denominado “Methods for estimating Drag Polars of Subsonic Airplanes” para obtener la polar compresible del avión.

$$CD = CDO + \frac{CL^2}{\pi Ae}$$

Fórmula en la que hemos basado los cálculos para obtener los coeficientes según la altura de vuelo, donde el primer término es el coeficiente de resistencia parásito de la aeronave y el segundo el coeficiente de resistencia inducido.

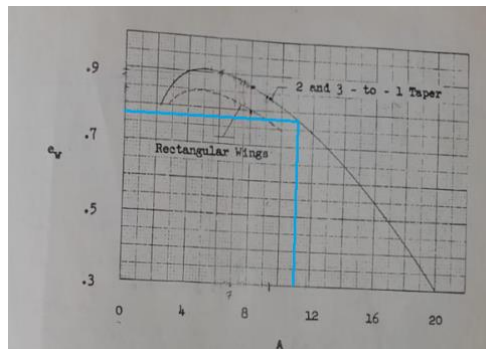
Siendo:  $CD_0=0,0162$  en configuración limpia.

### 1. Obtención del coeficiente de Oswald

Necesario para conseguir las curvas de las polares. Según Roskam lo podemos obtener mediante este procedimiento:

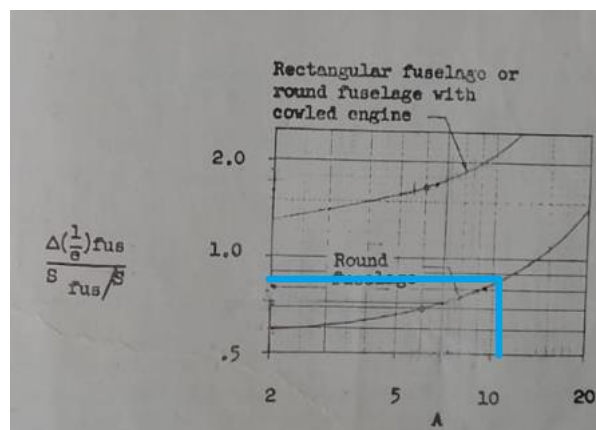
$$e = \frac{1}{\frac{1}{e_{ala}} \cdot \frac{1}{e_{fuselaje}} \cdot \frac{1}{e_{otros}}} = 0,703 \text{ en configuración limpia}$$

Eotros es dato (20), los otros dos parámetros los obtendremos a partir de las gráficas proporcionadas, siendo la primera necesaria para la obtención del valor asociado ala y la segunda asociada al fuselaje.



Entrando en la gráfica con el alargamiento ( $A=11$ ),  $e_{ala}= 0,77$ .

Y para el fuselaje



Aunque los cálculos para conseguir el del fuselaje son un poco más complicados.

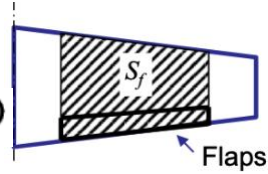
$$\frac{1}{\frac{e_{fuselaje}}{S_{ref}}} = 0,85 \rightarrow Sup_{fuselaje} = 13,73,$$

Definidos los anteriores datos, para las configuraciones de carrera de despegue y aterrizaje habrá que cambiar algunas condiciones y tener en cuenta:

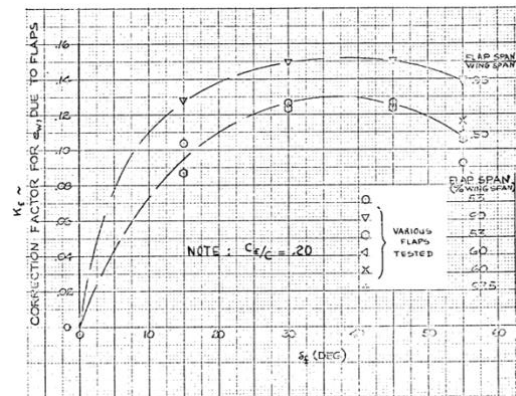
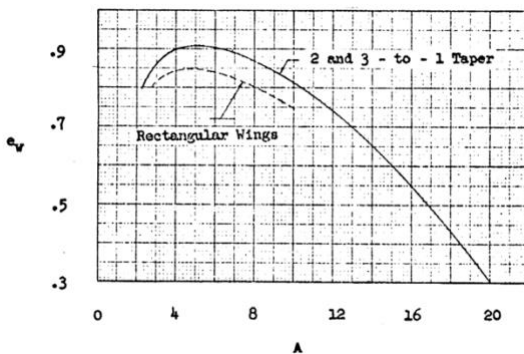
$$(C_{D_0})_{\text{tren+flaps}} = C_{D_0} + (\Delta C_{D_0})_{\text{tren}} + (\Delta C_{D_0})_f + C_{D_{\text{Interferencia}}} \quad \text{siendo} \quad C_{D_{\text{Interferencia}}} = 10\%$$

Además, debemos tener en cuenta la influencia de los flaps en el impacto aerodinámico tanto en despegue como aterrizaje:

$$\frac{1}{e} = \frac{1}{e_{\text{wing}}} + \frac{1}{e_{\text{fuselage}}} + \frac{1}{e_{\text{other}}} \quad \text{siendo} \quad e_{\text{wing}} = e_{\text{wing}} (1 + K_f)$$



Evidentemente  $K_f$  y  $e_{\text{wing}}$  son parámetros no definidos, los cuales obtenemos de gráficamente:



Mediante todo lo anteriormente mencionado determinamos los datos de estudio en configuración limpia (practica 1: actuaciones básicas), configuración en despegue y configuración en aterrizaje, respectivamente:

Tabla 1: Configuración limpia

|                       |
|-----------------------|
| $C_{D0}$              |
| 0,016                 |
| $e$                   |
| 0,700                 |
| $C_{L0}$              |
| 0,18                  |
| $C_{L\alpha}$ [1/rad] |
| 3,80                  |
| $C_{Lm\acute{a}x}$    |
| 1,280                 |
| $V_{per}$ [km/h]      |
| 296,258               |

Tabla 2: Configuración Despegue

|                       |
|-----------------------|
| $C_{D0}$              |
| 0,048                 |
| $e$                   |
| 0,786                 |
| $C_{L0}$              |
| 0,630                 |
| $C_{L\alpha}$ [1/rad] |
| 3,80                  |
| $C_{Lm\acute{a}x}$    |
| 1,700                 |
| $V_{per}$ [km/h]      |
| 257,069               |

Tabla 3: Configuración Aterrizaje

|                       |
|-----------------------|
| $C_{D0}$              |
| 0,060                 |
| $e$                   |
| 0,773                 |
| $C_{L0}$              |
| 0,900                 |
| $C_{L\alpha}$ [1/rad] |
| 3,80                  |
| $C_{Lm\acute{a}x}$    |
| 1,900                 |
| $V_{per}$ [km/h]      |
| 243,163               |

Por lo general, el factor de Oswald es mayor en el despegue que en el aterrizaje. Durante el despegue, las aeronaves suelen estar operando a velocidades más bajas y con una mayor resistencia inducida debido a los ángulos de ataque más altos, lo que puede resultar en un factor de Oswald más alto. En contraste, durante el aterrizaje, las aeronaves suelen operar a velocidades más altas y con ángulos de ataque más bajos, lo que puede resultar en un factor de Oswald más bajo.

Obteniendo la velocidad de pérdida mediante la siguiente expresión (particularizando para cada caso, en función sea despegue o aterrizaje:

$$V_p = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho \cdot C_{Lm\acute{a}x}}}$$

## 2. Obtención de la polar compresible

Para maximizar el alcance de las aeronaves, estas vuelan en régimen transónico. Si volamos entre un Mach comprendido entre 0,4 y el crítico, nos encontramos en la zona incompresible, pero el coeficiente de resistencia se mantiene constante (cambios despreciables). Vamos a evaluar entre el mach crítico y el de divergencia, que es cuando dicho coeficiente no es despreciable. Por encima del mach de divergencia no se puede volar.

Polar en régimen compresible:

$C_D(C_L, M_\infty) \approx K_0 C_{D0} + \frac{K_L C_L^2}{\pi A e}$ ; donde  $K_0$  y  $K_L$  son parámetros dependientes de  $M_\infty$ , cuyas ecuaciones asociadas son:

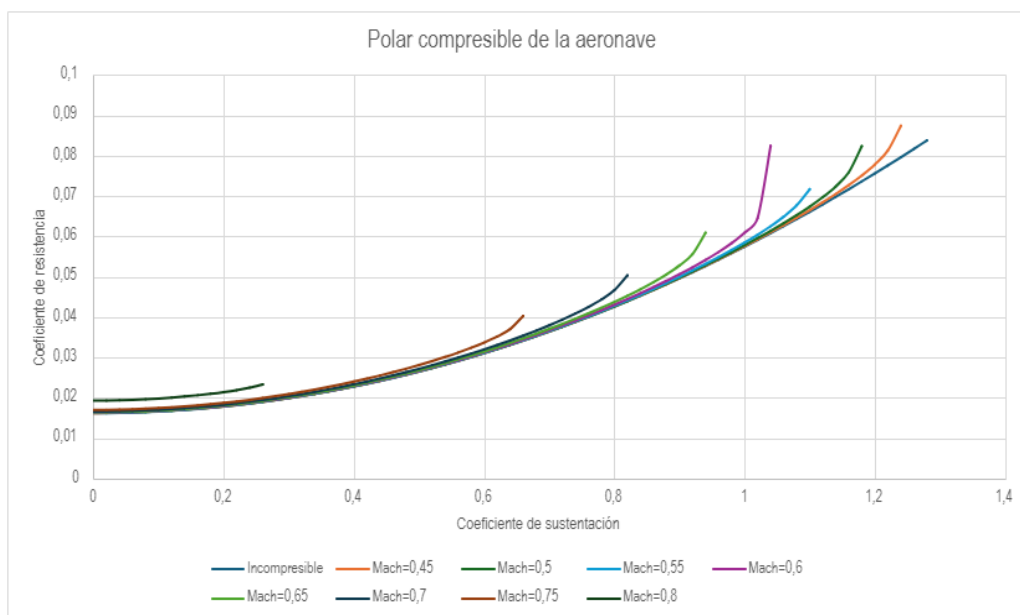
$$K_0 = \left(1 - \left(\frac{M_\infty}{M_{D0}}\right)^7\right)^{-\frac{1}{20}}; K_L = \left(1 - \left(\frac{M_\infty}{M_D}\right)^{10}\right)^{-\frac{1}{15}} \text{ para } M_\infty < M_D.$$

Las ecuaciones del mach de divergencia son de la forma:

$$M_D = Md \left(1 + \frac{1 - \cos \Lambda}{1 + \cos \Lambda}\right) = Md \cdot 1,049; Md = 0,92 - \frac{t}{c} - 0,18 C_L^3 = 0,8 - 0,18 C_L^3$$

$M_{D0}$  se halla cuando  $C_L=0$  y es igual a 0,839.

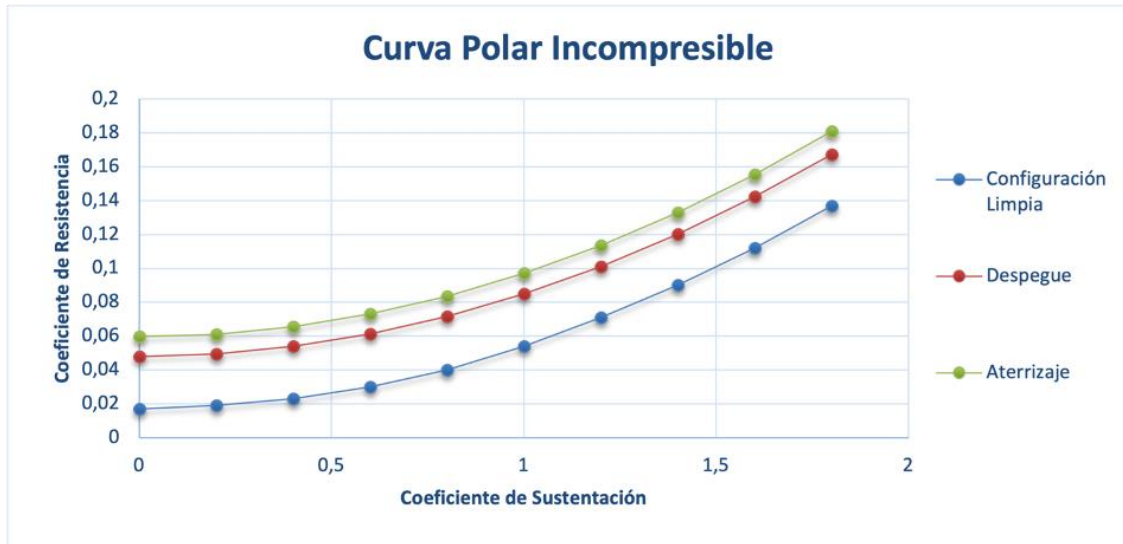
La expresión definitiva sería  $MD = 1,049 \cdot (0,8 - 0,18 C_L^3)$ . Damos los valores de Mach 0,45 0,5 0,55 0,6 0,65 0,7 0,75 0,8 sin sobrepasar el valor de 0,82 desde el que estos resultados dejarían de tener válidos, que es el límite del fabricante. Para cada mach obtenemos un  $k_0$  y  $k_L$ . Cada vez hay menos valores de  $k_L$  porque solo podemos volar por debajo del mach de divergencia.





Todo lo anteriormente expuesto lo desarrollamos en la práctica de actuaciones básicas y será nuestra base teórica para el desarrollo de este en condiciones de despegue y aterrizaje, ajustando las fórmulas con el coeficiente de resistencia parasito y factor de Oswald correspondiente

Hemos decidido realizarlo en condiciones de incompresibilidad ( $Mach=0$ ) por sencillez representativa.

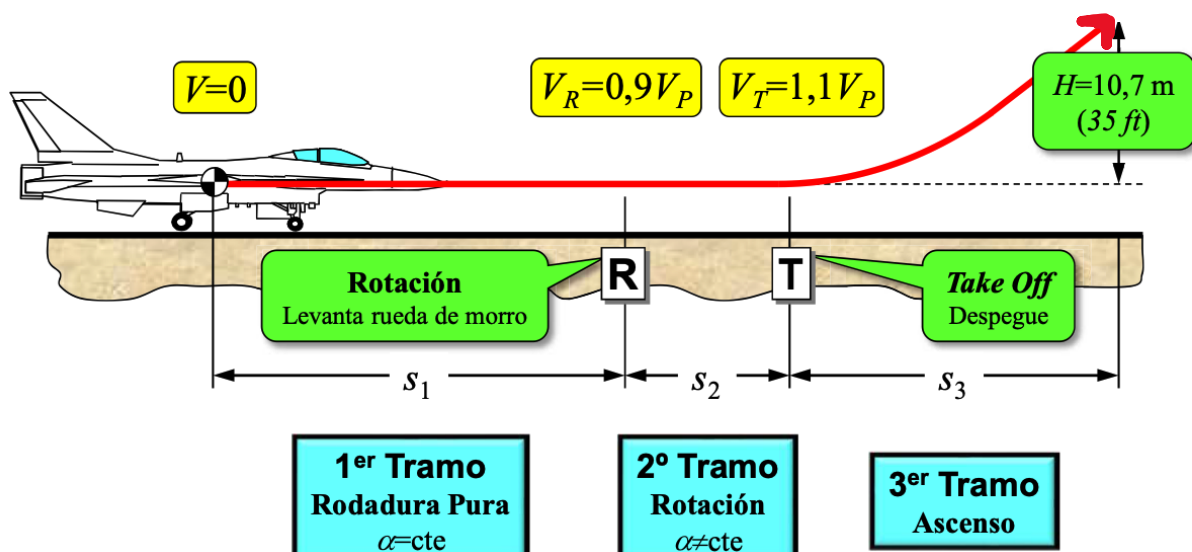


Como podemos observar y era esperable, el avión experimentaría mayor resistencia aerodinámica en el aterrizaje, al interesar reducir la velocidad y controlar la sustentación para realizar un descenso controlado.

## 2. Actuaciones Básicas

### a. Carrera de Despegue.

Cuando nos encontramos en situación de despegue emplearemos el empuje máximo al despegue (palanca de gases al 110%), y rozamiento con el suelo característico de una rodadura:



### 3.1 Distancias recorridas y tiempo empleado en cada tramo.

El **primer tramo** es una rodadura pura, lo que se traduce en velocidad inicial 0 hasta el punto de rotación (inicio de segundo tramo), punto en el cual se levanta la rueda de morro

Esto resalta que su coeficiente de resistencia es  $C_i = C_{i0}$  y el ángulo de ataque es 0

Asimismo, su coeficiente de resistencia es:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} (1 - \Psi) \quad \text{considerando el factor de efecto suelo} \quad \Psi = e^{\left[ -2,48 \left( \frac{2h}{b} \right)^{0,768} \right]}$$

Por tanto, el tiempo en segundo y la distancia en metros en el tramo de rodadura será de la forma:

$$t_1 = \int_0^{V_R} \frac{dV_\infty}{a_1(V_\infty)} \quad s_1 = \int_0^{V_R} \frac{V_\infty dV_\infty}{a_1(V_\infty)}$$

Siendo  $V_R = 0,9V_{pérdida}$

Además, mediante el equilibrio de fuerzas normales y tangenciales determinamos el valor de la aceleración en función de  $V_\infty$ .

$$a_1 = \frac{g}{W} \cdot (E - D - \mu \cdot (W - L))$$

El **segundo tramo**, sin embargo, es el denominado tramo de rotación; en este el ángulo de rotación ya no es constante. Comienza al elevarse la rueda de morro hasta que ya propiamente despegue el avión.

En este caso, como hemos mencionado anteriormente,  $C_i$  ya no es constante por lo que emplearemos las siguientes expresiones.

$$C_{L_T} = \frac{L_T}{\frac{1}{2} \rho V_T^2 S} = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha_T \quad \frac{\alpha_T - \alpha_f}{\alpha_T - \alpha_R} = \left( \frac{V_T - V_\infty}{V_T - V_R} \right)^2$$

Por tanto, el tiempo en segundo y la distancia en metros en el tramo de rotación será de la forma:

$$t_2 = \int_{V_R}^{V_T} \frac{dV_\infty}{a_2(V_\infty)} \quad s_2 = \int_{V_R}^{V_T} \frac{V_\infty dV_\infty}{a_2(V_\infty)}$$

Siendo  $V_T = 1,1V_{pérdida}$

Además, mediante el equilibrio de fuerzas normales y tangenciales determinamos el valor de la aceleración en función de  $V_\infty$ .

$$a_2 = \frac{g}{W} \cdot (E \cdot \cos(\alpha + i) - W \cdot \sin(\gamma) - d - \mu N)$$

El **tercer tramo** es el denominado tramo de ascenso y, habrá que distinguir el tramo de trayectoria curva (inmediatamente después del tramo de rotación), del segundo tramo. Estos tramos irán desde el despegue hasta que la aeronave alcance los 10.7m, momento en el que consideramos que el despegue ha finalizado.

Por ello resulta fundamental determinar la altura o distancia vertical y que este sea menor a 10,7m ya que habría acabado así dicho tramo, siendo esta altura de aceleración nula de la forma:

$$H = \int_{t=0}^{t=t_3} V_\infty(t) \sin(\omega t) dt$$

De la misma forma debemos tener en cuenta el ángulo de trayectoria  $\gamma(t) = \omega t$  siendo  $w = cte = 3^\circ/s$

Debido a lo anteriormente mencionado, las expresiones de distancia y de tiempo se dividirá en dos tramos:

$$s_{31} = \int_{t=0}^{t=t_{31}} V_{\infty}(t) \cos(\gamma_R + \omega t) dt \quad t_{31} = t_{a=0}$$

Como en nuestro caso ya habríamos alcanzado la altura de 10.7m, no definimos el tramo 3<sub>2</sub>; sin embargo sería de la forma

$$t_{32} = \frac{H - h_{31}}{V_{32} \sin \gamma_{32}} \quad s_{32} = \frac{H - h_{31}}{\tan \gamma_{32}}$$

En función de lo anteriormente mencionado, obtenemos los siguientes resultados en configuración de despegue:

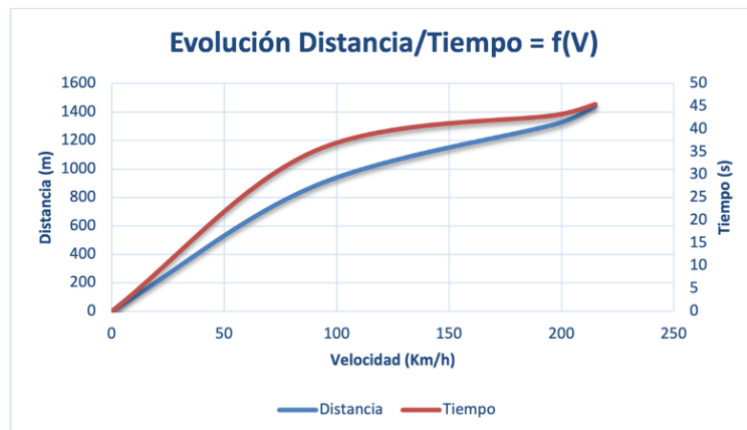
| Tramos        | Distancia [m]         |              | Tiempo [s]            |             |
|---------------|-----------------------|--------------|-----------------------|-------------|
| Rodadura Pura | <b>S1</b>             | 881          | <b>t1</b>             | 35,2        |
| Rotación      | <b>S2</b>             | 441          | <b>t2</b>             | 8,0         |
| Ascenso       | <b>S3<sub>1</sub></b> | 123          | <b>t3<sub>1</sub></b> | 2,3         |
|               | <b>S3<sub>2</sub></b> | -            | <b>t3<sub>2</sub></b> | -           |
| <b>Total</b>  |                       | <b>1.445</b> | <b>Total</b>          | <b>45,5</b> |

### 3.2 Evolución de la distancia recorrida y del tiempo empleado según velocidad.

Según el tramo hemos obtenido las distintas distancias y tiempos.

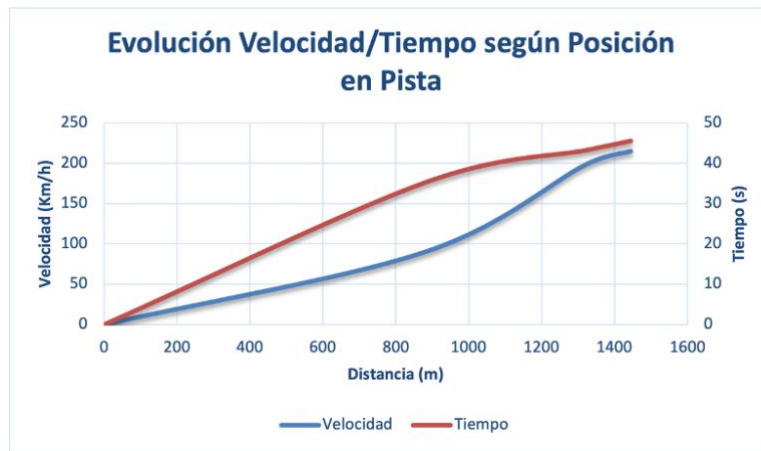
Conocemos que la distancia recorrida será la suma de la distancia de los tres tramos:  $s = s_1 + s_2 + s_{31} + s_{32}$

Tiempo empleado en la carrera de despegue será la suma del tiempo de los tres tramos:  $t = t_1 + t_2 + t_{31} + t_{32}$



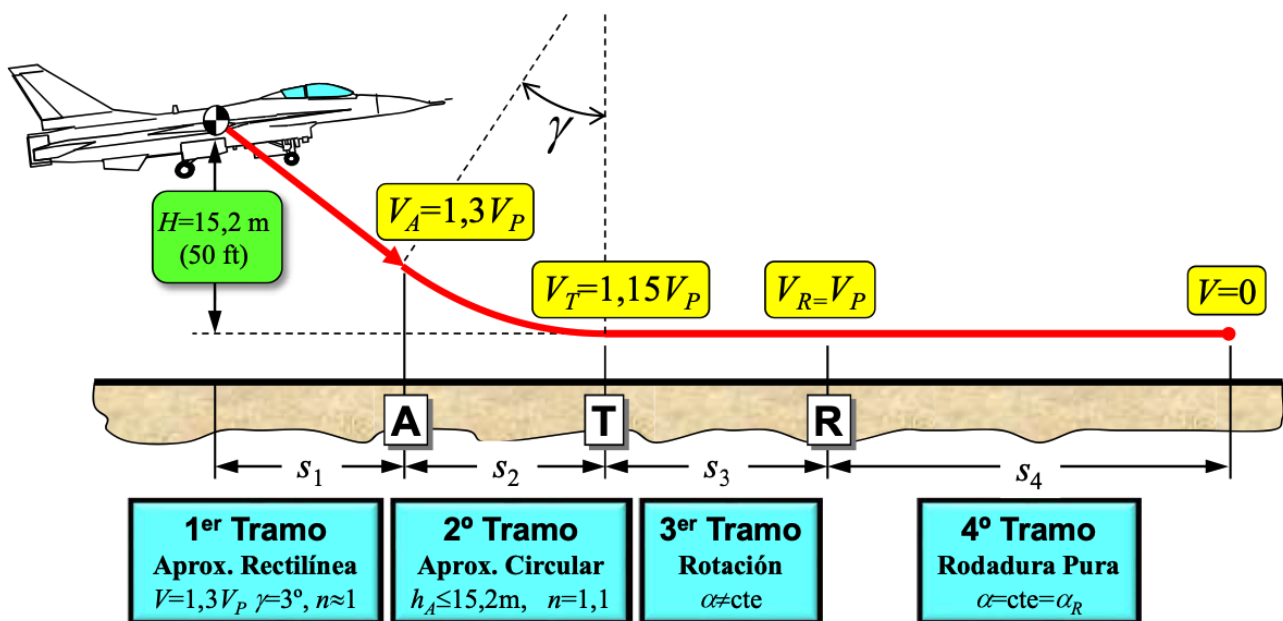
### 3.3 Evolución de la velocidad y del tiempo empleado según la posición en pista.

Estas gráficas nos indicarán la velocidad que llevará la aeronave en cada tramo a una distancia y tiempos concretos:



#### b. Carrera de Aterrizaje

Se define la carrera de aterrizaje como la actuación en la que el empuje es despreciable, se cuenta con los flaps despegados y el tren de aterrizaje y el rozamiento con el suelo tendrá un coeficiente de rozamiento de 0,4. En esta actuación se finaliza cuando la aeronave alcanza la velocidad nula y para ello pasa por cuatro tramos distintos.



### 3.1 Distancias recorridas y tiempo empleado en cada tramo.

El **primer tramo** se corresponde con una aproximación rectilínea, partiendo de una posición en la que la aeronave se encuentra a 15.2m hasta que alcanza la definida como  $V_A = 1,3 V_{pérdida}$

$$\boxed{s_1 = \frac{H - H_A}{\operatorname{tg} \gamma_A}} \quad \boxed{t_1 = \frac{s_1}{V_A \cos \gamma_A}} \quad \text{siendo } \gamma = 3^\circ$$

El **segundo tramo**, sin embargo, se corresponde con una aproximación circular en la cual la altura ha disminuido respecto del tramo anterior y el rango de velocidades de actuación está comprendido entre  $V_A = 1,3 V_{pérdida}$  y la  $V_T = 1,15 V_{pérdida}$ . Este segundo tramo finaliza cuando la rueda del tren de aterrizaje impacta con la pista.

Sin embargo, la velocidad de actuación empleada la definiremos como  $V_M = \sqrt{V_A \cdot V_T} = 1,223 V_{pérdida}$ , junto con otras condiciones como  $n=1,1$  y el radio de giro  $R=\text{cte}$ .

En este tramo deberemos diferenciar si hay tramo 1 o 2, en función de la altura  $H_A = R(1 - \cos \gamma)$

- Si  $H_A < 15,2 \text{ m}$  (1er tramo)

- Si  $H_A > 15,2 \text{ m}$  (No hay 1er tramo)

$$\gamma_A = 3^\circ$$

$$\gamma'_A = \arccos\left(1 - \frac{H_A}{R}\right) \quad \text{siendo } \gamma'_A < 3^\circ$$

Aplicamos las relaciones que definen a esta aproximación:

$$\boxed{t_2 = \frac{R\gamma'_A}{V_m}} \quad \boxed{s_2 = R \operatorname{sen} \gamma'_A} \quad \boxed{s_2 = R \sqrt{1 - \left(1 - \frac{H_A}{R}\right)^2}} \quad \boxed{t_2 = \frac{R\gamma'_A}{V_m}}$$

Sin embargo, el **tercer tramo** corresponde a una rotación en la cual la aeronave ya se encuentra en contacto con el suelo y que, por consiguiente, finaliza cuando la velocidad de entrada en pérdida es alcanzada.

$$t_3 = \int_{V_T}^{V_R} \frac{dV_\infty}{a_3(V_\infty)} \quad s_3 = \int_{V_T}^{V_R} \frac{V_\infty dV_\infty}{a_3(V_\infty)}$$

Por tanto, debemos definir la  $a_3 = f(V_\infty)$  que, aplicando nuevamente el equilibrio de fuerzas normales y tangenciales, será de la forma:  $a_3 = \frac{g}{W} \cdot (-D - \mu(W - L))$

Por último, se deberá definir el **cuarto tramo**, correspondiente a una rodadura pura cuya velocidad de rodadura comienza siendo la de pérdida hasta que en el instante final se para, finalizando así la carrera de aterrizaje

$$t_4 = \int_{V_R}^0 \frac{dV_\infty}{a_4(V_\infty)} \quad s_4 = \int_{V_R}^0 \frac{V_\infty dV_\infty}{a_4(V_\infty)}$$

Asimismo, definimos la  $a_4 = f(V_\infty)$  aplicando el equilibrio de fuerzas normales y tangenciales.

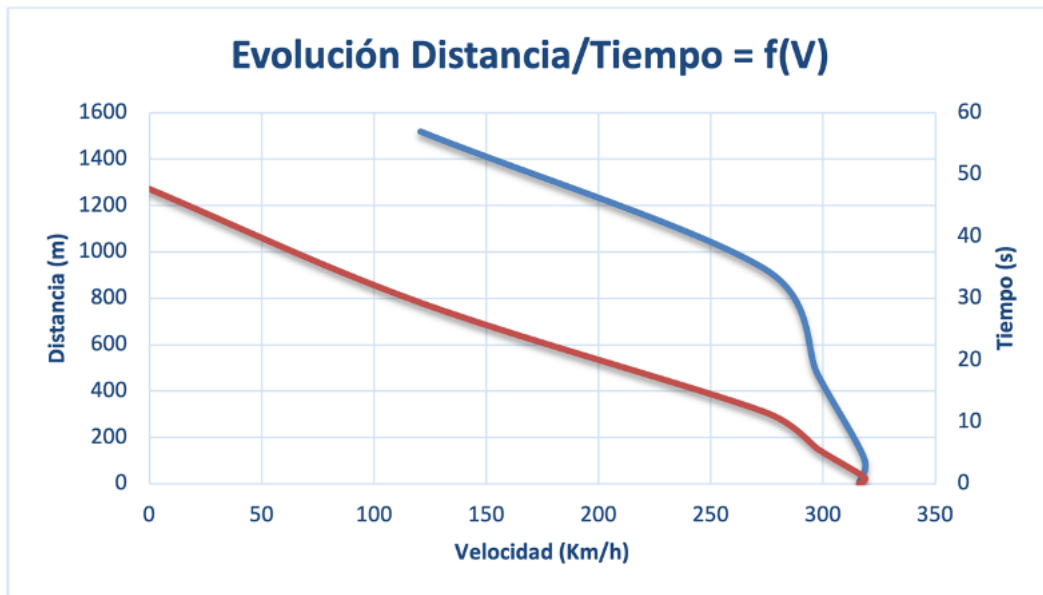
Este tramo lo haremos de manera similar a la metodología correspondiente al tramo 3 con la fundamental diferencia del intervalo de velocidades y que  $\alpha_f = 0 = \alpha_R$

Definido todo lo anterior los resultados obtenidos son los siguientes.

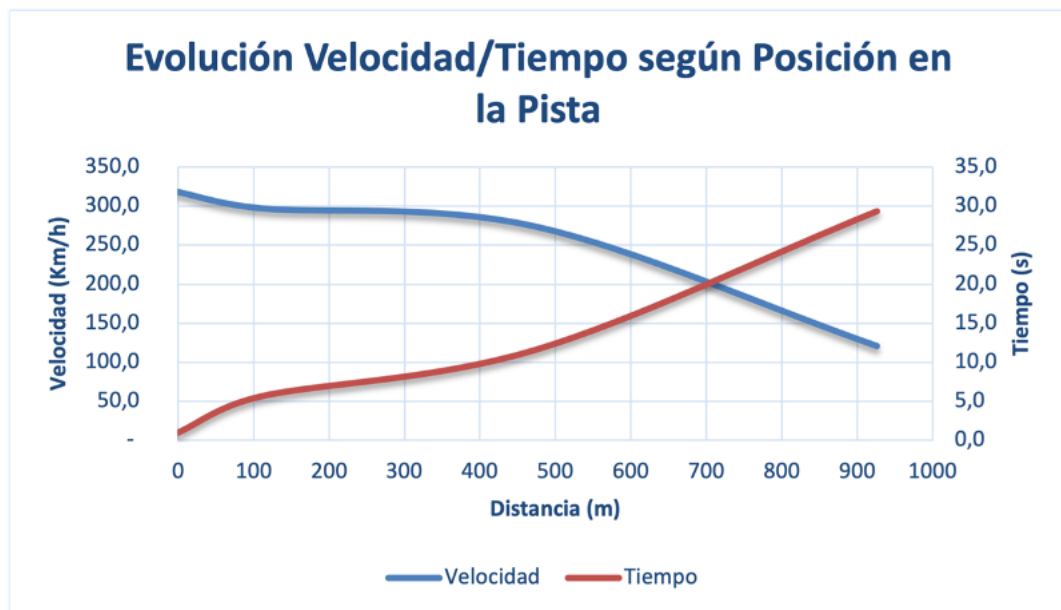
| Tramos                  | Distancia [m] |              | Tiempo [s]   |             |
|-------------------------|---------------|--------------|--------------|-------------|
| Aproximación Rectilínea | S1            | 108          | t1           | 1,2         |
| Aproximación Circular   | S2            | 364          | t2           | 4,4         |
| Rotación                | S3            | 453          | t3           | 5,9         |
| Rodadura Pura           | S4            | 594          | t4           | 17,7        |
| <b>Total</b>            |               | <b>1.519</b> | <b>Total</b> | <b>29,3</b> |

### 3.2 Evolución de la distancia recorrida y del tiempo empleado según velocidad.

Sigue la misma idea y distribución en sumatoria empleada para carrera de despegue, resultando gráficamente en:



### 3.3 Evolución de la velocidad y del tiempo empleado según la posición en pista.



#### c. Velocidad de Decisión V1.

La velocidad de decisión se trata de la velocidad por encima de la cual, aunque falle un motor, se debe despegar. También, se trata de la velocidad máxima a la cual el piloto todavía puede detener la aeronave y abortar el despegue sin dejar la pista.

### 3.1 Despegue con fallo de un motor, distancias y tiempo

En caso de fallo de un motor, es mayor la distancia de parada que la de despegue

En nuestro caso, por tener dos motores, el empuje se reducirá al 50%. El tren de aterrizaje estará extendido y los flaps en configuración de despegue por lo que la única variación con respecto a la actuación real de despegue será el empuje nominal al solamente actuar con un solo motor.

Definimos la  $V_2 = V_T = 1,1 V_{pérdida}$  como la velocidad por encima de la cual se debe de despegar independientemente de caso que acontezca.

Este caso se plantea nuevamente a través de las ecuaciones de equilibrio de fuerzas de la carrera de despegue y considerando la variación de empuje por falla de motor.

El tramo de rodadura permanecerá constante por lo que el valor de empuje no afecta en este tramo, sin embargo, debemos aplicarlo todas las nuevas condiciones a la segunda parte del despegue, correspondiente con el tramo definido como 3-2, quedando de la forma:

| $E$ [N] | $W$ [kg] | $\mu$ |
|---------|----------|-------|
| 92400   | 60780    | 0,02  |

$$t_{32} = \frac{H - h_{31}}{V_{32} \sin \gamma_{32}} \quad s_{32} = \frac{H - h_{31}}{\tan \gamma_{32}}$$

Obteniendo así los nuevos resultados para esta actuación:

| Tramos           | Distancia [m] |
|------------------|---------------|
| Rodadura Pura S1 | 881           |
| Rotación S2      | 1.548         |
| <b>Total</b>     | <b>2.429</b>  |

| Tiempo [s]   |             |
|--------------|-------------|
| t1           | 35,2        |
| t2           | 20,8        |
| <b>Total</b> | <b>55,9</b> |

### 3.2 Aterrizaje en configuración de despegue, distancias y tiempo.

Para determinar la distancia y tiempo para el aterrizaje en configuración de despegue se calculan las ecuaciones de equilibrio de fuerzas correspondiente al tramo 4, considerando el coeficiente de rozamiento  $\mu=0,4$  y el peso correspondiente. Por tanto, variarán las condiciones iniciales del avión tales como el coeficiente de resistencia parásito, factor de Oswald, peso de aterrizaje...)  $\mu$

| $W$ [kg] | $\mu$ |
|----------|-------|
| 60780    | 0,4   |

A partir de estos datos y, aplicándolo al tramo 4 de aterrizaje (basadas en las siguientes ecuaciones):

$$t_4 = \int_{V_R}^0 \frac{dV_\infty}{a_4(V_\infty)} \quad s_4 = \int_{V_R}^0 \frac{V_\infty dV_\infty}{a_4(V_\infty)}$$

Obtenemos los siguientes resultados

| Tramos           | Distancia [m] |
|------------------|---------------|
| Rodadura Pura S4 | 937           |

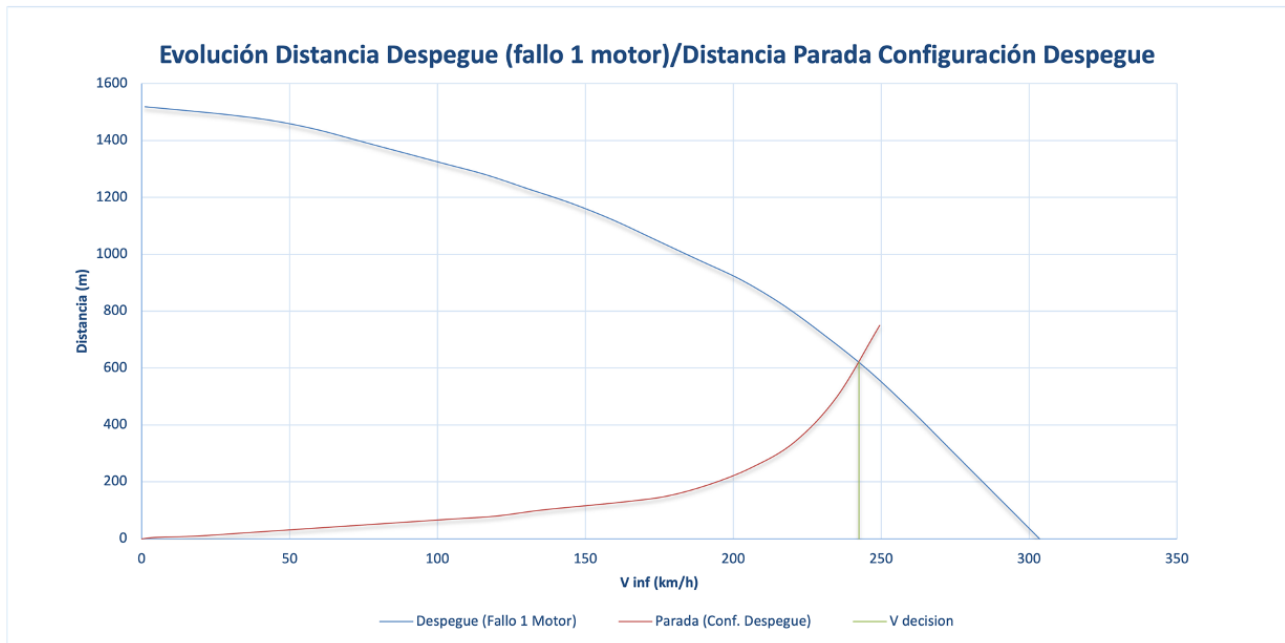
| Tiempo [s] |      |
|------------|------|
| t4         | 29.0 |

Estos resultados son imprescindibles al ser utilizados para obtener conclusiones sobre la velocidad de decisión, y mediante esta, se nos dota de la distancia desde que se aborta la maniobra hasta la parada.



### 3.3 Evolución de distancia despegue con fallo de un motor y de distancia parada configuración de despegue.

Si representamos los valores anteriores obtenemos:



En la gráfica observamos que el trazo descendente es el despegue con fallo de un motor, y en el punto dónde dicha línea alcanza la velocidad  $V_2 = V_T = 1,1 V_{pérdida}$  corresponde a la distancia a la que la aeronave despegue.

Por otro lado, observamos la línea que asciende, que se trata de la maniobra de parada. El punto de corte entre ambas líneas representa la velocidad de decisión.

### 3.4 Velocidad de decisión.

La velocidad de decisión se corresponde con la velocidad cuando la distancia de despegue en fallo de motor y la distancia de aceleración-parada son iguales. Si la velocidad que lleva la aeronave es superior a la velocidad de decisión ( $V_1$ ), entonces el piloto deberá continuar con el despegue; mientras que, si es inferior, será más seguro detener la aeronave en la pista y se recorrerá una menor distancia. Esta velocidad se calcula en el punto de corte de las gráficas de despegue con fallo de motor y aterrizaje en condiciones de despegue.

Por tanto, la magnitud de esta la obtendremos gráficamente resultando en que  $V_1 = 242,5 \frac{km}{h}$

## Conclusiones Finales

Todas las actuaciones han sido gracias a los fundamentos teóricos dados en clase y partiendo de páginas mencionadas.

A través de la tabla de a continuación podemos contrastar los resultados.

|                                 | Distancia [m] |           |              | Tiempo [s]                            |           |              |
|---------------------------------|---------------|-----------|--------------|---------------------------------------|-----------|--------------|
|                                 | Real          | Calculado | Diferencia % | Real                                  | Calculado | Diferencia % |
| Carrera de Despegue             | 1.463         | 1.445     | -1,27070879  | 45                                    | 45,5      | 1,031242685  |
| Carrera de Aterrizaje           | 1.387         | 1.519     | 8,688705022  | 30                                    | 29,3      | -2,313880694 |
| Velocidad de Decisión V1 [km/h] | 259           | 242,5     | -6,822933274 | Diferencia%=(Calculado-Real)/Real*100 |           |              |

Observamos que los valores obtenidos difieren de los valores reales, aunque son bastante cercanos a los mismos. Los métodos utilizados son para fines académicos y nos ha servido para poder simular comportamiento aproximado de la aeronave.

Interpretamos que los errores que hayan podido ocurrir han sido fundamentados en equivocaciones de cálculo, pero sin datos muy significativos para el conocimiento del comportamiento de la aeronave en las determinadas condiciones expuestas