

# Aerodinámica y Mecánica de Vuelo

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

### Índice

1	Acrónimos .....	3
2	Introducción .....	3
3	Principios básicos .....	3
3.1	Teorema de Bernoulli .....	3
3.2	La Atmosfera Estándar Internacional (ISA).....	4
3.3	Altitud de presión .....	5
3.4	Altitud Densidad .....	6
3.5	Velocidades.....	6
3.5.1	Errores de anemómetro .....	7
4	Fuerzas aerodinámicas.....	7
4.1	Peso .....	8
4.2	Resistencia .....	8
4.3	Empuje.....	9
5	Torbellino/vórtice de punta de ala. ....	9
5.1	Efecto suelo .....	11
6	Factor de carga.....	12
7	Entrada en pérdida de perfiles .....	13
7.1	Coffin corner .....	13
8	El ala .....	14
9	Ejes .....	16
10	Mandos de vuelo.....	18
11	Actuaciones en despegue y aterrizaje .....	19
11.1	Despegue .....	20
11.2	Requerimientos de pista.....	21
11.2.1	Otros conceptos: .....	22
11.3	Aterrizaje .....	22
11.4	Requisitos de aterrizaje .....	23
11.5	Hidroplaneo .....	23

---

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

---

### 1 Acrónimos

ASI: Air Speed Indicator.

CAS: Calibrated Airspeed.

EAS: Equivalent Airspeed.

GS: Ground Speed.

IAS: Indicated Airspeed.

ISA: International Standard Atmosphere.

Kts: Knots (nudos).

P: Presión.

TAS: True Airspeed.

V: Velocidad.

### 2 Introducción

La aerodinámica es la rama de la mecánica de fluidos especializada en el cálculo de las acciones que aparecen sobre los cuerpos sólidos cuando existe un movimiento relativo entre estos y el fluido en el que se desplazan.

Por otra parte, la mecánica de vuelo puede definirse como la ciencia aplicada que se ocupa del estudio del movimiento de los vehículos voladores, en este documento nos centraremos únicamente en el movimiento atmosférico de los aviones.

### 3 Principios básicos

#### 3.1 Teorema de Bernoulli

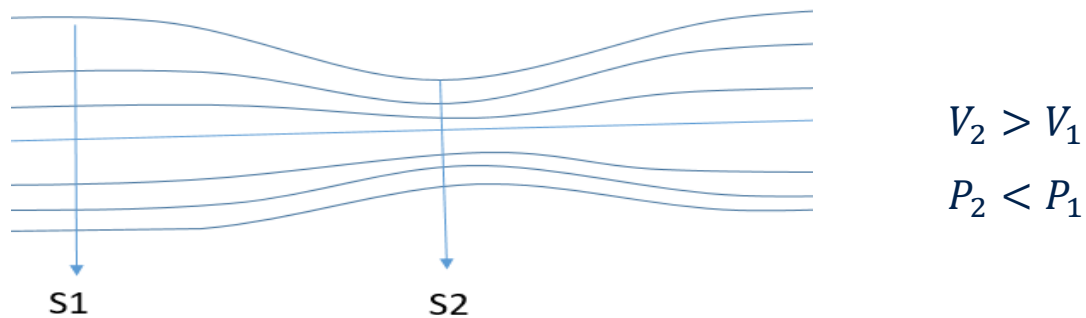
Daniel Bernoulli comprobó experimentalmente que "la presión interna de un fluido (líquido o gas) decrece en la medida que la velocidad del fluido se incrementa", o dicho de otra forma "en un punto cualquiera de un fluido (líquido o gas) la suma de la presión ( $P$ ) en ese punto más la mitad del producto de la densidad ( $\rho$ ) por el cuadrado de la velocidad ( $V$ ), es constante", es decir que:

$$P + \frac{1}{2} \rho V^2 = cte$$

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

Para que se mantenga esta constante  $k$ , si una partícula aumenta su velocidad  $v$  será a costa de disminuir su presión  $p$ , y a la inversa.

Una aplicación práctica del Principio de Bernoulli es el tubo Venturi:



Aplicando el teorema a las dos secciones S1 y S2, es evidente que en la sección 2 la velocidad será mayor por lo que, para mantener la igualdad, disminuirá la presión  $P$  puesto que la densidad  $\rho$  es constante.

### 3.2 La Atmosfera Estándar Internacional (ISA)

La Atmósfera Estándar Internacional (del inglés: International Standard Atmosphere), más conocida por sus siglas ISA, es un modelo de la atmósfera terrestre que permite obtener los valores de presión, temperatura, densidad y viscosidad del aire en función de la altitud. Su función es proporcionar un marco de referencia invariante para la navegación aérea y para la realización de cálculos aerodinámicos consistentes.

OACI definió la atmósfera estándar internacional como aquella que tiene 15°C de temperatura y 1013 hectopascales de presión al nivel del mar.

La temperatura disminuye 2° cada 1000 pies de altitud (6,5°C por km), lo que denominamos **gradiente de temperatura**, hasta 36000 pies. Por encima de este punto, la temperatura se considera constante, -56°C, hasta los 80.000 pies.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

Altitud pies	Temp. °C	Presión P in. Hg.	$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$ Densidad Relativa	$\sqrt{\sigma}$	$\delta = \frac{P}{P_0}$	$\theta = \frac{T}{T_0}$	V.sonido C Kt	Visco. cinem. $\times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$
0	15.0	29.92	1.000	1.000	1.000	1.000	661.5	1.460
1.000	13.0	28.86	.971	.985	.964	.993	659.5	1.496
2.000	11.0	27.82	.943	.971	.929	.986	656.9	1.532
3.000	9.1	26.82	.915	.956	.896	.979	654.6	1.570
4.000	7.1	25.84	.888	.942	.863	.972	652.3	1.609
5.000	5.1	24.90	.862	.928	.832	.966	650.0	1.649
6.000	3.1	23.98	.836	.914	.801	.959	647.7	1.691
7.000	1.1	23.09	.811	.900	.772	.952	645.4	1.733
8.000	-0.8	22.22	.786	.886	.743	.945	643.0	1.777
9.000	-2.8	21.39	.762	.873	.715	.938	640.7	1.823
10.000	-4.8	20.58	.738	.859	.688	.931	638.3	1.870
11.000	-6.8	19.79	.715	.846	.661	.924	636.0	1.919
12.000	-8.8	19.03	.693	.832	.636	.917	633.6	1.969
13.000	-10.7	18.29	.671	.819	.611	.911	631.2	2.021
14.000	-12.7	17.58	.650	.806	.587	.904	628.8	2.075
15.000	-14.7	16.89	.629	.793	.564	.897	626.4	2.130
16.000	-16.7	16.22	.609	.781	.542	.890	624.0	2.187
18.000	-20.7	14.94	.570	.755	.499	.876	619.2	2.308
20.000	-24.6	13.75	.533	.730	.459	.862	614.3	2.438
22.000	-28.6	12.64	.498	.705	.422	.849	609.4	2.577
24.000	-32.5	11.60	.464	.681	.388	.835	604.4	2.726
26.000	-36.5	10.63	.432	.658	.355	.821	599.4	2.886
28.000	-40.5	9.72	.403	.634	.325	.807	594.4	3.059
30.000	-44.4	8.88	.374	.612	.297	.794	589.3	3.244
32.000	-48.4	8.11	.347	.589	.271	.780	584.2	3.445
34.000	-52.4	7.38	.322	.567	.247	.766	579.0	3.661
36.000	-56.3	6.71	.298	.546	.224	.752	573.8	3.895
38.000	-56.5	6.10	.271	.521	.204	.751	573.6	4.282
40.000	-56.5	5.54	.246	.496	.185	.751	573.6	4.714
42.000	-56.5	5.03	.224	.473	.168	.751	573.6	5.189
44.000	-56.5	4.57	.203	.451	.153	.751	573.6	5.713
46.000	-56.5	4.15	.185	.430	.139	.751	573.6	6.290
48.000	-56.5	3.77	.168	.409	.126	.751	573.6	6.924
50.000	-56.5	3.42	.152	.390	.114	.751	573.6	7.623
52.000	-56.5	3.11	.138	.372	.104	.751	573.6	8.392
54.000	-56.5	2.83	.126	.354	.094	.751	573.6	9.239
56.000	-56.5	2.57	.114	.338	.086	.751	573.6	10.17
58.000	-56.5	2.33	.104	.322	.078	.751	573.6	11.19
60.000	-56.5	2.12	.094	.307	.071	.751	573.6	12.32
62.000	-56.5	1.92	.086	.292	.064	.751	573.6	13.57
64.000	-56.5	1.75	.078	.279	.058	.751	573.6	14.94

Las columnas 4, 6 y 7 muestran los datos de la densidad, presión y temperatura relativa.

Debido a que las performances de las aeronaves se comparan y evalúan con respecto a la atmósfera estándar, todos los instrumentos están calibrados para la atmósfera estándar.

### 3.3 Altitud de presión

Altitud de presión es la altura sobre un plano de referencia estándar, que es un nivel teórico, donde el peso de la atmósfera es de 1013 hectopascales, medido por el barómetro. Un altímetro es básicamente un barómetro sensible calibrado para indicar la altitud en la atmósfera estándar. Si el altímetro está ajustado para 1013 hectopascales, la altitud indicada es la altitud de presión.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

A medida que la presión atmosférica cambia, el nivel de referencia puede estar por debajo, en o sobre el nivel del mar. La altitud de presión es importante como base para determinar la performance del avión, así como para la asignación de niveles de vuelo a los aviones que operan por encima de un determinado nivel (nivel de transición).

### 3.4 Altitud Densidad

La altitud de densidad es la distancia vertical sobre el nivel del mar en la atmósfera estándar a la cual se encuentra una determinada densidad.

La altitud densidad es aquella que correspondería en la ISA a una determinada densidad del aire.

La densidad del aire decrece cuando la temperatura, altitud y humedad aumentan. Cuando la densidad del aire decrece (altitud densidad alta) las actuaciones de la aeronave disminuyen. Cuando la densidad del aire crece (altitud densidad baja) las actuaciones de la aeronave aumentan.

La altitud densidad es el factor más importante que afecta a las actuaciones de la aeronave, pues está relacionada con:

- La potencia del motor, debido a que el motor toma menos aire.
- Empuje porque una hélice es menos eficiente en el aire menos denso.
- La capacidad de sustentación, debido a que el aire menos denso ejerce menos fuerza en las alas.

Una combinación de alta temperatura, alta altitud y alta humedad hacen crítica la maniobra de despegue.

### 3.5 Velocidades

- Velocidad verdadera (TAS): es la velocidad del avión respecto al aire en el que vuela.
- Velocidad indicada (IAS): es la velocidad que marca el anemómetro (ASI). Es la velocidad sin corrección por errores del indicador, posición, o compresibilidad.
- Velocidad calibrada (CAS): es la IAS corregida por errores de posición, y del instrumento. (CAS es igual a TAS a nivel del mar en atmósfera estándar).
- Velocidad equivalente (EAS): es la velocidad que marca el anemómetro (ASI) una vez corregidos los errores de instrumento, posición y compresibilidad. (EAS es igual al CAS a nivel del mar en atmósfera estándar).
- Velocidad sobre el suelo (GS): es la velocidad del avión respecto al suelo resultado de la suma vectorial de la velocidad verdadera y la velocidad del viento.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

- Número de Mach: El Número de Mach es la relación entre la velocidad verdadera del avión (TAS) y la velocidad del sonido (c).

$$MN = TAS/c$$

### 3.5.1 Errores de anemómetro

- Errores de instrumento y de posición debidos a la falta de precisión en su fabricación y a la dificultad de ubicación en un lugar donde la afectación de la presión estática sea mínima.
- Error de compresibilidad. Por encima de 250 Kts la variación de la densidad es apreciable.

## 4 Fuerzas aerodinámicas

En un vuelo recto y nivelado vamos a tener cuatro fuerzas que nos afectan y están equilibradas entre ellas:

- El empuje o “thrust”.
- El peso o “weight”.
- La resistencia o “drag”.
- Y la sustentación o “lift”.



Figura 1: Fuerzas aerodinámicas.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

### Sustentación

La sustentación es la componente perpendicular a la corriente de aire:

$$L = C_L q S$$

Donde:

- L es la sustentación,
- $C_L$  es el coeficiente de sustentación,
- S es la superficie de las alas,
- q es la presión dinámica  $\frac{1}{2} \rho V^2$

El coeficiente de sustentación depende, para cada perfil, del ángulo de ataque.

#### 4.1 Peso

El peso (W) tira del aeroplano hacia abajo debido a la fuerza de la gravedad. Se opone a la sustentación, y actúa verticalmente hacia abajo a través del centro de gravedad (CG) del avión.

#### 4.2 Resistencia

Resistencia es una fuerza hacia atrás, que retarda, y es causada por la interrupción del flujo de aire por las alas, fuselaje, y otros objetos que sobresalgan. La resistencia se opone al empuje y actúa hacia atrás, paralela al viento relativo.

La resistencia al avance depende de las mismas variables que la sustentación.

$$D = C_D q S$$

Donde:

- D es la resistencia
- $C_D$  es el coeficiente de resistencia
- S es la superficie de las alas
- q es la presión dinámica  $\frac{1}{2} \rho V^2$

El coeficiente de resistencia es la suma del coeficiente de resistencia parasita y el coeficiente de resistencia inducida.



---

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

---

### 4.3 Empuje

El empuje (T) es la fuerza de avance producida por el motor/hélice o rotor. Se opone o supera la fuerza de resistencia (D). Como regla general, actúa en paralelo al eje longitudinal.

Si las fuerzas L, W, T y D se encuentran en equilibrio el avión mantiene una velocidad uniforme y un nivel de vuelo uniforme. Si alguna de ellas varía, las características del vuelo cambian.

Cuando el empuje excede a la resistencia, la velocidad de la aeronave aumentará y el avión acelerará horizontalmente. Este aumento de la velocidad incrementará la sustentación y el avión subirá. Cuando la resistencia excede al empuje, el avión decelerará horizontalmente. Esta reducción de la velocidad provoca una disminución de la sustentación y el avión bajará.

El origen de la sustentación se debe a la diferencia de presión entre el intradós y el extradós, donde es mucho menor. Con estas diferencias de presión en las puntas de las alas se crean unas corrientes trasversales de abajo hacia arriba que se suman a la corriente del extradós generando los torbellinos/vórtices de punta alar.

## 5 Torbellino/vórtice de punta de ala.

Es el resultado de la sustentación. Cuando un perfil se vuela a un ángulo de ataque positivo, existe una diferencia de presión entre las superficies superior e inferior de dicho perfil. La presión sobre el ala es menor que la presión atmosférica y la presión debajo del ala es igual o mayor que la presión atmosférica. Dado que el aire siempre se mueve desde alta presión hacia baja presión, y el camino de menor resistencia es hacia la punta alar, hay un movimiento de aire en la parte inferior del ala hacia el exterior del fuselaje alrededor de las puntas. Este flujo de aire se traduce en un "derrame" sobre las puntas, creando un remolino de aire llamado "vórtice".

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

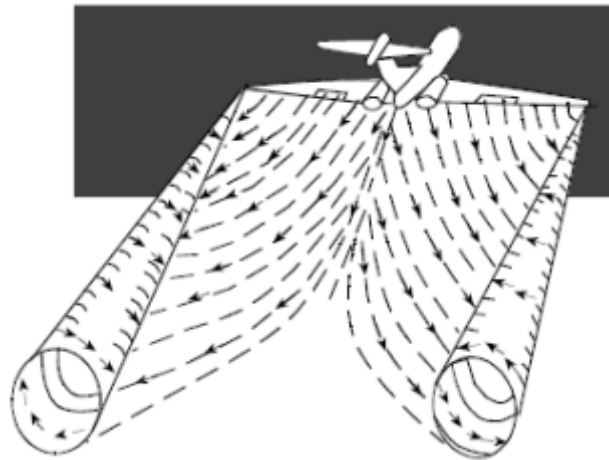
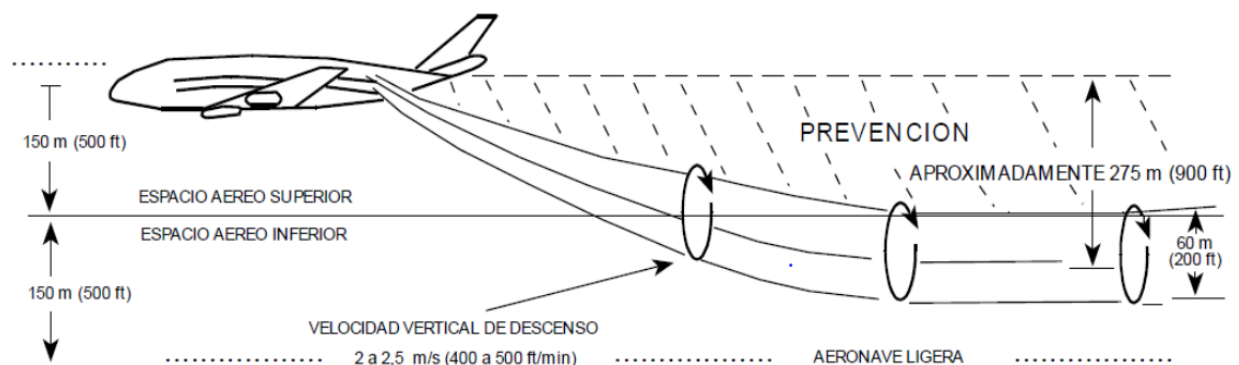


Figura 2: Vórtices de punta alar.

La intensidad o fuerza de los vórtices es directamente proporcional al peso de la aeronave e inversamente proporcional a la envergadura y la velocidad de la aeronave. Es especialmente violento en los reactores de gran tamaño.

El peligro más grave para una aeronave que penetre en la zona de estela turbulenta lo constituye el balanceo inducido, cuando su violencia sobrepasa la eficacia de sus mandos para contrarrestarlo.



El vórtice empieza a formarse en el momento de la rotación, cuando las ruedas de proa dejan de hacer contacto con la pista, y termina cuando dichas ruedas de proa hacen contacto con el suelo en el momento del aterrizaje.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

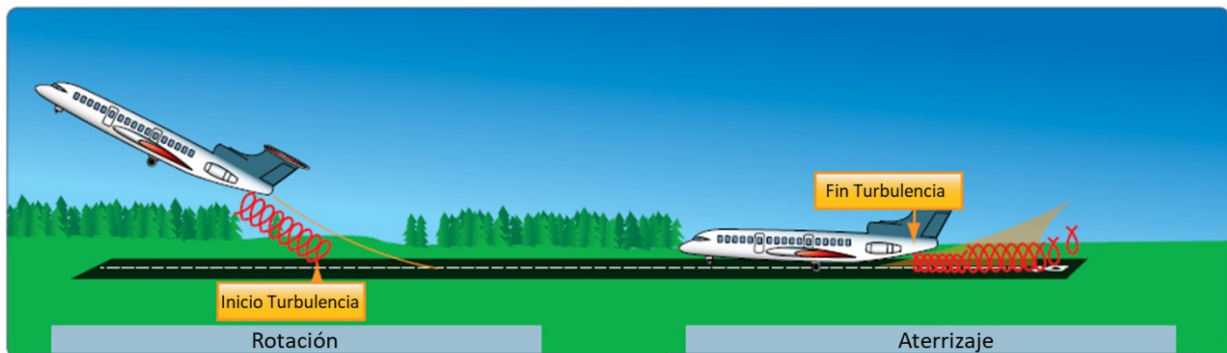


Figura 3: Inicio y fin de los vórtices de ala.

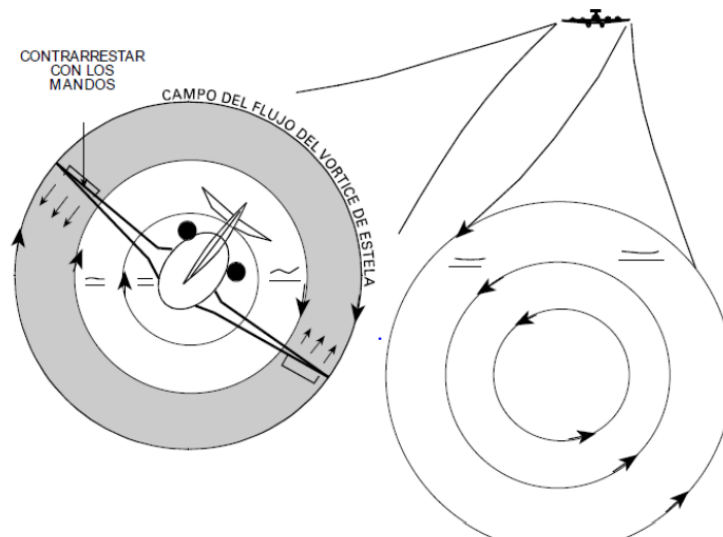


Figura 4: Aeronave con envergadura similar al diámetro del torbellino.

La fuerza del vórtice es proporcional al peso, y alcanza su valor máximo cuando la aeronave que lo genera es PESADA, en configuración limpia, y lenta.

En la Figura 4 se puede apreciar la situación extrema que se produce cuando la envergadura del avión afectado es de una dimensión similar al diámetro del torbellino.

### 5.1 Efecto suelo

Cuando un avión vuela próximo al suelo sus características aerodinámicas se ven afectadas experimentando una disminución de la resistencia al avance y un aumento de la sustentación. Se vio anteriormente que los torbellinos/vórtices de punta de ala se creaban a partir del momento que el avión se levanta del suelo desapareciendo al aterrizar.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

Hay una zona muy próxima al suelo en la que el vórtice se destruye contra la superficie (poco antes de contactar con la pista). A este fenómeno lo denominamos efecto suelo.

Tiene un efecto mayor cuanto más cercano está el avión al suelo y mayor sea su envergadura.

## 6 Factor de carga

En aerodinámica, el factor de carga máximo (a un cierto ángulo de ataque) es una proporción entre la sustentación y el peso y tiene una relación trigonométrica. El factor de carga se mide en Gs (aceleración de la gravedad), una unidad de fuerza igual a la fuerza ejercida por la gravedad sobre un cuerpo en reposo e indica la fuerza a la que se somete un cuerpo cuando se acelera.

En vuelo horizontal la sustentación equilibra el peso y se opone a éste.

En viraje, la componente vertical de la sustentación es la que equilibra el peso. Por tanto, para hacer un viraje manteniendo la altura, la sustentación total deberá aumentar hasta que la componente efectiva iguale al peso.

La siguiente figura muestra las fuerzas que actúan sobre un avión en un viraje coordinado y a altura constante.

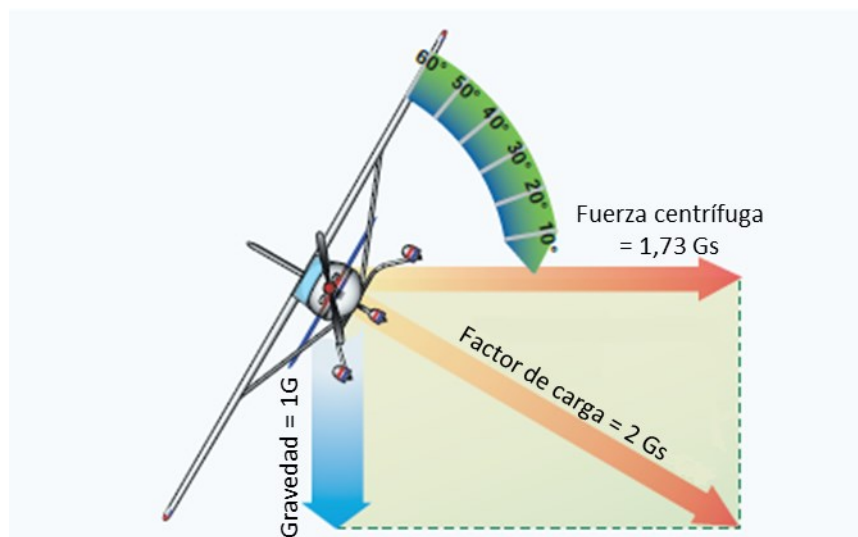


Figura 5: Dos fuerzas producen el factor de carga en un viraje.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

### 7 Entrada en pérdida de perfiles

La pérdida en una aeronave resulta de una rápida disminución en la sustentación causada por la separación del flujo de aire de la superficie superior del ala provocada por exceder el ángulo de ataque crítico.

El coeficiente de sustentación  $C_L$  aumenta progresivamente con el ángulo de ataque hasta que se alcanza el coeficiente de sustentación máximo. A partir de ahí la distribución de presiones que generaba la succión dejará de existir. El perfil entra en pérdida a un determinado ángulo de ataque. Si consideramos el avión completo hablaremos de velocidad de pérdida.

La velocidad de pérdida  $V_s$  depende de la densidad del aire  $\rho$  por lo tanto cuando estemos a mayor altitud la densidad disminuirá lo que supone que la velocidad de pérdida será mayor.

En régimen estacionario la ecuación de equilibrio según la dirección normal a la corriente incidente establece que la sustentación ha de equilibrar al peso de la aeronave, es decir:

$$Mg = L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

- donde  $M$  es la masa del avión,  $g$  la aceleración de la gravedad terrestre.

A la vista de esta expresión resulta patente que en vuelo de crucero, cuando la velocidad de vuelo  $V$  es elevada, para satisfacer la igualdad el valor del coeficiente de sustentación del ala no precisa ser muy grande (un valor típico puede ser  $C_L = 0.4$ ), pero si la velocidad de vuelo  $V$  disminuye será preciso aumentar en consonancia el valor del coeficiente de sustentación del ala, de modo que para mantener el vuelo estacionario a velocidades pequeñas (por ejemplo, en la aproximación al aterrizaje) será preciso aumentar el ángulo de ataque del ala con el fin de conseguir mayor coeficiente de sustentación.

La velocidad de pérdida es la velocidad mínima de vuelo a la que se puede tener control sobre el avión. Al acercarse a la pérdida se producen signos claros de separación de la corriente (buffet o bataneo<sup>1</sup>) con un margen de antelación. Este aviso de pérdida antes de que se produzca se suele suministrar al piloto mediante un dispositivo que hace vibrar la palanca de control (stick shaker). Este aviso, sea por el shaker o por las propiedades aerodinámicas del avión debe experimentarse a una velocidad un 7% por encima de la pérdida.

#### 7.1 Coffin corner

Sabemos que la corriente de aire que circula por el extradós aumenta en velocidad y disminuye en presión generando sustentación.

<sup>1</sup> El bataneo es una fuerte vibración que se produce antes de entrar en pérdida. Es debido a que no todas las zonas del ala entran en pérdida a la vez.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

A altas velocidades, Mach 0.82 y superiores que se dan, en algunos casos, en reactores comerciales, podría suceder que en algún punto del extradós se alcanzara la velocidad del sonido.

El número de Mach que hace que en un punto del extradós se alcance Mach 1 se llama Mach crítico y dará lugar a una onda de choque. Este fenómeno provoca a la aparición de una nueva resistencia que es tanto mayor cuanto mayor es el Numero de Mach. Esto puede provocar la entrada en pérdida de alta velocidad. Lo mejor para evitarlo es reducir el número de Mach si es posible.

Los reactores comerciales volando a gran altura y en función de su peso pueden tener un margen muy pequeño entre las velocidades de perdida por alta velocidad y por baja velocidad. El punto donde coinciden ambas velocidades es conocido como Coffin Corner. El piloto debe descender para ampliar el margen entre las velocidades de perdida y de ese modo evitarlo.

## 8 El ala

Las alas son perfiles aerodinámicos unidos a cada lado del fuselaje y son las principales superficies sustentadoras que mantienen al avión en vuelo.

Existen numerosos diseños de alas, tamaños y formas utilizadas por los distintos fabricantes. Cada uno responde a una necesidad determinada por el desempeño esperado para un avión en particular.

El perfil alar es el corte del ala por un plano vertical paralelo al eje longitudinal. Es la forma del área de un elemento que al avanzar a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genera sustentación.



## Aerodinámica y mecánica de vuelo

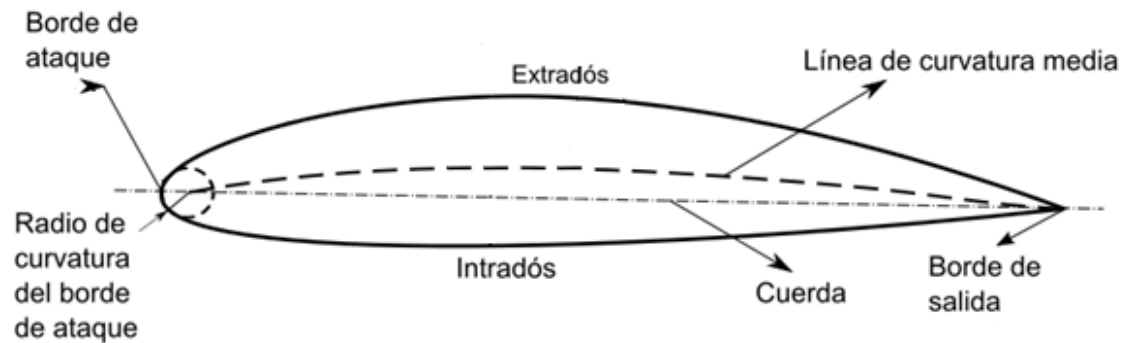


Figura 6: Perfil alar.

- El **extradós** es la parte superior del ala y el **intradós** la parte inferior.
- La **cuerda** es la línea que une borde de ataque y borde de salida.
- La **línea de curvatura media** es la línea equidistante del intradós y del extradós.

En el caso de un perfil simétrico la cuerda y la línea de curvatura media coinciden y si el ángulo de ataque es cero no se generará sustentación.

En el caso de un perfil asimétrico autosustentador, la línea de curvatura media (en rojo) está por encima de la cuerda y con ángulo de ataque cero se generará sustentación.

- **Cuerda media:** Como en general la cuerda disminuye a medida que nos alejamos del encastre, se define como cuerda media a aquella que multiplicada por la envergadura es igual a la superficie alar.
- La **envergadura** es la distancia entre los dos extremos de las alas. Si multiplicamos la envergadura por la cuerda media debemos obtener la superficie alar.
- El **estrechamiento** es el cociente entre la cuerda del perfil en el encastre y la cuerda del perfil en la punta del ala.
- El **alargamiento** es el cociente entre la envergadura y la cuerda media. Este dato nos dice la relación existente entre la longitud y la anchura del ala (Envergadura/Cuerda media). A medida que este valor se hace más elevado el ala es más larga y estrecha.

Del orden de 3-4 en aviones muy rápidos a 25-30 en los planeadores.

- **Flecha.** La flecha del ala es el ángulo que forman las alas respecto del eje transversal del avión. La flecha puede ser positiva/progresiva (extremos de las alas orientados hacia atrás), neutra, o negativa/regresiva (extremos adelantados), en función de que la punta del ala este por delante o por detrás del ala en el encastre.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

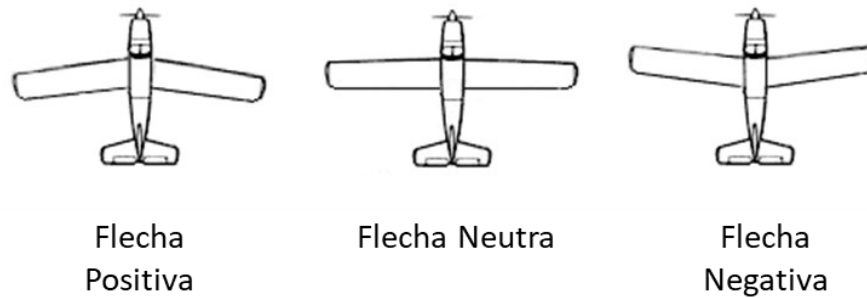


Figura 7: Tipos de flecha de ala.

- El **diedro**, visto el avión de frente, es el ángulo en forma de “V” que forman las alas con el eje lateral. El ángulo diedro puede ser positivo, neutro, o negativo.



Figura 8: Tipos de diedro.

- El **ángulo de ataque** es el que forman la cuerda y la corriente libre de aire. El ángulo de ataque es el ángulo agudo formado por la cuerda del ala y la dirección del viento relativo. Este ángulo es variable, pues depende de la dirección del viento relativo y de la posición de las alas con respecto a este.

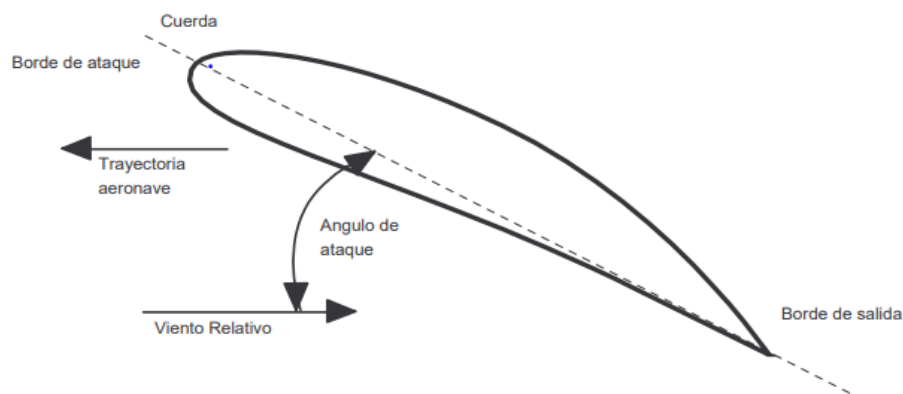


Figura 9: Ángulo de ataque.

## 9 Ejes

Los ejes de un avión son tres líneas imaginarias que pasan a través del centro de gravedad de la aeronave. La figura muestra los tres ejes de referencia perpendiculares entre sí.



## Aerodinámica y mecánica de vuelo

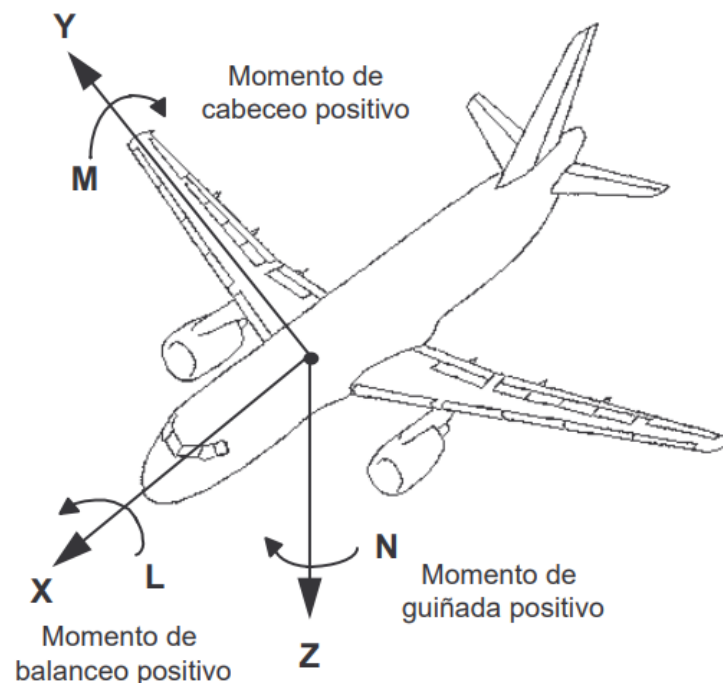


Figura 10: Ejes de una aeronave.

- **Eje longitudinal:** El origen está en el centro de gravedad y está situado en el plano de simetría del avión y hacia el morro. Alrededor de este eje se produce un movimiento de balanceo o alabeo (roll).
- **Eje lateral:** El origen está en el centro de gravedad y es perpendicular al plano de simetría del avión, siendo su sentido positivo hacia el ala derecha. Alrededor de este eje se produce un movimiento de cabeceo (pitch).
- **Eje vertical:** El origen está en el centro de gravedad, está situado en el plano de simetría del avión y su sentido positivo es hacia abajo. Alrededor de este eje se produce un movimiento de dirección o guiñada (yaw).

Los tres movimientos de los aviones convencionales (alabeo, cabeceo, y dirección) están controlados por tres superficies de control. El alabeo es controlado por los alerones; el cabeceo está controlado por los elevadores o timones de profundidad; la dirección está controlada por el timón de dirección.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

### 10 Mandos de vuelo

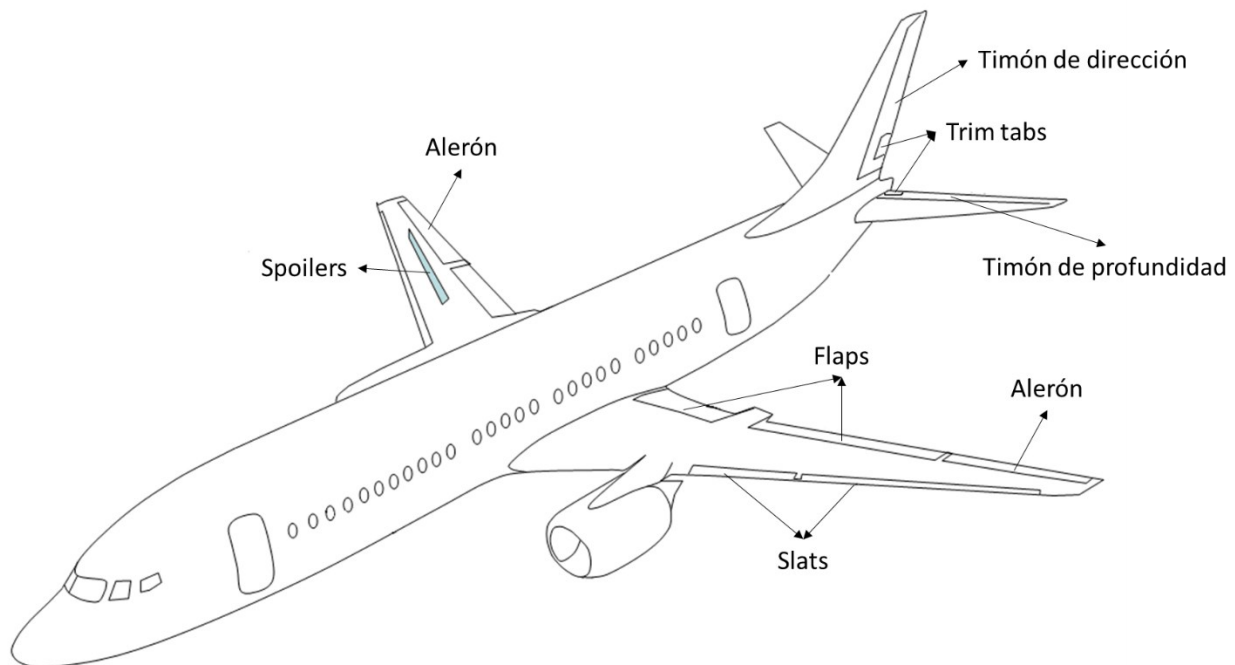


Figura 11: Controles de vuelo.

Las superficies de control primarias con las que el piloto consigue el equilibrio del avión son tres:

- **Timones de profundidad (elevators).** Controlan el movimiento de cabeceo alrededor del eje lateral. Los timones de profundidad están localizados en la parte final o borde de salida del estabilizador horizontal. Los timones de profundidad se actúan empujando y tirando sobre el mando de vuelo o palanca.
- **Alerones.** Los alerones controlan el movimiento de balanceo/alabeo alrededor del eje longitudinal. Están localizados en el borde de salida de las alas y se activan girando la palanca o mando a izquierda y derecha.
- **Timón de dirección (rudder).** El timón de dirección controla el movimiento de guiñada alrededor del eje vertical. El timón de dirección está localizado en el estabilizador vertical en la sección de cola y cerca del borde de salida. El accionamiento del timón de dirección se efectúa pisando los pedales del timón a derecha e izquierda.

Además de los alerones (control del balanceo), timón de dirección (control de guiñada) y timón de profundidad (control de cabeceo) existen otros dispositivos que se engloban también en el grupo de mandos de vuelo:

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

- Slats y los flaps son dispositivos hipersustentadores que varían la curvatura aumentándola, consiguiendo un aumento del valor de  $C_{Lmax}$ . Los primeros están situados en el borde de ataque y los segundos en el borde de salida.

Los hipersustentadores reducen las velocidades de despegue y aterrizaje y consiguientemente las longitudes de pista necesarias.

- Los spoilers o aerofrenos son dispositivos que reducen la sustentación y aumentan la resistencia. Están situados en el extradós y cuando se deflectan simétricamente funcionan como aerofrenos. Cuando se deflectan asimétricamente funcionan como mandos de alabeo a altas velocidades.
- Trim tabs. Son pequeñas superficies de control situadas cerca del borde de salida del timón de profundidad, timón de dirección y alerones.

El tab se deflecta en dirección opuesta al control primario (del cual forma parte) y se consigue llevar a la posición deseada al control primario sin esfuerzo del piloto. El principio de funcionamiento del tab es el siguiente: - Deflectando el tab, p.e. hacia abajo al aumentar la curvatura de esa parte del perfil, se produce una fuerza aerodinámica que da lugar a un momento de charnela considerable debido a su distancia al eje charnela. Este momento tiende a mover el timón hacia arriba.



Eje de charnela es el eje de rotación del mando primario (p.e. el timón de profundidad). De este modo el esfuerzo en la palanca para mover el timón viene ayudado por el tab. El Trim tab o tab de compensación se utiliza para anular el momento de charnela en el eje y, por tanto, la fuerza en palanca o mando de vuelo.

## 11 Actuaciones en despegue y aterrizaje

Muchos factores influyen en las actuaciones del avión, el empuje de los motores la temperatura, la altitud de presión, la posición de los flaps, el peso, el viento, la posición del centro de gravedad y la velocidad. Podemos actuar sobre alguno de estos factores, escogiendo la posición de flaps más adecuada, limitando el peso y llevando una determinada velocidad en cada momento.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

### 11.1 Despegue

En el despegue la velocidad varía continuamente y esto hace que haya un gran número de velocidades interesantes que deben cumplir:

- $V_S$ : velocidad de pérdida o la velocidad mínima a la que la aeronave es controlable.
- $V_{MCG}$ : velocidad mínima de control en el suelo, con un motor inoperativo (motor crítico en aviones bimotores). Se producirán dos efectos una pérdida de aceleración que se transforma en mayor distancia en pista para alcanzar una velocidad y en un momento de giro que será igual al producto de la potencia de ese motor por su brazo (distancia al eje longitudinal) que tenderá a sacar el avión de la pista por el lado del motor fallado. Las normas dicen que esta guiñada adversa se debe controlar haciendo uso únicamente de los controles aerodinámicos en caso de que se decida continuar el despegue, es decir, haciendo uso del timón de dirección.

En un polimotor el fallo de un motor con los otros motores a potencia de despegue causara una guiñada tanto mayor cuanto más alejado este el motor (motor crítico) del eje longitudinal.

- $V_{MCA}$ : velocidad mínima de control en el aire, con un motor inoperativo (motor crítico en aviones bimotor). Del mismo modo un fallo de motor en el aire provocará una guiñada.

A mayor velocidad más efectivos serán los controles aerodinámicos existiendo una velocidad por debajo de la cual el avión no será controlable.

$$V_{MCA} \geq 1.2 V_S$$

- $V_1$ : Velocidad de decisión, es aquella en la que el piloto tiene que continuar el despegue o abortarlo. Antes abortará y después de esa velocidad continuará el despegue, a esa velocidad decidirá si hace una cosa o la otra.

$$V_1 \geq V_{MCG}$$

- $V_R$ : velocidad de rotación, es la velocidad a la que se inicia la rotación de la aeronave a la actitud del despegue. La velocidad no puede ser inferior a  $V_1$  o inferior a 1,05 veces  $V_{MC}$ . Con un fallo de motor, también debe permitir la aceleración hasta  $V_2$  a una altura de 35 pies al final de la pista.

$$V_R \geq V_1 ; V_R \geq 1.05 V_{MC}$$

- $V_{LOF}$ : velocidad de despegue. La velocidad a la que, inicialmente, el avión se va al aire.

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

- $V_2$ : velocidad de seguridad al despegue que se debe alcanzar a una altura 35 pies al final de la distancia de pista requerida. Esta es esencialmente la velocidad de mejor ángulo de ascenso con un motor de operativo y se debe mantener hasta después de franquear los obstáculos al despegue, o hasta por lo menos 400 pies por encima del suelo.

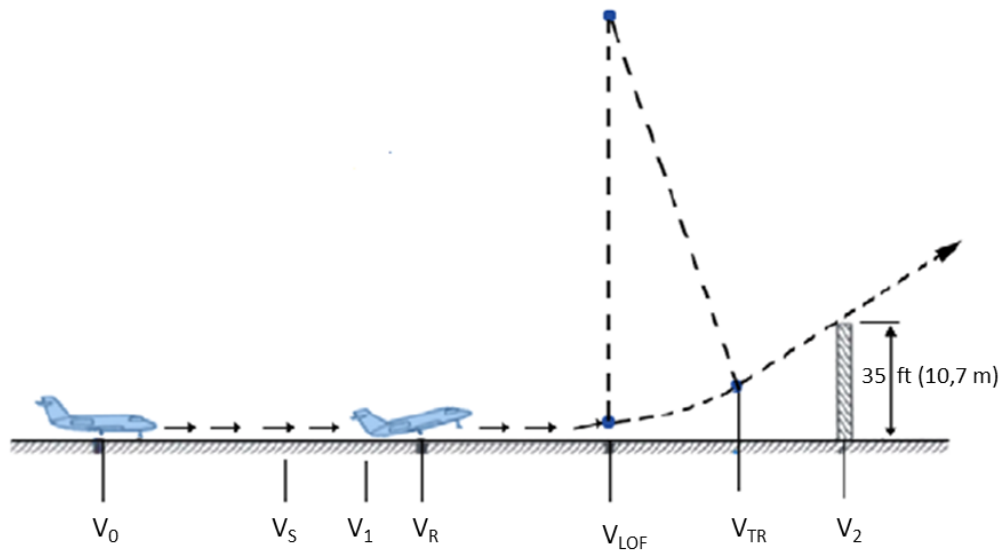


Figura 12: velocidades en despegue.

### 11.2 Requerimientos de pista

Los requerimientos de pista para el despegue son afectados por:

- Altitud de presión
- Temperatura
- Componente de viento de frente
- Gradiente o pendiente de pista
- Peso del Avión

La pista requerida para el despegue debe estar basada en la posible pérdida de un motor en el punto más crítico, que es a  $V_1$  (velocidad de decisión). Por regulación, el peso de despegue de la aeronave tiene que adaptarse a la más larga de las tres distancias:

1. Distancia de aceleración-despegue: la distancia requerida para acelerar a  $V_1$  con todos los motores a potencia de despegue, experimentar un fallo de motor a  $V_1$  y continuar el despegue con el motor restante. La pista requerida incluye la distancia necesaria para ascender a 35 pies momento en el cual se debe haber llegado a  $V_2$ .

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

2. Distancia de aceleración-parada: distancia requerida para acelerar a  $V_1$  con todos los motores a potencia de despegue, experimentar de un fallo de motor a  $V_1$ , y abortar el despegue y detener el avión utilizando sólo la acción de los frenos (no se considera el uso de la inversión de empuje).
3. Distancia de despegue: distancia requerida para completar un despegue hasta 35 pies de altura con todos los motores operativos. Debe ser por lo menos 15 por ciento menos que la distancia requerida para un despegue con un motor inoperativo. Esta distancia no es normalmente un factor limitante ya que es generalmente menor que la distancia de despegue con un motor inoperativo.

Las velocidades de despegue varían con el peso del avión. Antes de que las velocidades de despegue puedan ser calculadas, el piloto primero debe determinar el peso máximo permitido al despegue.

### 11.2.1 Otros conceptos:

**Stopway** o zona de parada es un área en la prolongación de la pista, al menos de su misma anchura y que puede soportar el peso del avión sin causarle daños estructurales. Solo existe como una longitud adicional a la pista para que en caso de despegue abortado se pueda utilizar para deceleración y frenado del avión.

Clearway es una zona en la prolongación del eje de la pista que está libre de obstáculos de forma que proporciona espacio adicional utilizable solo para la subida, el agua del mar, por ejemplo. Se considera que empieza a final de pista tanto si hay stopway como si no.

### 11.3 Aterrizaje

Al igual que en la planificación del despegue, ciertas velocidades deben ser consideradas durante el aterrizaje. Estas velocidades se muestran a continuación:

- $V_{SO}$ : velocidad de pérdida o velocidad mínima de vuelo estable en configuración de aterrizaje.
- $V_{REF}$ : 1,3 veces la velocidad de pérdida en configuración de aterrizaje. Esta es la velocidad requerida a 50 pies de altura sobre el umbral de la pista.
- $V_{TD}$ : velocidad de toma (touchdown) 1,15 veces la velocidad de pérdida en configuración de aterrizaje.
- Ascenso en aproximación: la velocidad que proporciona el mejor rendimiento de ascenso en configuración de aproximación con un motor inoperativo, y con la máxima potencia de despegue en el motor operativo(s).

## Aerodinámica y mecánica de vuelo

- Ascenso en aterrizaje: la velocidad que da la mejor performance en configuración de aterrizaje con máxima potencia de despegue en todos los motores.

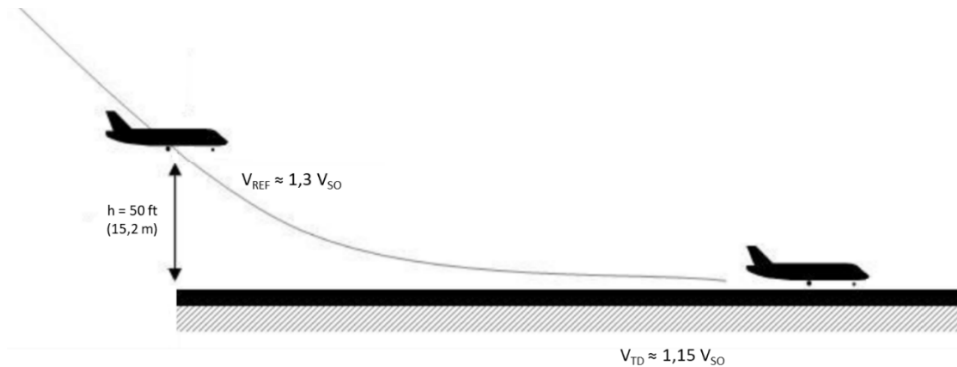


Figura 13: velocidades en aterrizaje.

### 11.4 Requisitos de aterrizaje

A fin de determinar el peso de aterrizaje permitido para un avión de categoría de transporte, deben ser considerados los siguientes detalles:

- Altitud de presión del aeródromo
- Temperatura
- Componente de viento en contra
- Longitud de pista
- Gradiente o pendiente de pista
- Condición de la superficie de la pista

Con estos datos, es posible establecer el peso máximo de aterrizaje permitido, que será el menor de los pesos según lo dictado por:

- Requisitos de pista de aterrizaje
- Requisitos de ascenso en aproximación

### 11.5 Hidroplaneo

Con pista mojada o contaminada se produce hidroplaneo en el momento que las ruedas del tren dejan de girar y deslizan perdiendo toda su eficacia la acción de frenado.

Este fenómeno depende de los neumáticos, de la contaminación de la pista, del espesor de la capa de agua o nieve entre otros.

El método más efectivo para parar el avión es el uso de la reversa.