

Diseño Detallado

Diseño Tren de Aterrizaje

Tema 15

Sergio Esteban Roncero
Departamento de Ingeniería Aeroespacial
Y Mecánica de Fluidos

Tren de aterrizaje - I

- **Tipos de configuración:**
 - Rueda de cola.
 - Triciclo.
 - Tren con rueda en morro
 - Tándem.
- **Con rueda de cola (taildragger).**
 - Prácticamente en desuso.
 - Frenado en seco genera que el avión se vuelque hacia delante.
 - La fuerza de frenado actúa por delante del Xcg por lo que si esta girando puede volcar lateralmente.
 - En un aterrizaje de 2 puntos, el impacto del tren principal, junto con el movimiento de la cola hacia abajo, hace que **aumente el empuje** y y que el avión "**bote**".
 - **Inclinación positiva** del ala hace muy **difícil "taxying"** en condiciones de vientos fuertes.
 - En aviones de transporte de pasajeros, **la inclinación de la cabina** dificulta:
 - Confort pasajeros.
 - Carga y descarga de bodega.
 - Resistencia alta en instantes iniciales de despegue hasta que se levanta la rueda
- **Triciclo:**
 - Opuesto del **taildragger**.
 - Prácticamente **imposible volcar** hacia delante.
 - Una de las ruedas en el morro y las otras dos del tren principal ligeramente después del centro de gravedad.
 - Muy fáciles de maniobrar en rodadura.

3Xtrim 3X55 Trener



Cessna 150

Tren de aterrizaje - II

■ Tren con rueda en el morro

- Fuerzas de frenado actúan detrás del Xcg.
 - Efecto estabilizador
- En suelo de **fuselaje** prácticamente **nivelado**.
- **Visión** del piloto **buena**.
- La rueda de morro es una salvaguardia de que el avión pueda volcar.
- **Resistencia reducida** parte inicial del despegue
- En un aterrizaje de dos puntos, el tren de aterrizaje crea un par de cabeceo "nose-down"
- En general facilita el aterrizaje y permite el **uso** de los **frenos** en todo su poder.

■ Tandem

- Conjunto de ruedas **colocados** prácticamente a la misma distancia en frente y detrás del Xcg.
- Ruedas pueden retraerse en el fuselaje sin interrumpir el ala.
- Desventajas
 - Pares de ruedas exteriores pueden ser necesarias para salvaguardar la estabilidad del avión en suelo – combinaciones.
 - Piloto debe mantener la actitud en aterrizaje para evitar el sobreesfuerzo.
 - Requiere de un rotación de cola grande para despegar.

Airbus 330



Boeing 747



Airbus 380

Tren de aterrizaje - III

- Retracción de las patas principales del tren en diferentes tipos de aviones.



Boeing 747

Airbus 330



Airbus 380

Tren de aterrizaje - IV

Harrier



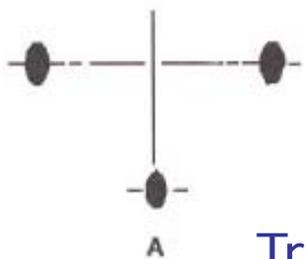
A380



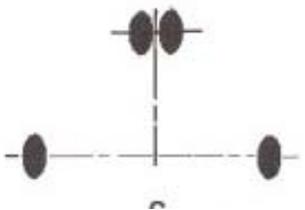
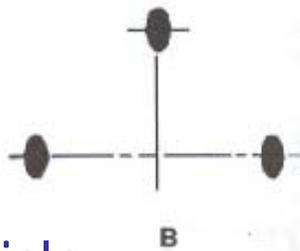
An-225



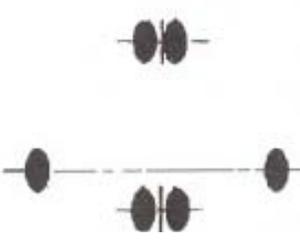
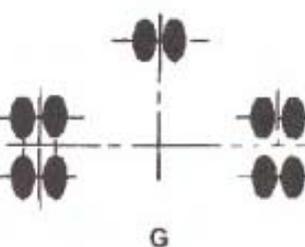
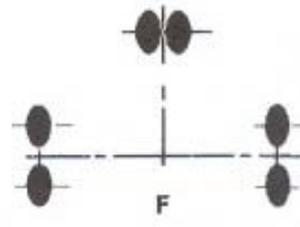
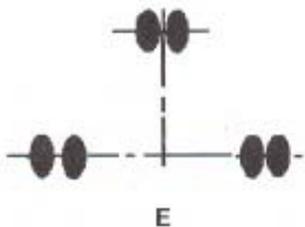
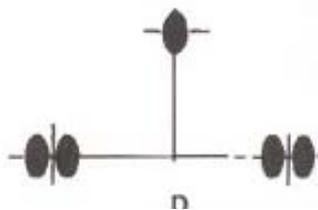
B-52



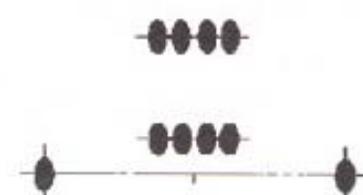
Tren Triciclo



Tren Triciclo con doble rueda



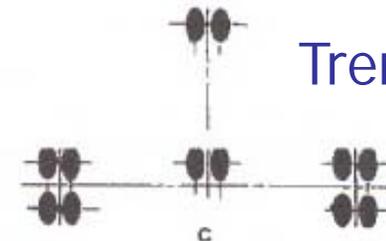
Tren Biciclo



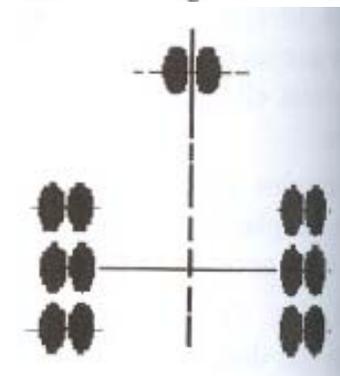
Tren Cuadriciclo



Tren Triciclo Doble



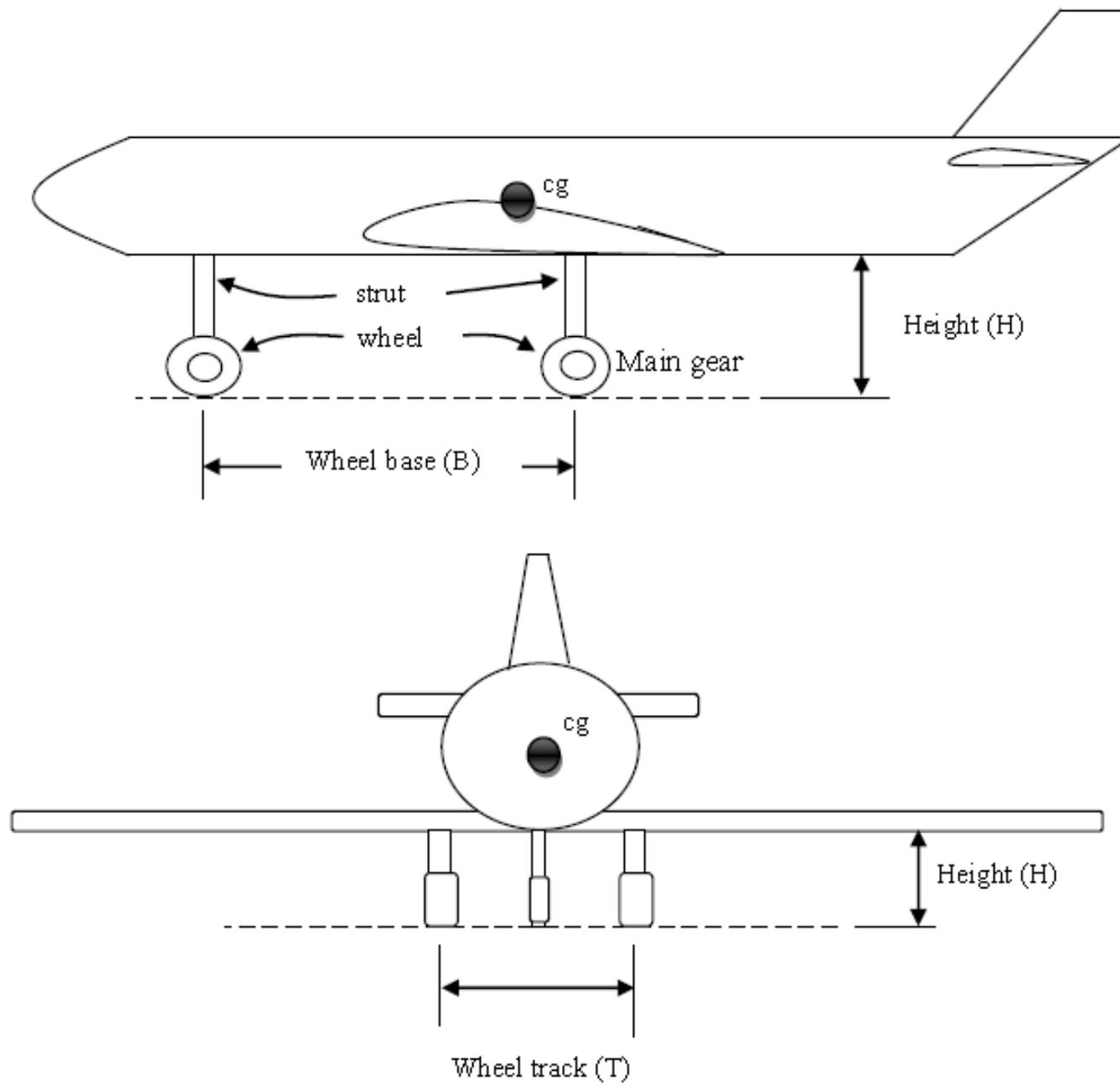
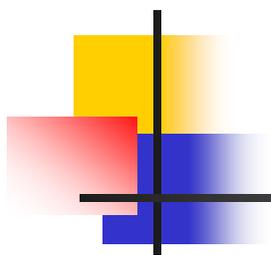
Tren Multiciclo



Tren Triciclo en linea de 3

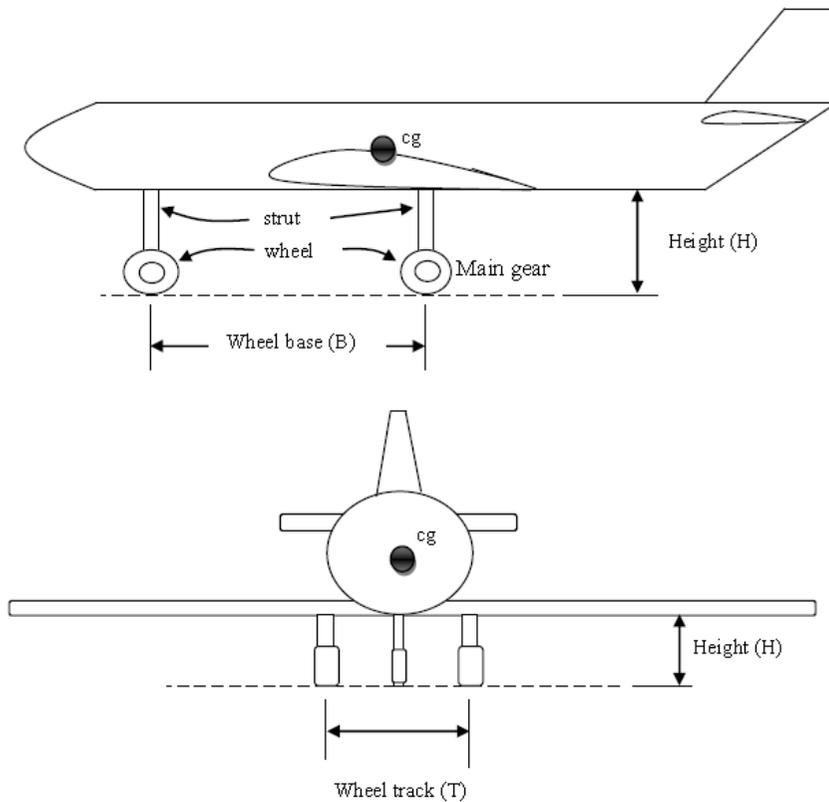
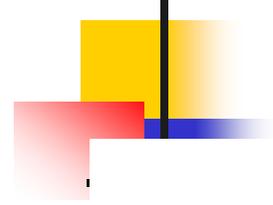
Parámetros Tren De aterrizaje

- Parámetros diseño de Tren de aterrizaje:
 - Tipo de tren (nose gear (tricycle), tail gear, bicycle)
 - Tren Fijo (carenado o sin carenar), retractil, o parcialmente retráctil
 - Altitud del tren
 - Wheel base (distancia entre trenes)
 - Wheel track (distancia entre ruedas)
 - Distancia entre tren principal y CG
 - Diámetro horquilla (strut diameter)
 - Dimensiones de rueda (diametro, ancho)
 - Compartimento de rueda (para retractil)
 - Carga en cada horquilla

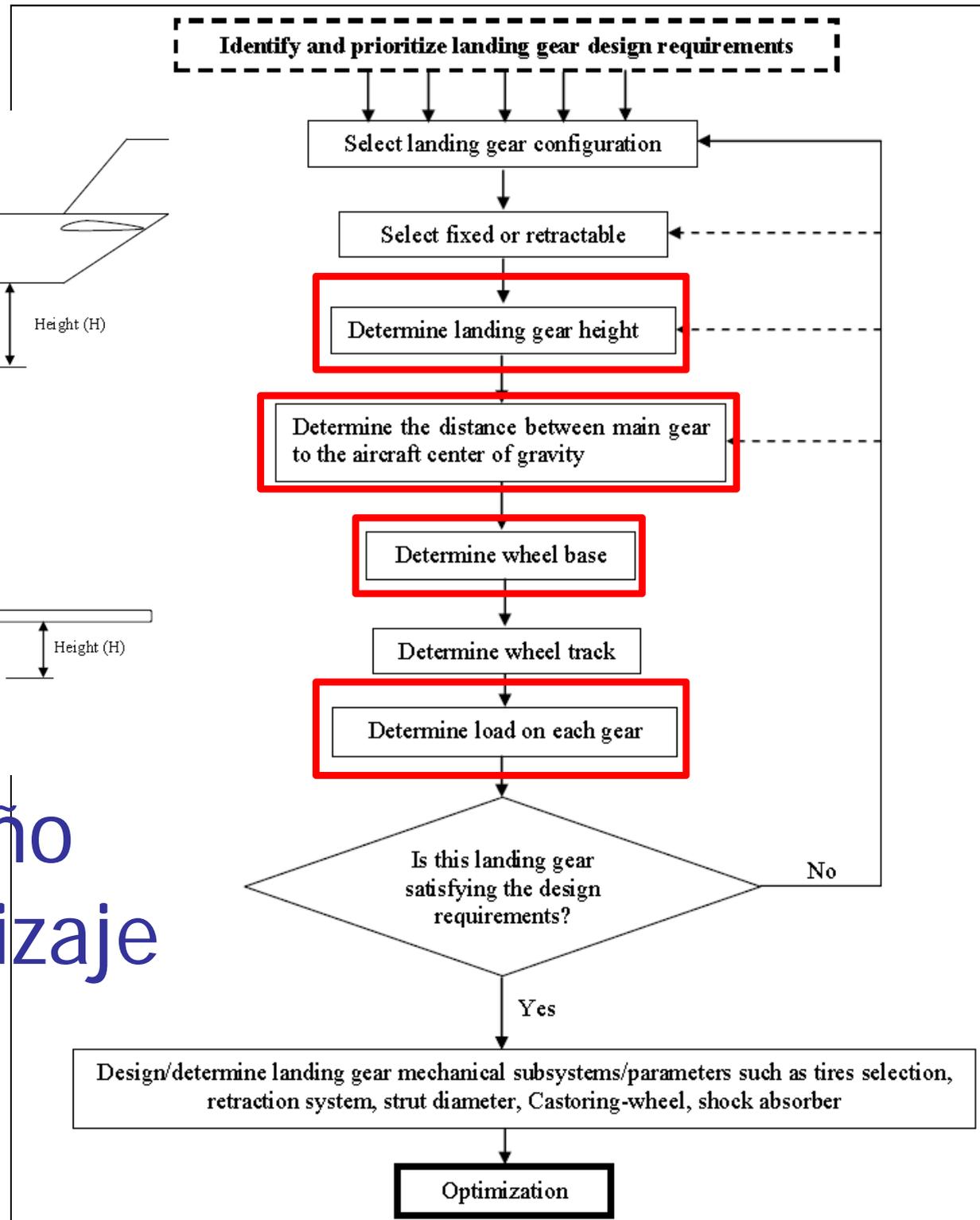


Funciones Principales

- 1. To keep the aircraft stable on the ground and during loading, unloading, and taxi
- 2. To allow the aircraft to freely move and maneuver during taxing
- 3. To provide a safe distance between other aircraft components such as wing and fuselage while the aircraft is on the ground position to prevent any damage by the ground contact
- 4. To absorb the landing shocks during landing operation
- 5. To facilitate take-off by allowing aircraft acceleration and rotation with the lowest friction.



Lógica Diseño Tren de Aterrizaje



Diseño Tren de Aterrizaje

Relación entre los requisitos del tren de aterrizaje y los parámetros de diseño

No	Requirements and constraints	Requirement	Parameter affected
1	Ground clearance	Wing, engine, fuselage, prop clearance must be reasonable	Height
2	Controllability (Steering)	Load on nose wheel must be limited	Wheel base, X_n to X_{cg}
3	Take-off rotation	Aircraft must be able to rotate about the main gear with a desired angular rate.	Height; X_m to X_{cg}
4	Take-off rotation clearance	Aft fuselage and tail during take-off rotation must not have a strike	Height, Wheel base
5	Tip back/forward prevention	Prevent tip back on its tail during take-off; prevent nose hit during loading	Height
6	Overtum prevention	Lateral angle must be such that to prevent overtum when taxied around sharp corner	Wheel track
7	Touch-down	Shock absorber must absorb and mitigates dynamic loads	shock absorber; tire
8	Landing	Landing speed must be brought to zero before end of runway	brake
9	Static and dynamic loading	Tires and struts must be able to function in static and dynamic loading	Strut
10	Structural integrity	The wing structural deflection at the centerline on the ground due to the aircraft weight must be minimal	Wheel track
11	Ground lateral stability	The aircraft should not roll over due to a crosswind	Wheel track, height

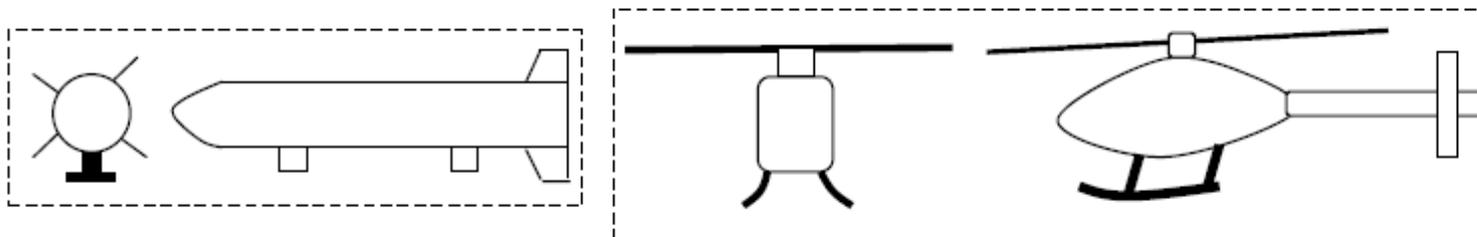
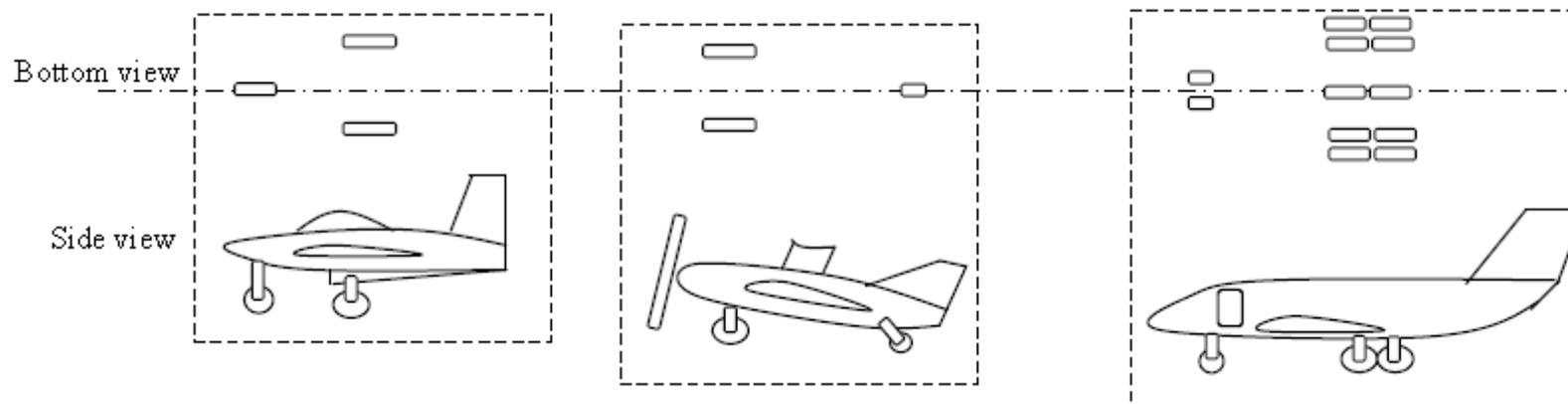
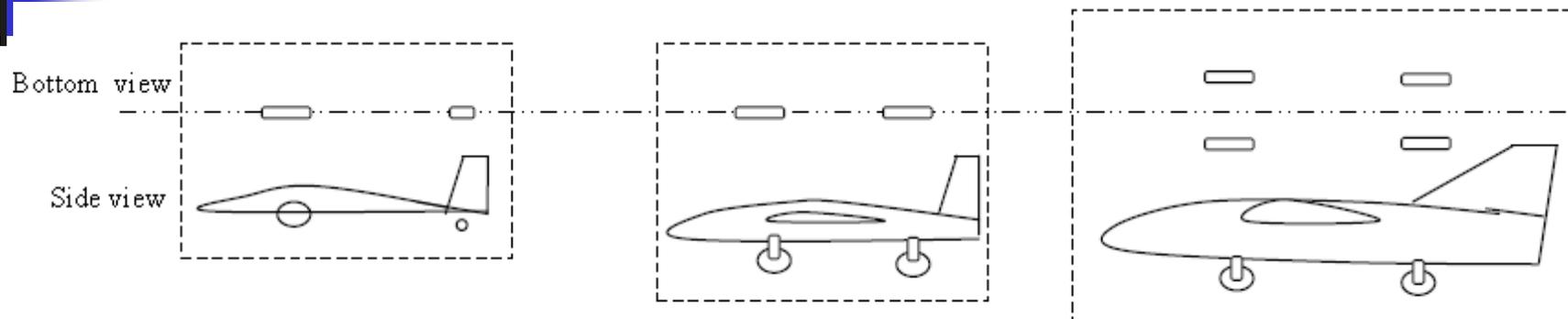
Requisitos de Diseño

- Para que un tren de aterrizaje funcione de forma eficiente, es necesario establecer los siguientes requisitos de diseño:
 - 1. Ground clearance requirement
 - 2. Steering requirement
 - 3. Take-off rotation requirement
 - 4. Tip back prevention requirement
 - 5. Overturn prevention requirement
 - 6. Touch-down requirement
 - 7. Landing requirement
 - 8. Static and dynamic load requirement
 - 9. Aircraft structural integrity
 - 10. Ground lateral stability
 - 11. Low cost
 - 12. Low weight
 - 13. Maintainability
 - 14. Manufacturability

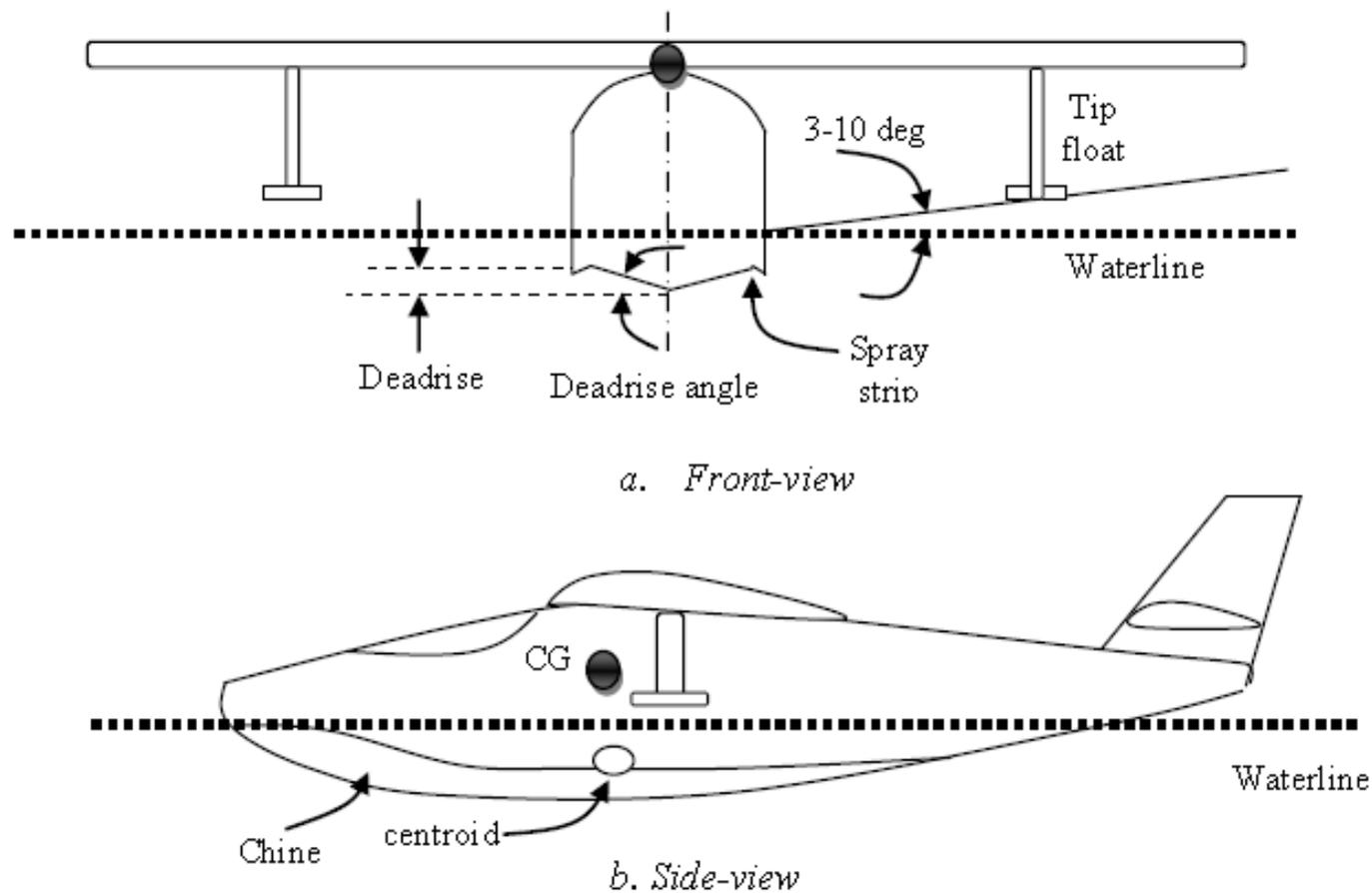
Configuración Tren de Aterrizaje

- Primera tareas del diseñador: selección del tren de aterrizaje
- Las funciones del tren de aterrizaje pueden obtenerse a partir de varias configuraciones
- Los requisitos de diseño son parte primordial del diseño, pero también hay que tener en cuenta consideraciones de cost, aircraft performance, aircraft stability, aircraft control, maintainability, producibility and operational considerations.
- Configuraciones de tren de aterrizaje:
 - 1. Single main
 - 2. Bicycle
 - 3. Tail-gear
 - 4. Tricycle or nose-gear
 - 5. Quadricycle
 - 6. Multi-bogey
 - 7. Releasable rail
 - 8. Skid
 - 9. Seaplane landing device
 - 10. Human leg

Configuración Tren de Aterrizaje - I



Configuración Tren de Aterrizaje - II



Proceso de Selección

- Requisitos de diseño en el proceso de selección tren de aterrizaje:
 - cost, weight, performance, take-off run, landing run, ground static stability, ground taxi stability, and maintainability.
- El diseñador debe realizar un trade-off study:

No		Single main	Bicycle	Tail-gear	Nose-gear	Quadricycle	Multi-bogey	Human leg
1	Cost	9	7	6	4	2	1	10
2	Aircraft weight	3	4	6	7	9	10	1
3	manufacturability	3	4	5	7	9	1	10
4	Take-off/landing run	3	4	6	10	5	8	2
5	Stability on the ground	1	2	7	9	10	8	5
6	Stability during taxi	2	3	1	8	10	9	-

Landing Gear Attachment - I

- Selección del anclaje del tren de aterrizaje
 - 2 puntos principales de anclaje: ala y fuselaje
 - El anclaje influye en diversos requisitos de diseño:
 - weight, take-off y landing performance, cost, and ground stability.
 - Alternativas:
 - Todas las riostras/ruedas ancladas al fuselaje (e.g. F/A-18; Boeing 747);
 - Tren principal en el ala y tren de morrio al fuselaje (e.g. long-range British airliner Vickers VC10).
 - Tren principal al ala, y tren de cola al fuselaje (in a tail-wheel configuration). (eg P-51 Mustang GA aircraft Van's RV-7).
 - Tren principal en la góndola, y tren de morro en el fuselaje (a nose-wheel configuration). (eg Boeing B-47 Stratojet, Cessna 340, and Ilyushin IL-18).

Landing Gear Attachment - II



B-747



Vickers VC10



Ilyushin IL-18



Van's RV-7

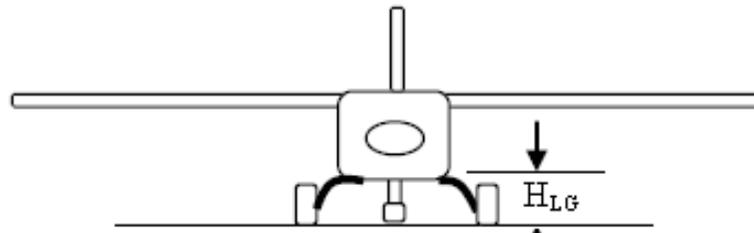
Tren de Aterrizaje Fijo/Retráctil

- 4 alternativas:
 - 1. Landing gear is released after take-off.
 - 2. Landing gear hangs underneath the aircraft (i.e. fixed).
 - 3. Landing gear is fully retracted inside aircraft (e.g. inside wing, or fuselage).
 - 4. Landing gear is partially retracted inside aircraft.

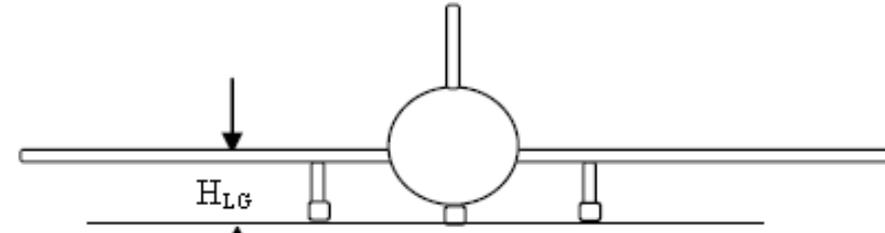
No	Item	Fixed (non-retractable) Landing Gear	Retractable Landing Gear
1	Cost	Cheaper	Expensive
2	Weight	Lighter	Heavier
3	Design	Easier to design	Harder to design
4	Manufacturing	Easier to manufacture	Harder to manufacture
5	Maintenance	Easier to maintain	Harder to maintain
6	Drag	More drag	Less drag
7	Aircraft performance	Lower aircraft performance (e.g. maximum speed)	Higher aircraft performance (e.g. maximum speed)
8	Longitudinal stability	More stable (stabilizing)	less stable (destabilizing)
9	Storing bay	Does not require a bay	Bay must be provided
10	Retraction system	Does not require a retraction system	Requires a retraction system
11	Fuel volume	More available internal fuel volume	Less available internal fuel volume
12	Aircraft structure	Structure in un-interrupted	Structural elements need reinforcement due to cutout

Landing Gear Height - I

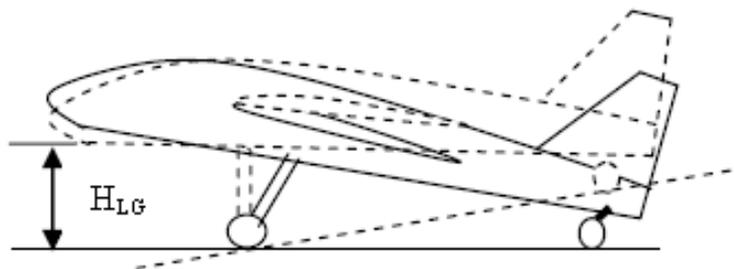
- Landing gear height (H_{LG}): es la distancia entre el suelo y la intersección entre la riostra y la estructura del avión.



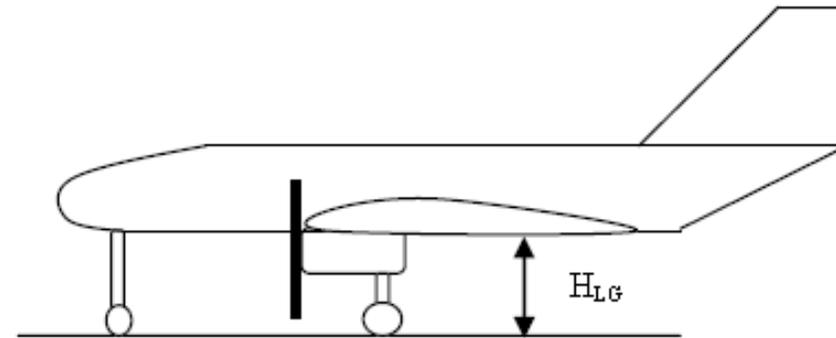
1. LG is attached to the fuselage (solid spring)



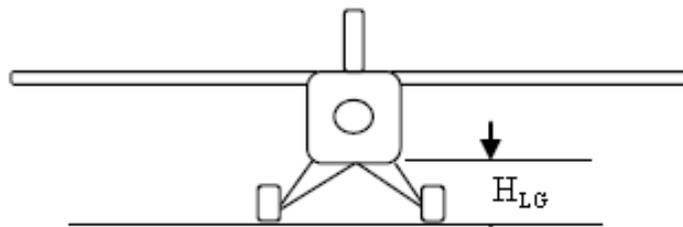
2. Main gear is attached to the wing



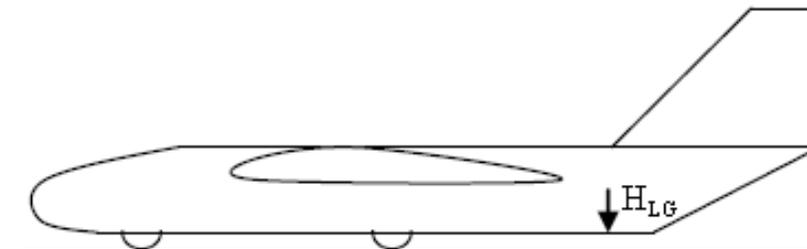
3. LG is attached to the fuselage (with outriggers)



4. Main gear is attached to the nacelle



5. LG is attached to the fuselage (rubber bungee)



6. LG is attached into the fuselage (no strut)

Landing Gear Height - II

- Las propias ruedas realiza tareas de shock absorbing.
- Aviones con ejes rígidos sólo disponen de las ruedas para shock absorbing.
- Requisitos de diseño para Landing gear height (H_{LG}):
 - Landing gear height provides aircraft clearance during taxi.
 - Landing gear height provides rear fuselage clearance during take-off rotation.
 - Landing gear height contributes to tip-back prevention.
 - Landing gear height contributes to overturn prevention.
 - Landing gear height satisfies loading and unloading requirements.

Landing Gear Height - III

- General Ground Clearance Requirement:
 - Función principal del tren de aterrizaje es proteger la estructura del avión del suelo
 - Esta función se proporciona mediante clearance
 - La clearance se mide como la distancia más baja del avión al suelo
 - Para algunos aviones esta distancia puede ser la del ala (ala baja),
 - para otros puede ser el fuselaje (ala alta),
 - Para otros el motor-jet es el más bajo (avión de transporte con los motores congados del ala)
 - Aviones con hélice, la punta de la helice suele ser el punt más bajo
 - La clearance se proporcina por la longitud del tren
 - El valor mínimo es una función de varios parámetros de diseño: cost, safety, performance, weight, stability, engine inlet, loading, y operational requirements.

Landing Gear Height - IV

- FAR [3] Part 23 Section 23.925 on propeller clearance
 - Unless smaller clearances are substantiated, propeller clearances, with the airplane at the most adverse combination of weight and center of gravity, and with the propeller in the most adverse pitch position, may not be less than the following:
 - (a) Ground clearance. There must be a clearance of at least **seven inches** (for each airplane with nose wheel landing gear) or **nine inches** (for each airplane with tail wheel landing gear) between each propeller and the ground with the landing gear statically deflected and in the level, normal takeoff, or taxiing attitude, whichever is most critical. In addition, for each airplane with conventional landing gear struts using fluid or mechanical means for absorbing landing shocks, there must be positive clearance between the propeller and the ground in the level takeoff attitude with the critical tire completely deflated and the corresponding landing gear strut bottomed. Positive clearance for airplanes using leaf spring struts is shown with a deflection corresponding to 1.5 g.
 - (b) Aft-mounted propellers. In addition to the clearances specified in paragraph (a) of this section, an airplane with an aft mounted propeller must be designed such that the propeller will not contact the runway surface when the airplane is in the maximum pitch attitude attainable during normal takeoffs and landings.
 - (c) Water clearance. There must be a clearance of at least 18 inches between each propeller and the water, unless compliance with §23.239 can be shown with a lesser clearance.

Landing Gear Height - IV

- Recomendaciones clearances

No	Aircraft Components	Clearance (m)	Remarks
1	Fuselage	0.2–1.2	
2	Rear fuselage	0.2–0.5	During take-off rotation
3	Wing	0.2–1.5	Includes flap clearance
4	Turbofan/turbojet engine	0.5–1.5	Inlet clearance
5	Propeller (piston or turboprop) –landplane	0.2–1	Tip clearance
6	Propeller (piston or turboprop) –seaplane	1–2	Tip clearance
7	Store/fuel tank/pitot tube/antenna/probe	0.2–0.6	

- Clearances en despegue:

- En un avión sin tren de cola, la altura del tren de aterrizaje tiene que ser fijada de tal manera que la cola o la parte trasera del fuselaje no impacte en el suelo durante despegue o aterrizaje con un ángulo de ataque elevado.
- Algunos aviones suelen disponer de escudos protectores retráctiles para operaciones en las que el fuselaje pueda impactar y se reemplaza de forma regular.

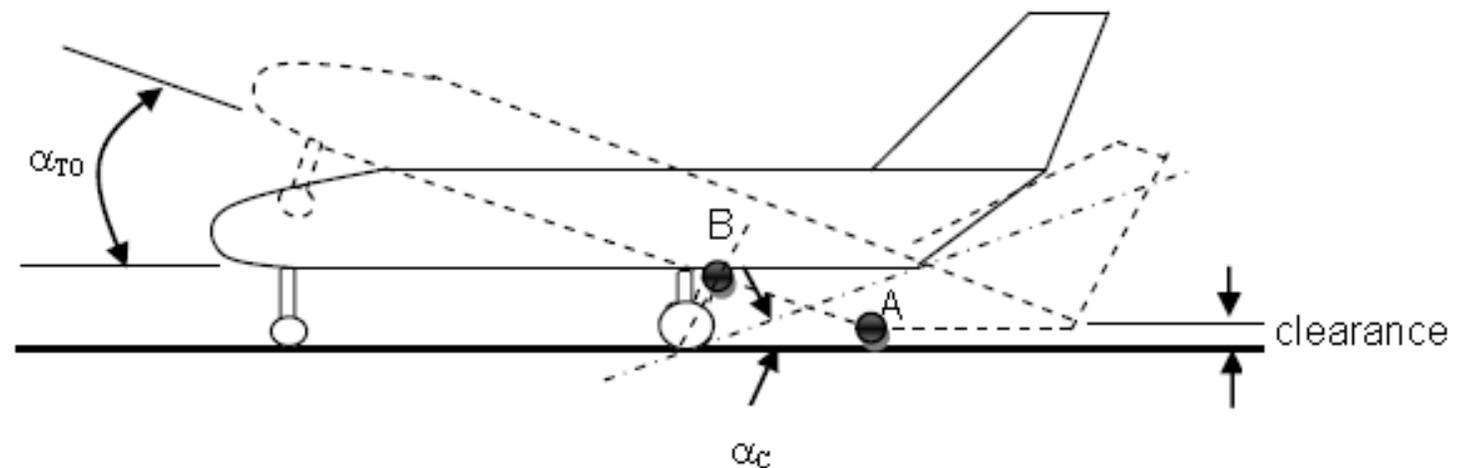
Landing Gear Height - V

- Para evitar que la cola impacte en rotación se suele recortar la parte final introduciendo un upsweep.
- Para evitar que el impacto hay que asegurar que el ángulo de clearance sea mayor que el ángulo de ataque máximo en despegue

$$\alpha_c \geq \alpha_{TO}$$

- La situación de impacto se mide como el ángulo de clearance, el cual se mide entre el suelo y la línea que pasa entre el contacto del fuselaje las líneas como el ángulo que forma la línea que conecta el tren principal con el suelo, y el principio del ángulo de upsweep

$$\alpha_c = \tan^{-1} \left(\frac{H_f}{AB} \right)$$



3. Geometry of Take-off rotation ground clearance

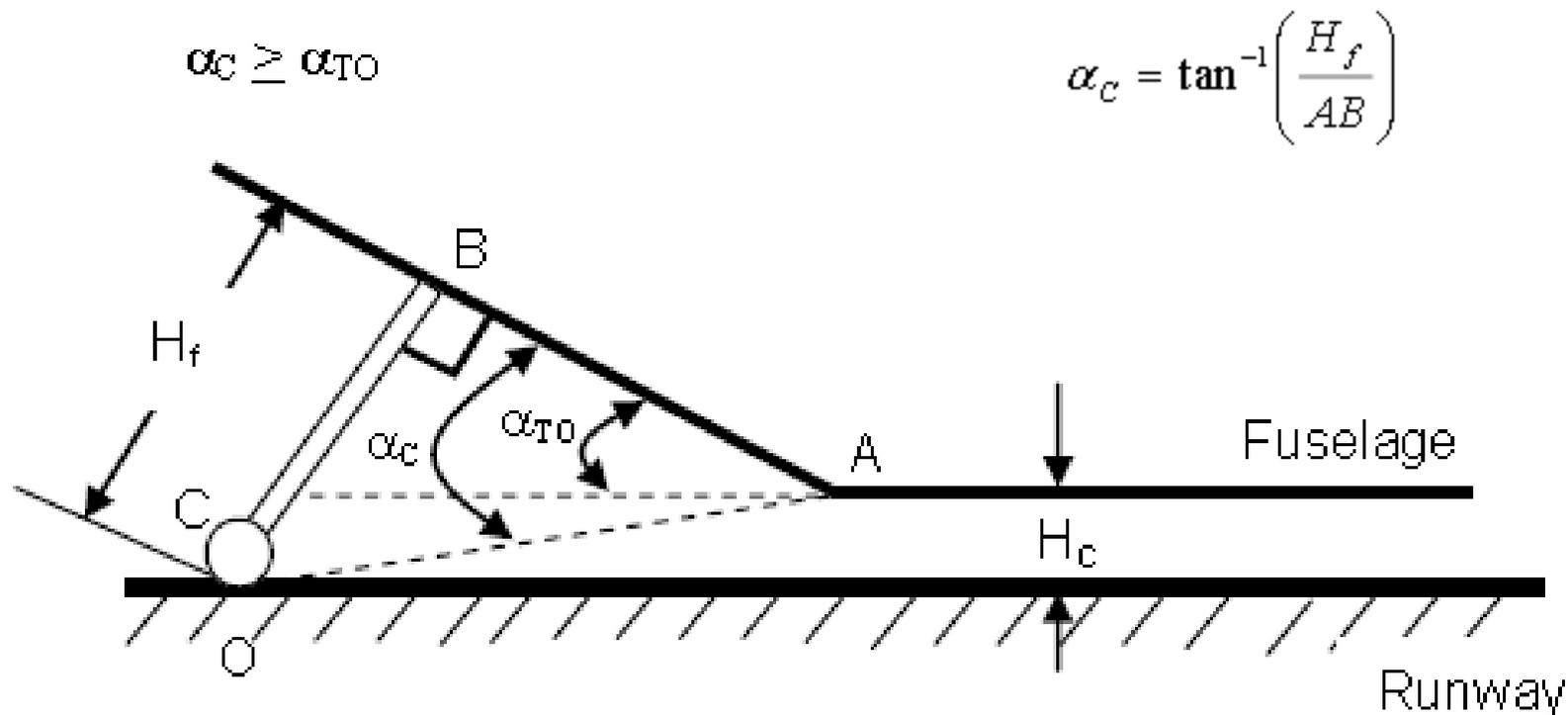
Landing Gear Height - VI

El ángulo de clearance (α_c) se mide a partir del triángulo ABC

- AB distancia trasera desde el tren principal al principio del ángulo de upweep
- Ángulo upsweep: (no confundir con upsweep de aerodinámica – este es el geométrico)
- Altura del fuselaje (H_f);
- Ángulo de rotación en despegue (α_{TO}).

El avión rota sobre el tren principal (O ó C) un ángulo de rotación $\alpha_{TO} \leq \alpha_c$

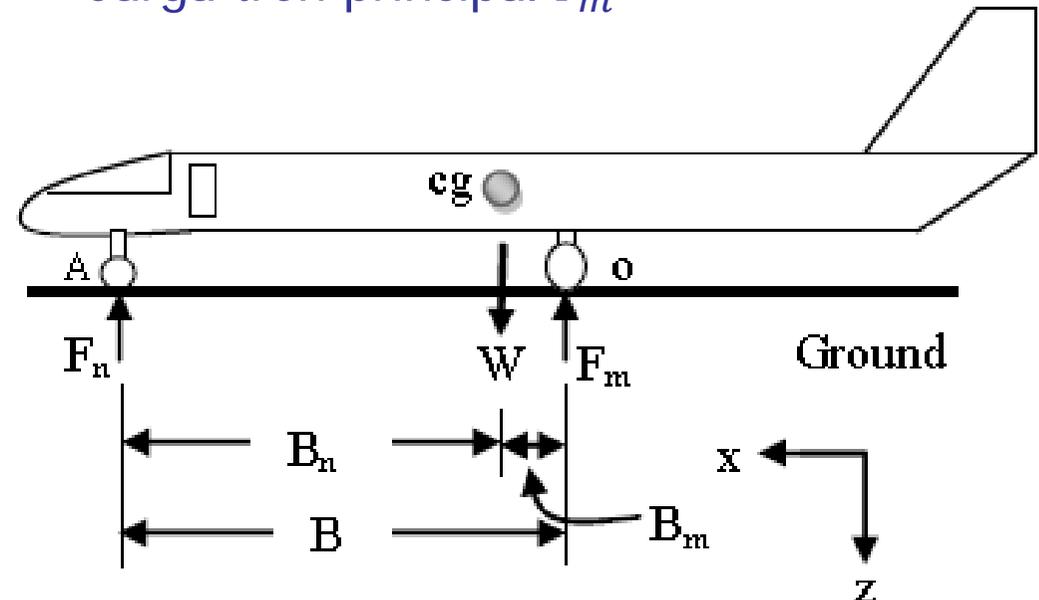
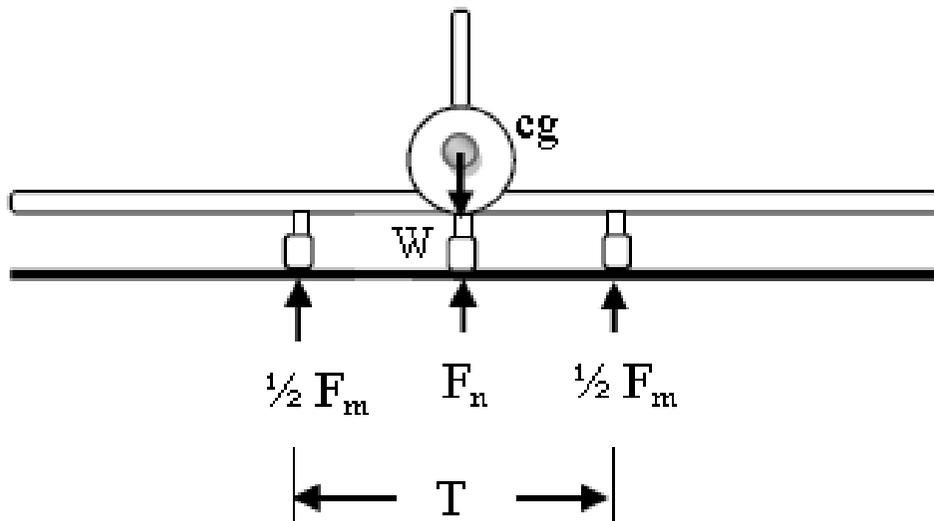
La clearance mínima entre el fuselaje y el suelo (H_c) durante despegue es de ~ 30 cm



Landing Gear - VII

- Wheel Base (static conditions) (BATALLA)
 - Juega un importante rol en la distribución de cargas entre el tren principal y el secundario
 - Influye de forma importante la controlabilidad y estabilidad en suelo
 - Seleccionado de forma óptima para asegurar cumple los requisitos
 - El peso del avión se distribuye entre las ruedas del avión
 - Para facilitar la movilidad (guiado) el tren de morro no debe llevar menos del 5% de la carga total y no más del 20%
 - El tren principal suele llevar de 80% a 95% del peso total del avión.

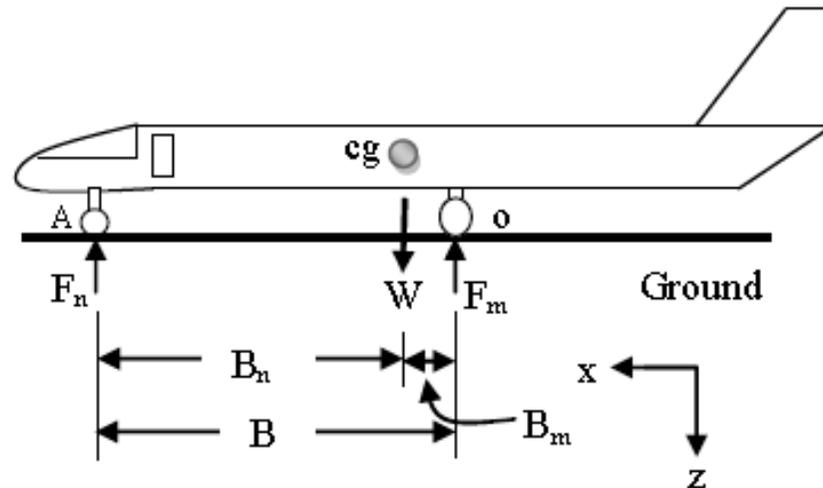
Carga tren de morro F_n - Carga tren principal F_m



Landing Gear - VIII

Ejemplo

A GA aircraft with a mass of 5,000 kg has a tricycle landing gear configuration. The wheel base and wheel track is 10.2 m and 1.8 m respectively and the distance between main gear to aircraft cg is 0.84 m. Determine the static load on each gear. What percentage of the aircraft weight is carried by nose gear?



Moments about O

Solution:

$$\Sigma M_O = 0 \Rightarrow W_{TO} (0.84) - F_{nose} (10.2) = 0 \Rightarrow F_{nose} = \frac{W_{TO}}{10} = \frac{5000 \times 9.81 \times 0.84}{10.2} = 4038 \text{ N}$$

$$\Sigma F_z = 0 \Rightarrow F_{main} + F_{nose} = W_{TO} \Rightarrow F_{main} = W_{TO} - F_{nose} = 5000 \times 9.81 - 4038 = 44,995.2 \text{ N}$$

$$\frac{F_{nose}}{W_{TO}} = \frac{4038}{5000 \times 9.81} = 0.0824 = 8.24\%$$

Thus, 8.24 percent of the aircraft weight is carried by the nose gear.

Landing Gear - VIII

- Wheel Base (dynamic conditions)
 - Posibles condiciones dinámicas de carga en despegue:
 - Cambio de centro de gravedad
 - Cambio de carga dinámica
 - El centro de gravedad puede moverse entre los límites externos :
 - Posición más atrasada ($X_{CG_{aft}}$),
 - Posición más adelantada ($X_{CG_{for}}$) – Ver diapositivas Estabilidad

CÁLCULO DE FUERZAS

$$F_{m_{max}} = \frac{B_{n_{max}}}{B} W$$

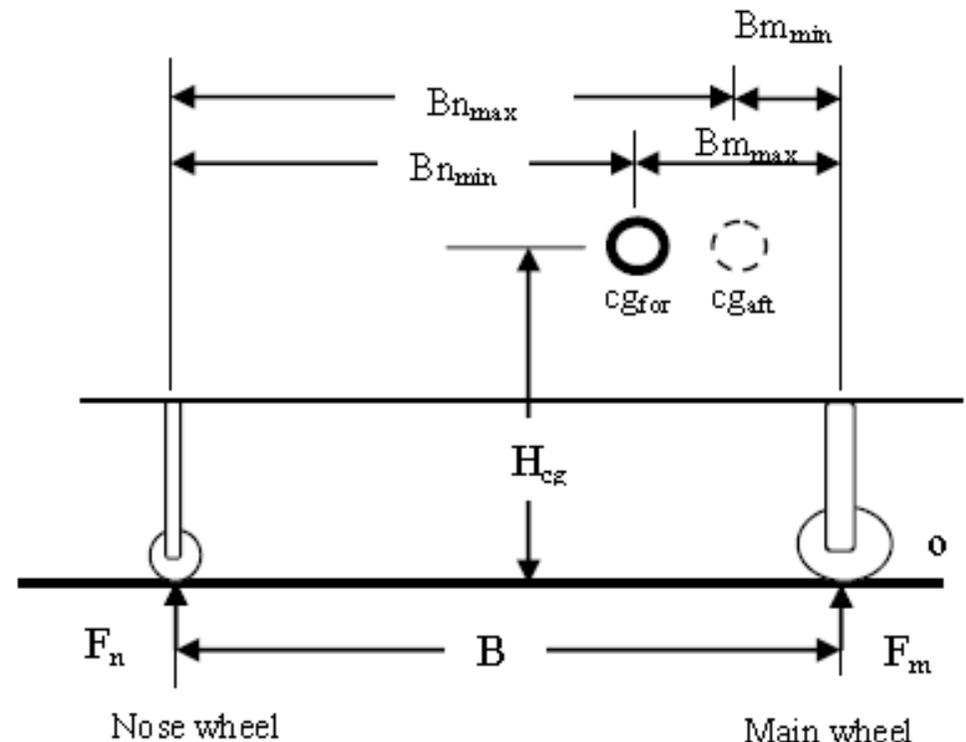
➔ $X_{CG_{aft}}$

$$F_{n_{max}} = \frac{B_{m_{max}}}{B} W$$

$$F_{m_{min}} = \frac{B_{n_{min}}}{B} W$$

➔ $X_{CG_{for}}$

$$F_{n_{min}} = \frac{B_{m_{min}}}{B} W$$



Landing Gear - VIII

- Wheel Base (dynamic conditions)

- Durante el segmento de frenado se debe satisfacer para el tren de morro F_n

a_L - desaceleración de frenado;
 a_T - aceleración de despegue;
 g - aceleración gravitacional

$$\sum M_o = 0 \Rightarrow F_n B - WB_m - \frac{W}{g} |a_L| H_{cg} = 0$$

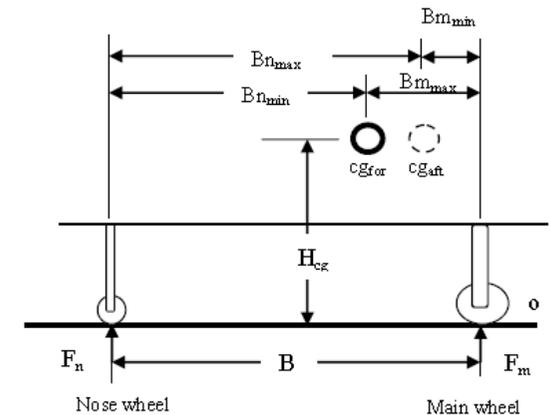
- Carga del tren de morro es la suma de la carga dinámica y la estática

Carga tren de morro

$$F_n = F_{n_{max}} + F_{n_{d,m}}$$

Carga estática
Carga dinámica

$$F_n = W \frac{B_m}{B} + \frac{W |a_L| H_{cg}}{gB}$$



- Para garantizar controlabilidad en una configuración en triciclo, $B_{m_{min}}$ deberá ser mayor que 5% que el parámetro wheel base y $B_{m_{min}}$ deberá ser menor que el 20% del wheel base
- Mismo procedimiento para satisfacer tren principal durante despegue F_m

$$F_m = F_{m_{max}} + F_{m_{d,m}} = W \frac{B_{n_{max}}}{B} + \frac{W a_T H_{cg}}{gB}$$

Landing Gear - VIII

- **Ejemplo** A small business jet aircraft with a mass of 6,500 kg has a tricycle landing gear configuration with a wheel base is 8 m. The aircraft cg is allowed to move between 7.1 m to 6.5 m from the nose gear.
 - a. The nose gear is desired to carry a maximum of 15% of the aircraft weight in static equilibrium, determine wheel base.
 - b. The deceleration during landing brake is -3 m/s^2 and the acceleration during take-off is 4 m/s^2 . The distance between aircraft cg to the ground is 2 m. Determine the maximum load on each gear.

$$F_{n_{\max}} = \frac{B_{m_{\max}}}{B} W \Rightarrow B = B_{m_{\max}} \frac{W}{F_{n_{\max}}} = B_{m_{\max}} \frac{W}{0.08W} = (B - 6.5) \frac{W}{0.15W} = \frac{B}{0.15} - \frac{6.5}{0.15} = 6.667B - 43.333$$

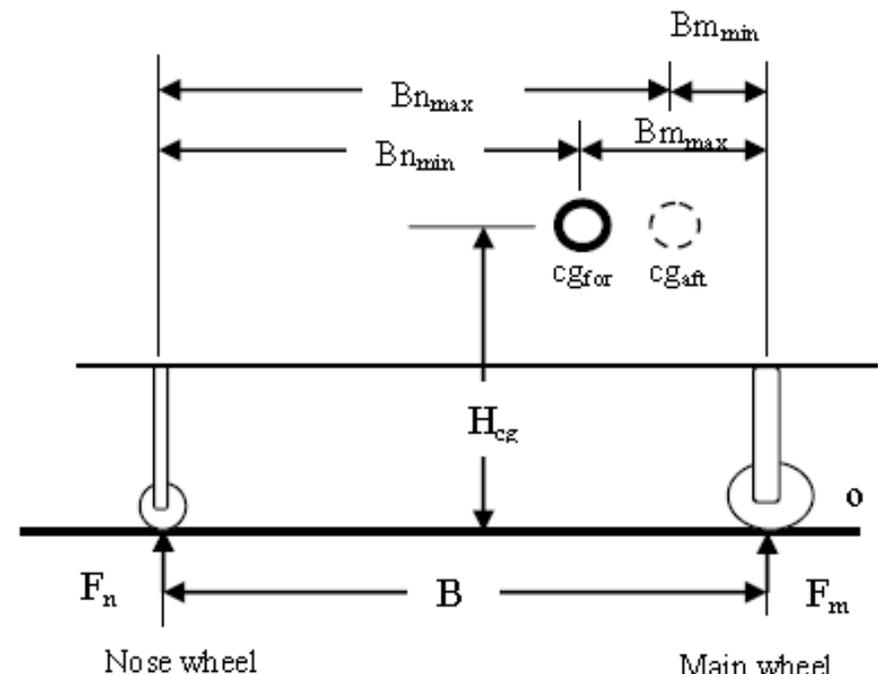
$$\Rightarrow B = 7.647 \text{ m}$$

¿Que a_L - desaceleración de frenado elegir?
 Determinación Actuaciones/Propulsión

T_R - empuje de reversa
 T_{TO} - empuje en despegue
 D - resistencia
 F_R - fuerza de rozamiento

$$a_L = \left| -\frac{T_R + D + F_R}{m} \right|$$

$$a_{TO} = \left| \frac{T_{TO} - D - F_R}{m} \right|$$

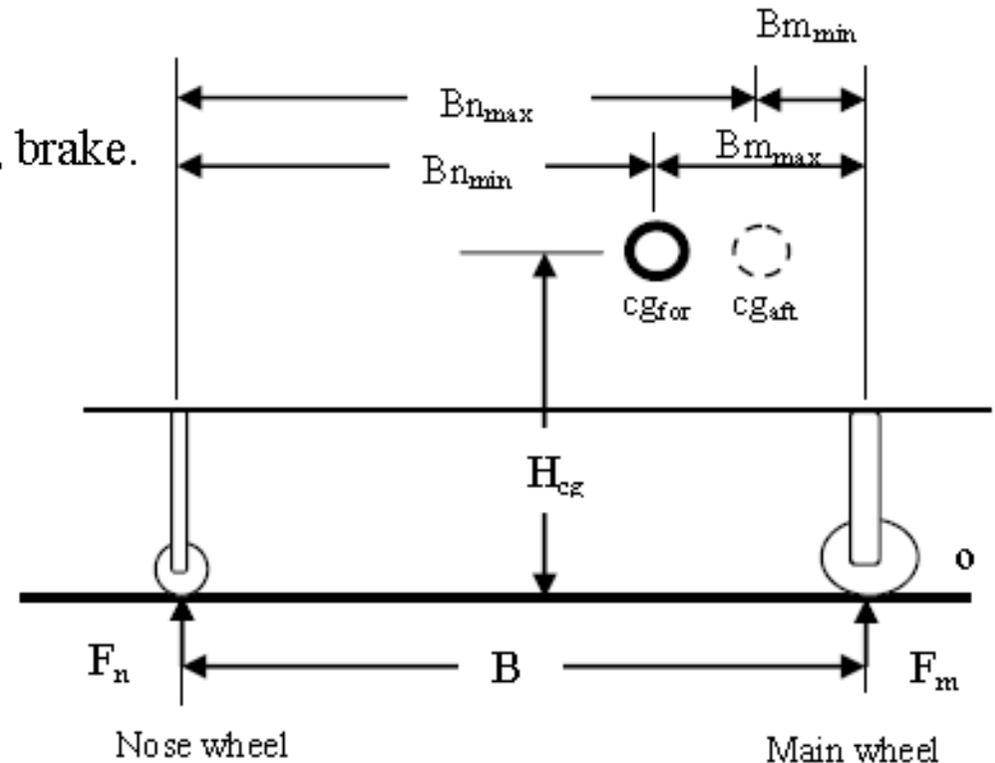


Landing Gear - VIII

■ Ejemplo

- b. The deceleration during landing brake is -3 m/s^2 and the acceleration during take-off is 4 m/s^2 . The distance between aircraft cg to the ground is 2 m . Determine the maximum load on each gear.

- b. Maximum load on nose gear will be during landing brake.



$$B_{m_{\max}} = B - B_{n_{\min}} = 7.647 - 6.5 = 1.147 \text{ m}$$

$$F_n = F_{n_{\max}} + F_{n_{\dot{\phi}m}} = W \frac{B_{m_{\max}}}{B} + \frac{W|a_L|H}{gB}$$

$$= 6500 \times 9.81 \times \frac{1.147}{7.647} + \frac{6500 \times 9.81 \times 3 \times 2}{9.81 \times 7.647} \Rightarrow F_n = 14661.5 \text{ N}$$

It is interesting to note that this load is 23 percent of the aircraft weight.

Landing Gear - VIII

■ Ejemplo

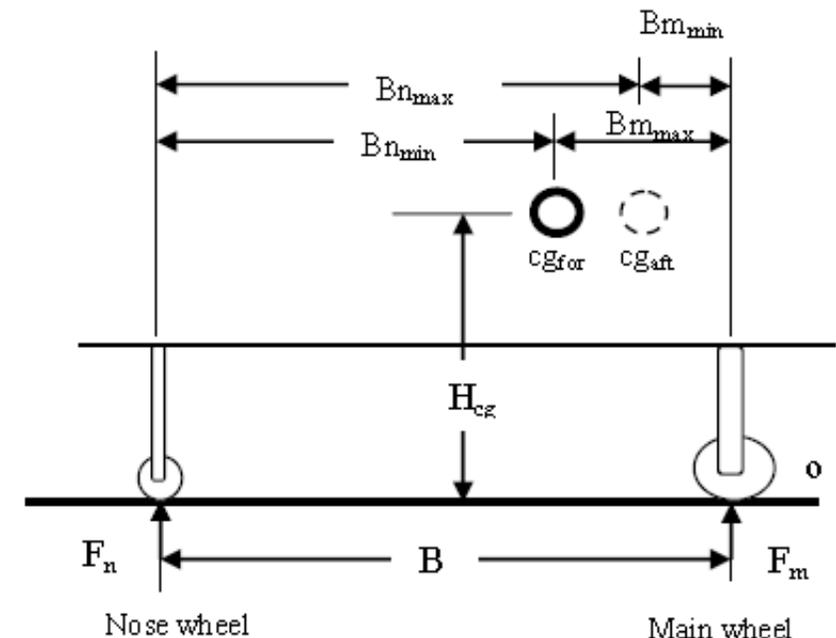
- b. The deceleration during landing brake is -3 m/s^2 and the acceleration during take-off is 4 m/s^2 . The distance between aircraft cg to the ground is 2 m . Determine the maximum load on each gear.

Maximum load on the main gear will be during take-off acceleration.

$$F_m = F_{m_{\max}} + F_{m_{\text{dyn}}} = W \frac{B_{n_{\max}}}{B} + \frac{W a_T H_{cg}}{g B}$$

$$= 6500 \times 9.81 \times \frac{7.1}{7.647} + \frac{6500 \times 9.81 \times 4 \times 2}{9.81 \times 7.647}$$

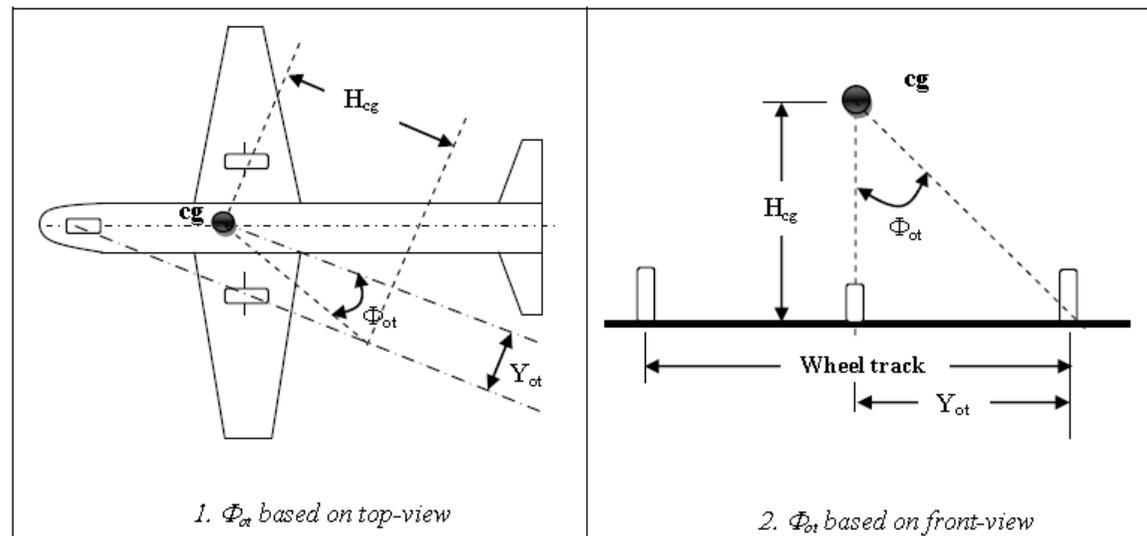
$$\Rightarrow F_m = 65983.1 \text{ N}$$



It is interesting to note that this load is 103.5 percent of the aircraft weight. This implies that the main gear during take-off has to carry a total load which is 3.5 percent greater than the aircraft weight.

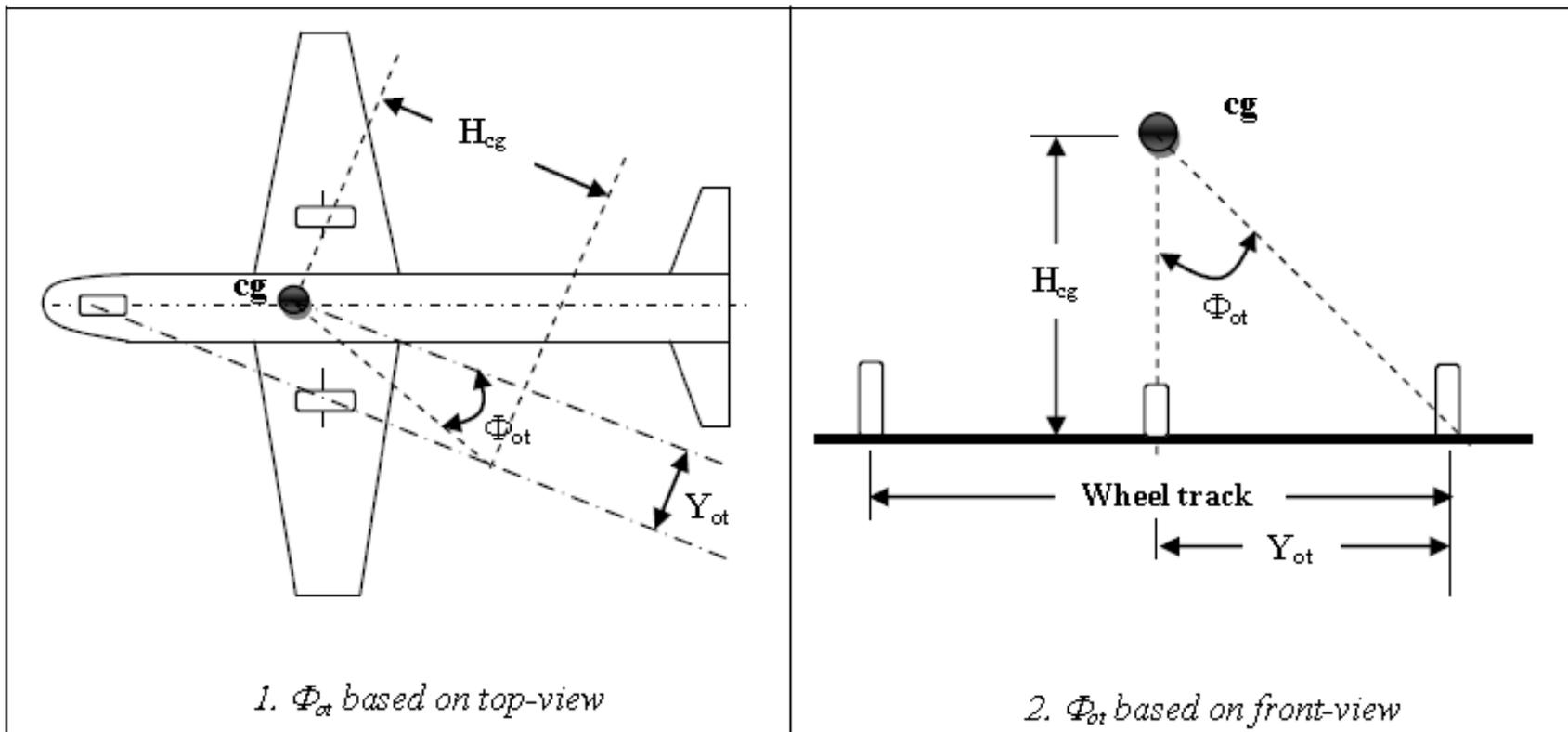
Landing Gear - IX

- Wheel Track (VIA)
 - Distancia entre las ruedas que se encuentran más a la izquierda y las que se encuentran más a la derecha
 - Requisitos de diseño:
 - Ground lateral control (ground controllability),
 - Ground lateral stability (ground stability),
 - Structural integrity.
 - El wheel track del tren principal debería estar diseñado para que el avión no pueda volcar debido a condiciones de viento o de giro.
 - Es necesario definir los ángulos críticos de overturn $\Phi_{ot} \geq 25^\circ$



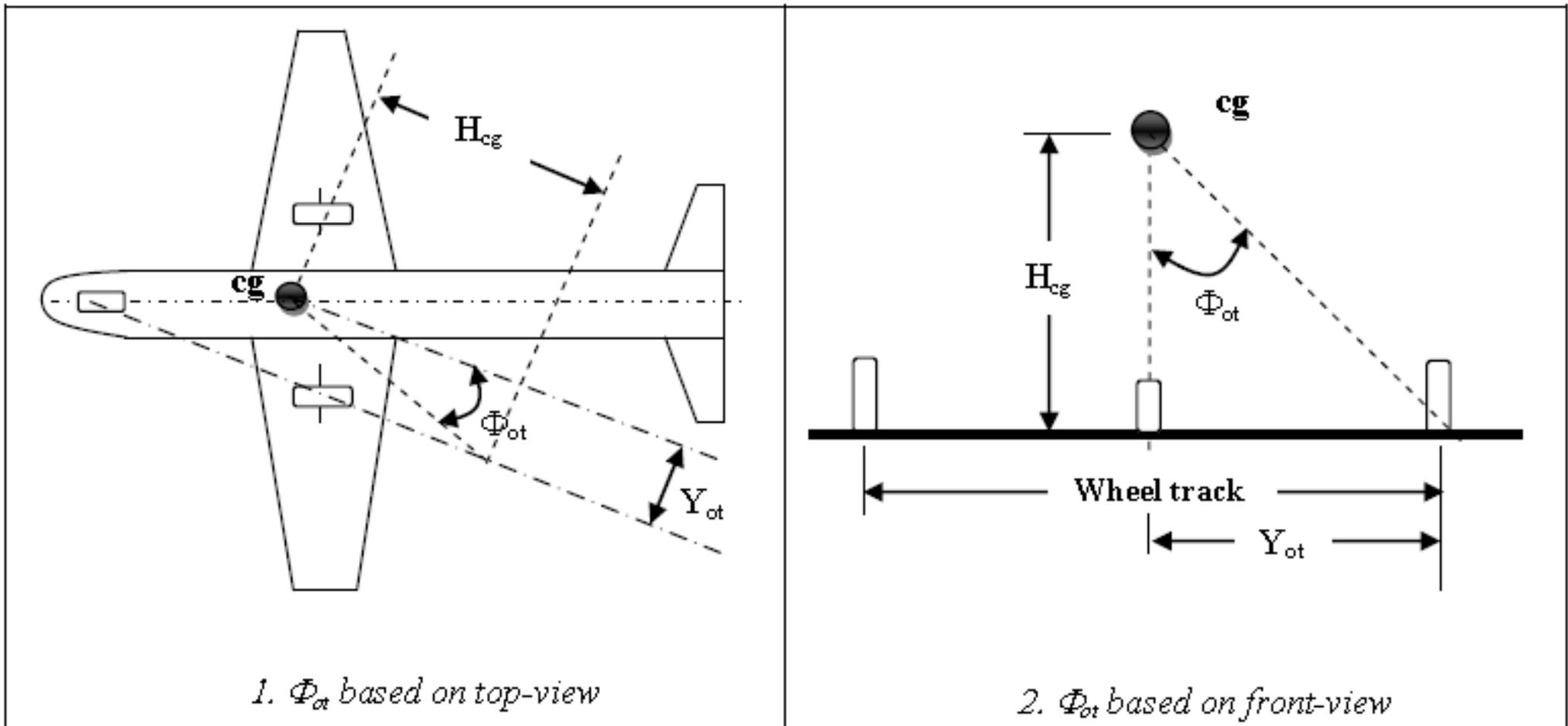
Landing Gear - XI

- Definición ángulos críticos de overturn (Φ_{ot}): vista superior y frontal
 - Vista superior:
 - Dibujar línea que pase por rueda de morro y una de las ruedas del tren principal
 - Dibujar línea paralela que pase por el X_{CG}
 - Dibujar una línea perpendicular a una distancia H_{CG} (distancia del X_{CG} al suelo)
 - Determinar el ángulo que forma el triángulo



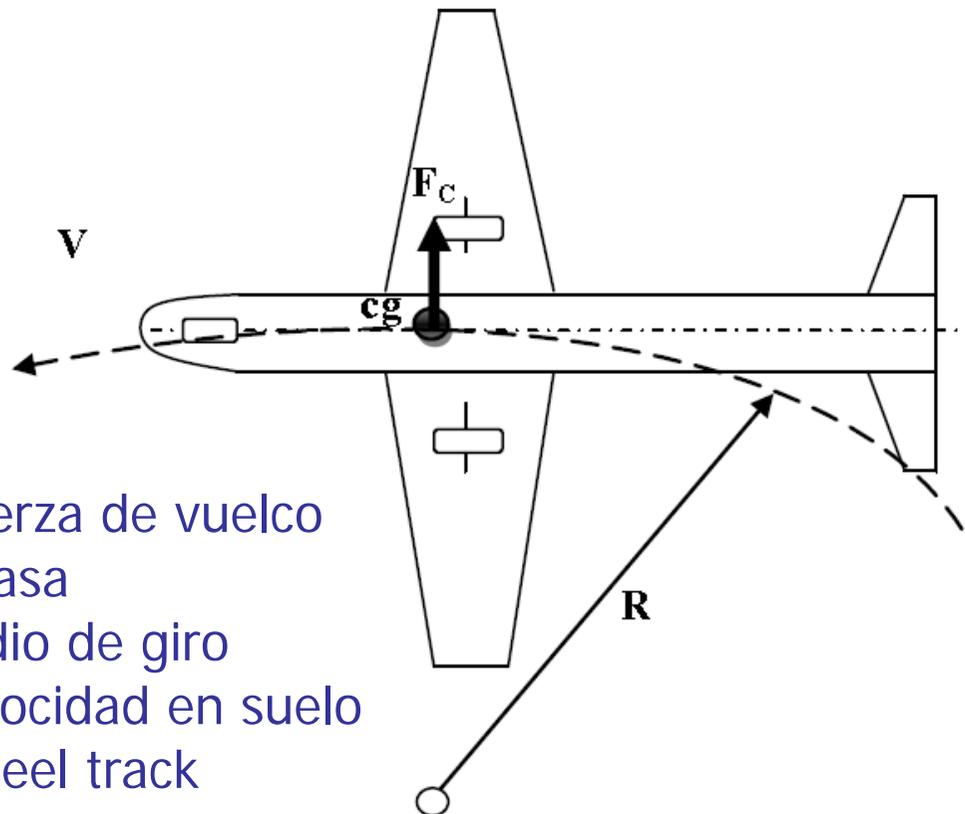
Landing Gear - XII

- ángulos críticos de overturn (Φ_{ot}) se pueden definir de 2 formas:
 - Vista frontal:
 - Determinar el ángulo que forma el triángulo entre la línea que forma H_{CG} , Y_{ot} , y la distancia del X_{CG} a una rueda exterior.



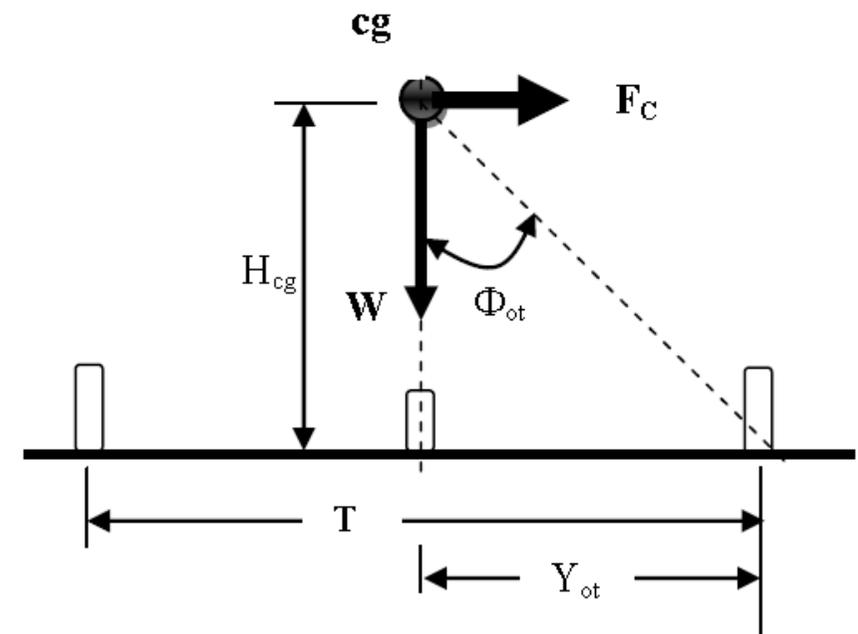
Landing Gear - XIII

- Requisitos ángulo overturn (Φ_{ot}):
 - Los requisitos se definen mediante el análisis de 2 momentos perturbadores:
 - Centrifugal force in a ground turn \rightarrow ground controllability
 - Cross wind force \rightarrow ground stability



F_C - Fuerza de vuelco
 m - masa
 R - radio de giro
 V - velocidad en suelo
 T - wheel track

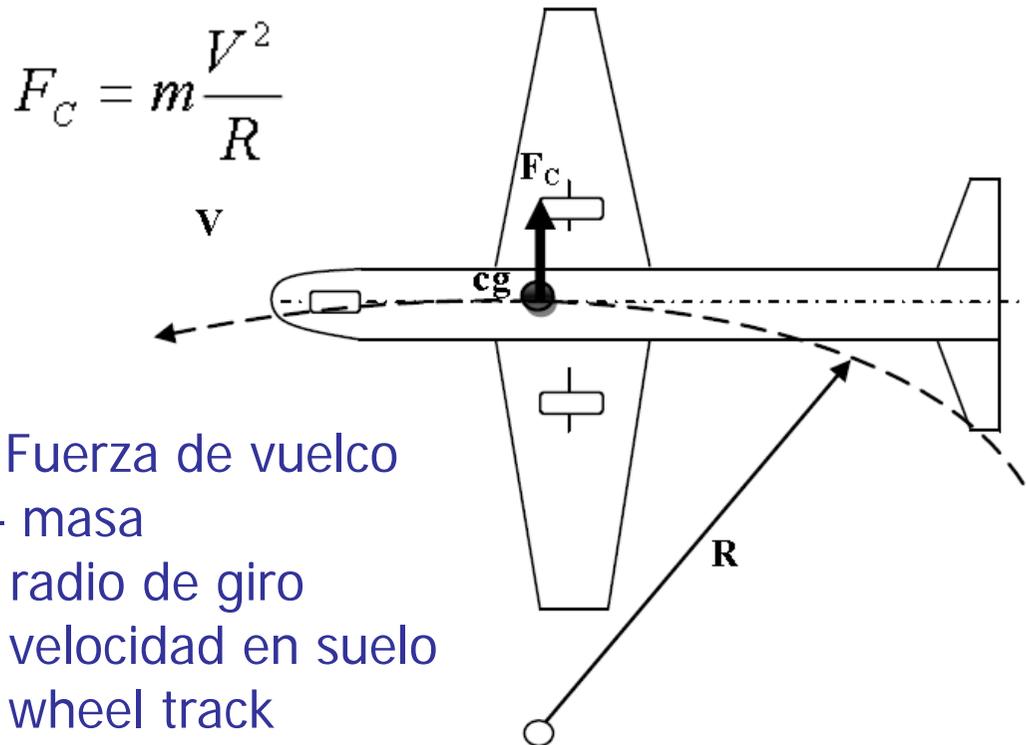
1. Top-view



2. Front-view

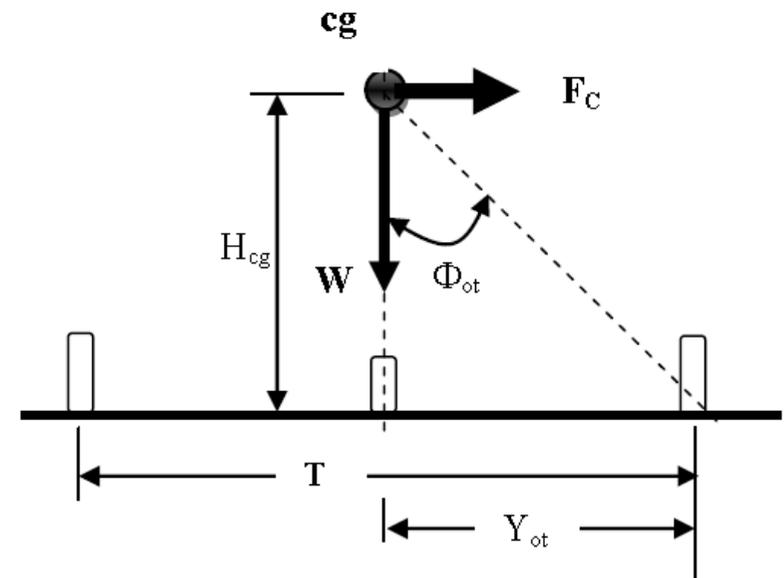
Landing Gear - XIV

- Requisitos ángulo overturn (Φ_{ot}): Taxy speeds 5-25 knots
 - Ground controllability:
 - El wheel track debe de ser lo suficientemente ancho para que el avión no vuelque durante un giro (maniobra de taxi)
 - La fuerza de vuelco (fuerza centrífuga F_C) es creada durante un giro debido a la aceleración centrípeta.



F_C - Fuerza de vuelco
 m - masa
 R - radio de giro
 V - velocidad en suelo
 T - wheel track

1. Top-view



2. Front-view

Landing Gear - XV

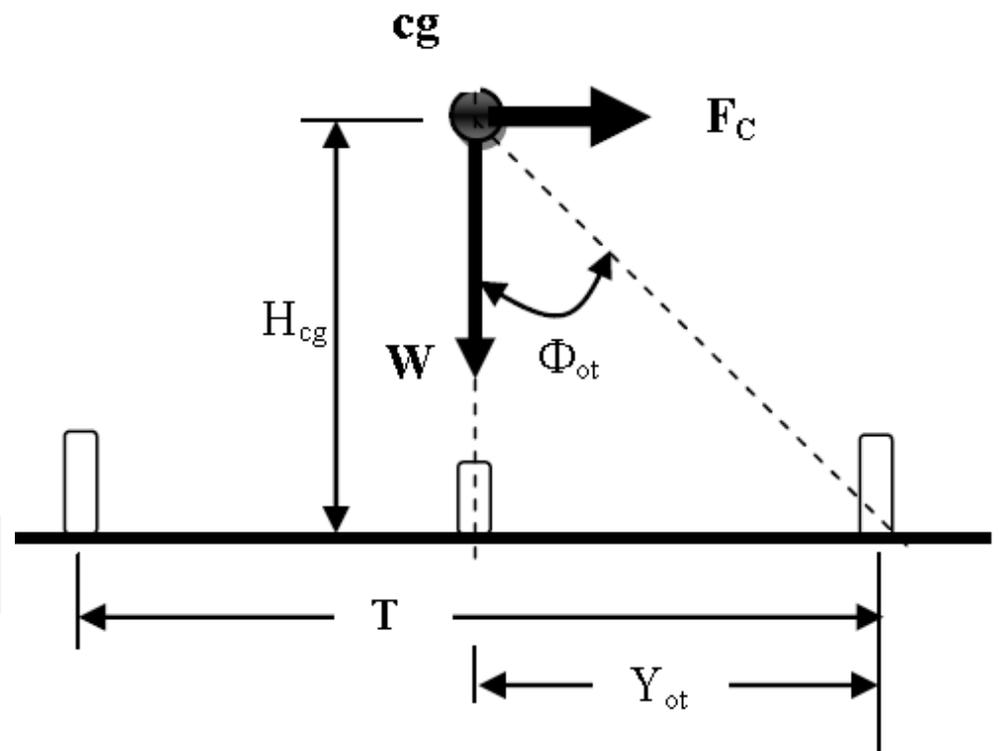
- Requisitos ángulo overturn (Φ_{ot}): Ground controllability
 - La fuerza que previene el vuelco (F_C) es el peso del avión (W)
 - El momento restitutivo es función del wheel track

$$\sum M_O = 0 \Rightarrow W \cdot Y_{ot} + F_C \cdot H_{cg} = 0 \quad \Rightarrow \quad Y_{ot} = \frac{F_C \cdot H_{cg}}{mg} \quad \Rightarrow \quad T > 2 \frac{F_C \cdot H_{cg}}{mg}$$

ángulo overturn (Φ_{ot})

$$\tan(\Phi_{ot}) = \frac{Y_{ot}}{H_{cg}}$$

$$\Phi_{ot} > \tan^{-1} \left(\frac{\frac{F_C \cdot H_{cg}}{mg}}{H_{cg}} \right) \Rightarrow \Phi_{ot} > \tan^{-1} \left(\frac{F_C}{mg} \right)$$



Landing Gear - XVI

- Ejemplo ángulo overturn (Φ_{ot}): Ground controllability

A twin engine jet transport aircraft with a take-off mass of 60,000 kg and a wing area of 100 m² is turning on a runway. The ground speed is 20 knot and the turn radius is 30 m. The height of the aircraft center of gravity from the ground is 3.5 m.

- Determine minimum overturn angle to prevent an overturn in this taxi maneuver.
- Determine the wheel track corresponding to this overturn angle.

Solution:

a.

$$F_C = m \frac{V^2}{R} = 60000 \times \frac{(20 \times 0.5144)^2}{30} = 211722.6 \text{ N}$$

$$\Phi_{ot} = \tan^{-1} \left(\frac{F_C}{mg} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{211722.5}{60000 \times 9.81} \right) = 0.345 \text{ rad} = 23 \text{ deg}$$

Thus any overturn angle greater than 23 degrees will prevent the aircraft to overturn in this taxi maneuver.

Landing Gear - XVII

- Ejemplo ángulo overturn (Φ_{ot}): Ground controllability

A twin engine jet transport aircraft with a take-off mass of 60,000 kg and a wing area of 100 m² is turning on a runway. The ground speed is 20 knot and the turn radius is 30 m. The height of the aircraft center of gravity from the ground is 3.5 m.

- Determine minimum overturn angle to prevent an overturn in this taxi maneuver.
- Determine the wheel track corresponding to this overturn angle.

$$F_C = m \frac{V^2}{R} = 60000 \times \frac{(20 \times 0.5144)^2}{30} = 211722.6 \text{ N}$$

solución a

$$\Phi_{ot} = \tan^{-1} \left(\frac{F_C}{mg} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{211722.5}{60000 \times 9.81} \right) = 0.345 \text{ rad} = 23 \text{ deg}$$

Thus any overturn angle greater than 23 degrees will prevent the aircraft to overturn in this taxi maneuver.

solución b

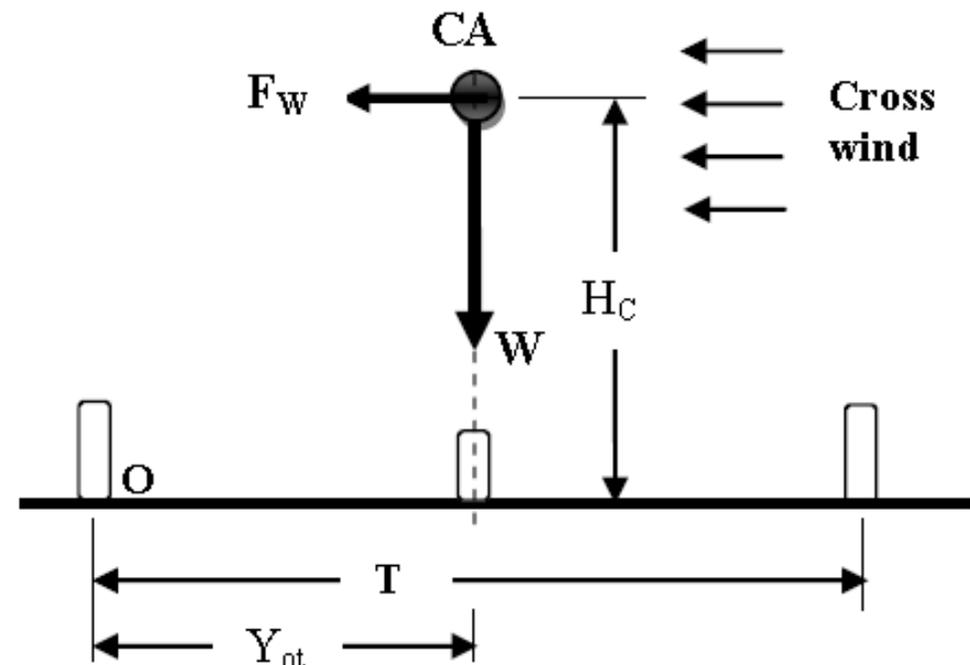
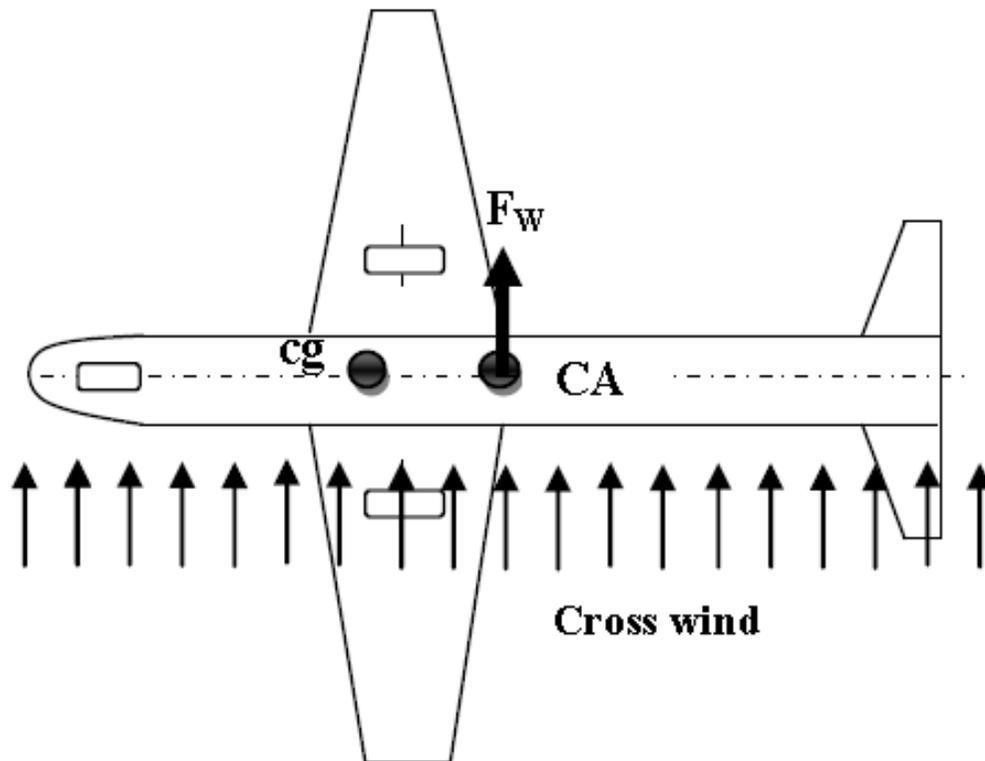
$$T = 2 \frac{F_C \cdot H_{cg}}{mg} = 2 \times \frac{211722.5 \times 3.5}{60000 \times 9.81} = 2.52 \text{ m}$$

The wheel track corresponding to this overturn angle is 2.52 m.

Landing Gear - XVIII

- Requisitos ángulo overturn (Φ_{ot}): Cross winds 50 knots
 - Ground stability:
 - El viento lateral cruzado (cross wind) es uno de los criterios necesarios para asegurar que el avión no vuelca.
 - La fuerza de vuelco (fuerza cross wind F_W) es creada por el viento cruzado.
 - El momento restitutivo es proporcional al peso (W) y el brazo (Y_{ot})

F_W - Fuerza de vuelco del viento; T – wheel track, H_C - distancia al centroide lateral proyectado



Landing Gear - XIX

- Requisitos ángulo overturn (Φ_{ot}): ground stability
 - El centroide del área lateral proyectada (CA) se calcula utilizando el área del corte en el plano vertical
 - El cross-wind force (F_W) se modela como una fuerza de resistencia
 - Para evitar el vuelco del avión, el momento asociado al peso del avión debe de ser superior al momento de la fuerza del viento (F_W)
 - La condición crítica es cuando el avión tiene el X_{CG} más bajo y a nivel del mar

V_W - velocidad del viento;

A_S - área lateral

C_{D_S} - side drag coefficient (0.3 ~0.8)



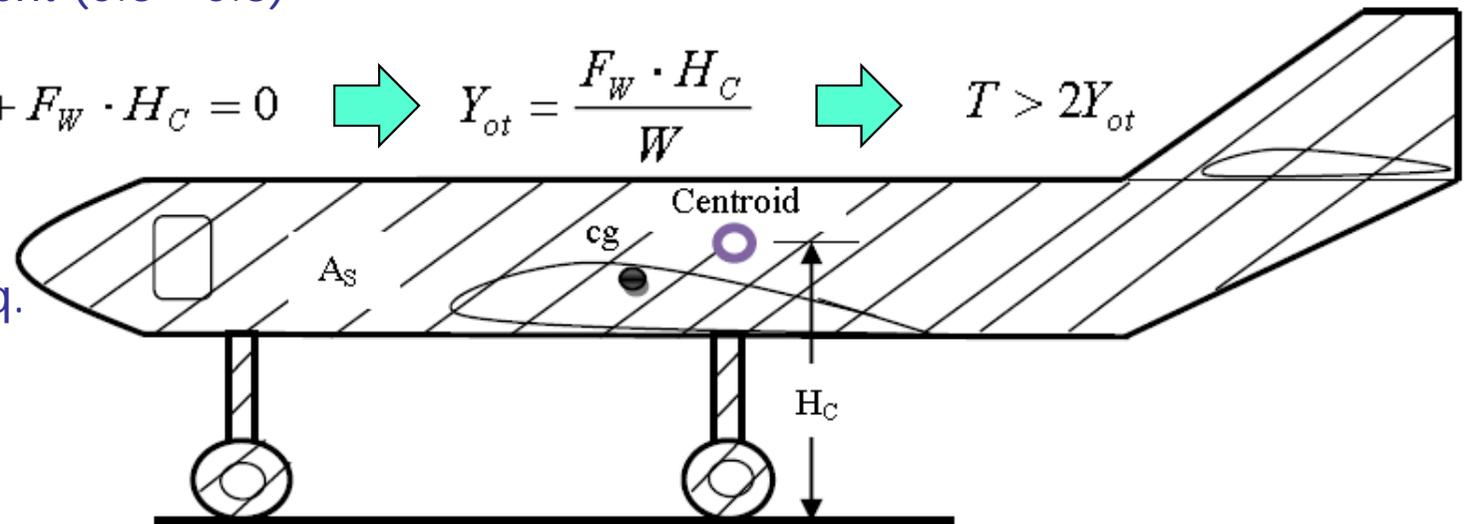
$$F_W = \frac{1}{2} \rho V_W^2 A_S C_{D_S}$$

$$\sum M_O = 0 \Rightarrow W \cdot Y_{ot} + F_W \cdot H_C = 0 \quad \Rightarrow \quad Y_{ot} = \frac{F_W \cdot H_C}{W} \quad \Rightarrow \quad T > 2Y_{ot}$$



Momentos sobre la rueda izq.

W - peso mínimo posible



Landing Gear - XX

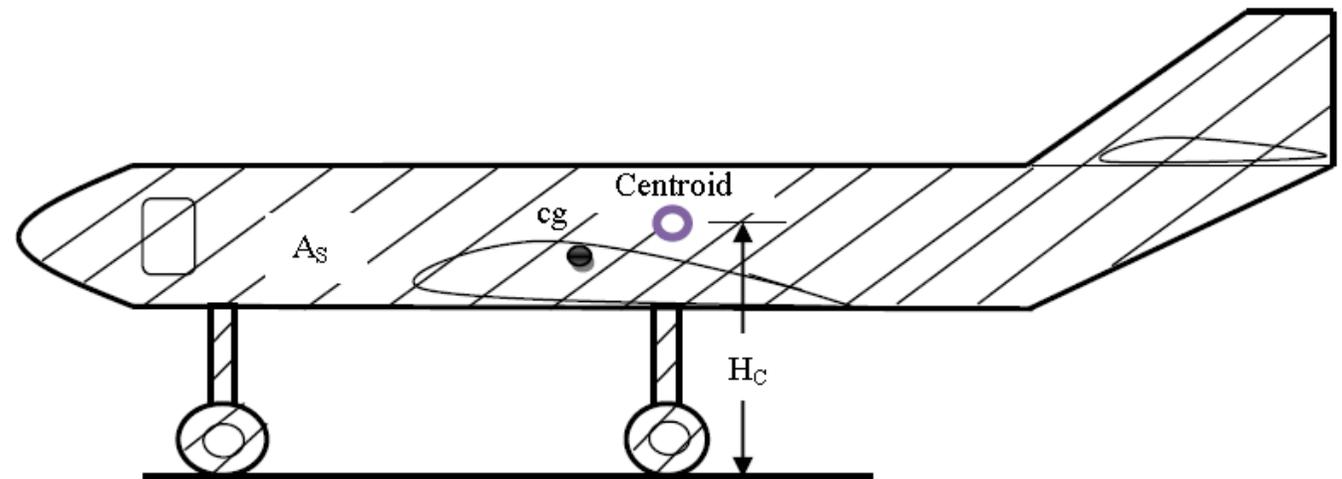
- Ejemplo ángulo overturn (Φ_{ot}): Ground stability

Problem Statement: Consider the aircraft in Example 9.4 is on a runway at sea level altitude. The aircraft side area is 150 m^2 , and the height of the aircraft centroid of side area from the ground is 3.6 m . A cross wind with a speed of 50 knot is blowing. Assume the aircraft side drag coefficient is 0.8 . Determine the minimum wheel track to prevent an overturn due to this cross wind. The lowest possible weight is 40000 kg when there is no passenger on-board and zero fuel.

$$F_W = \frac{1}{2} \rho V_W^2 A_S C_{D_S} = \frac{1}{2} \times 1.225 \times (50 \times 0.5144)^2 \times 150 \times 0.8 = 48,630 \text{ N}$$

$$Y_{ot} = \frac{48,630 \times 3.6}{40000 \times 9.81} = 0.446 \text{ m}$$

$$T > 2Y_{ot} = 2 \times 0.446 = 0.893 \text{ m}$$



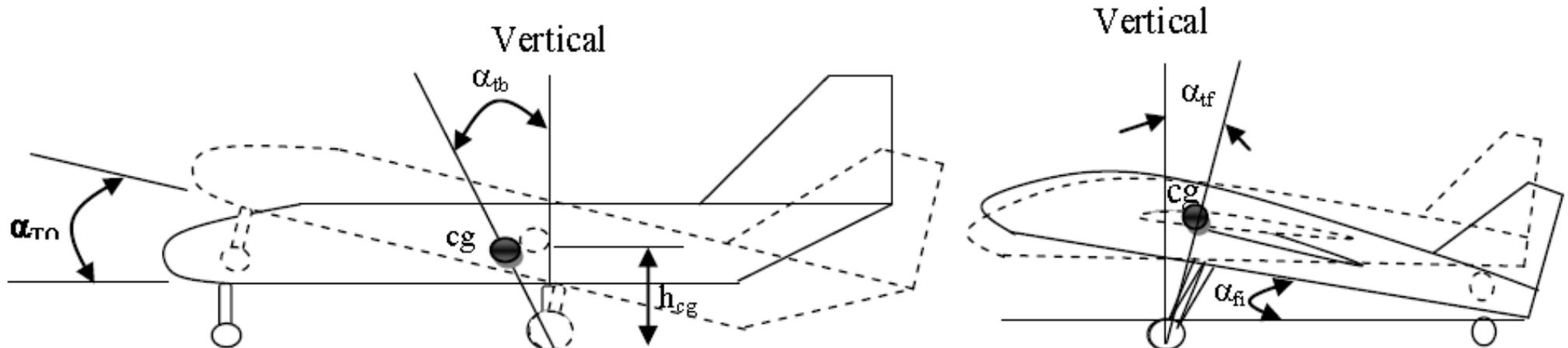
Therefore, the minimum wheel track for this aircraft to avoid a roll over due to this cross wind is 0.9 m .

No	Aircraft	Type	Take-off mass (kg)	Overall length (m)	Wheel base (m)	Wheel track (m)
1	Airbus A-380	Airliner	590,000	72.73	30.4	14.3
2	Airbus A-300-600	Airliner	170,500	54.08	18.62	9.60
3	Airbus A-319	Airliner	75,500	33.84	11.04	7.59
4	Airbus A-340-500	Airliner	372,000	67.9	27.59	10.69
5	MD-11	Airliner	237,289	61.24	24.61	10.56
6	Boeing B-767-200	Airliner	136,080	48.81	19.69	9.30
7	Boeing B-747-400	Airliner	362,875	70.66	25.6	11
8	Boeing B-737-300	Airliner	56,470	33.40	12.45	5.23
9	Northrop Grumman B-2 Spirit	Bomber	170550	21.03	9.76	12.2
10	Mooney M20J MSE	Touring	1,315	7.52	1.82	2.79
11	Piper PA-44-180 Malibu	Trainer	1,723	8.41	2.56	3.20
12	Beech super king 200	Transport	5,670	13.34	4.56	5.23
13	Beechjet 400A	Trainer	7,303	14.75	5.86	2.84
14	Cessna 208	Light GA	3,629	11.46	3.54	3.56
15	Cessna 650	Business	10,183	16.9	6.5	2.84
16	Gulfstream IV-SP	Transport	33,838	26.92	11.61	4.17
17	Lockheed C-130J Hercules	Tactical Transport	70,305	29.79	12.3	4.43
18	C-17A Globemaster III	Transport	265,352	53.04	20.05	10.27
19	F-15E eagle	Fighter	36,741	19.43	5.42	2.75
20	F/A-18 Hornet	Attack	16,651	17.07	5.42	3.11

Wheel base and wheel track for several aircraft

Landing Gear Center of Gravity - I

- El X_{CG} del avión es un factor muy importante en el proceso de localización del tren de aterrizaje principal:
 - Centro de gravedad más avanzado
 - Centro de gravedad más atrasado
- Dependiendo de la configuración del avión es necesario definir los requisitos para:
 - Ángulos de tipback
 - Ángulo de tipforward



1. Aircraft with tricycle landing gear

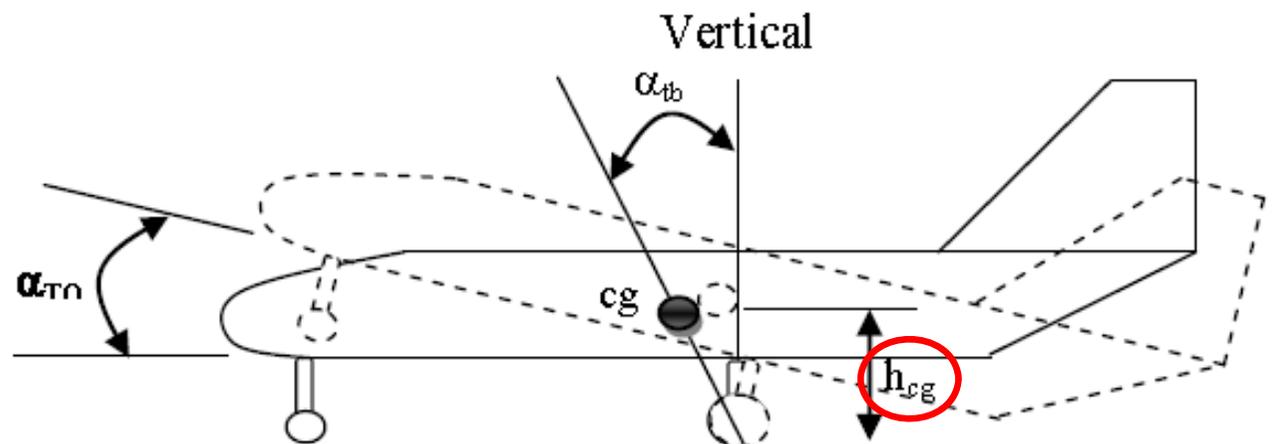
2. Aircraft with tail-wheel landing gear

Landing Gear Center of Gravity - II

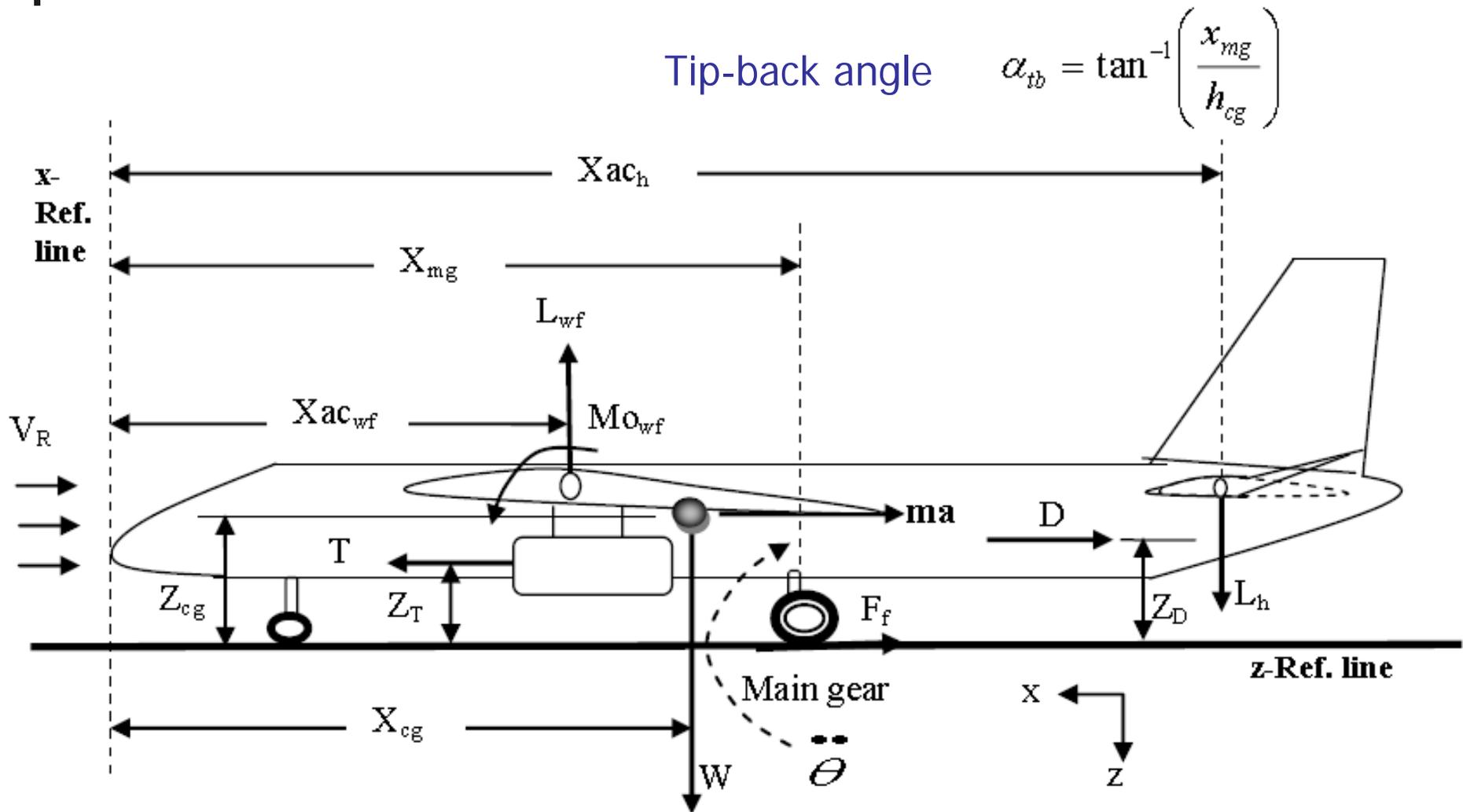
- Avión en configuración de tren de aterrizaje tail-wheel, la localización del tren principal con respecto del X_{CG} está gobernada por requisitos del ángulo de tipback
- Para el resto de configuraciones de tren de aterrizaje, la localización de este con respecto al X_{CG} está gobernada por los requisitos de configuración de despegue (take-off rotation)
- Tipback Angles Requirements (α_{tb}):
 - Máximo ángulo del morro con la cola tocando el suelo y el tren de aterrizaje totalmente extendido.
 - El ángulo de tipback (α_{tb}) tiene que ser siempre mayor que el ángulo de rotación (α_{TO})

$$\alpha_{tb} \geq \alpha_{TO} + 5 \text{ deg}$$

$$\alpha_{tb} = \tan^{-1} \left(\frac{x_{mg}}{h_{cg}} \right)$$



Landing Gear Center of Gravity - II

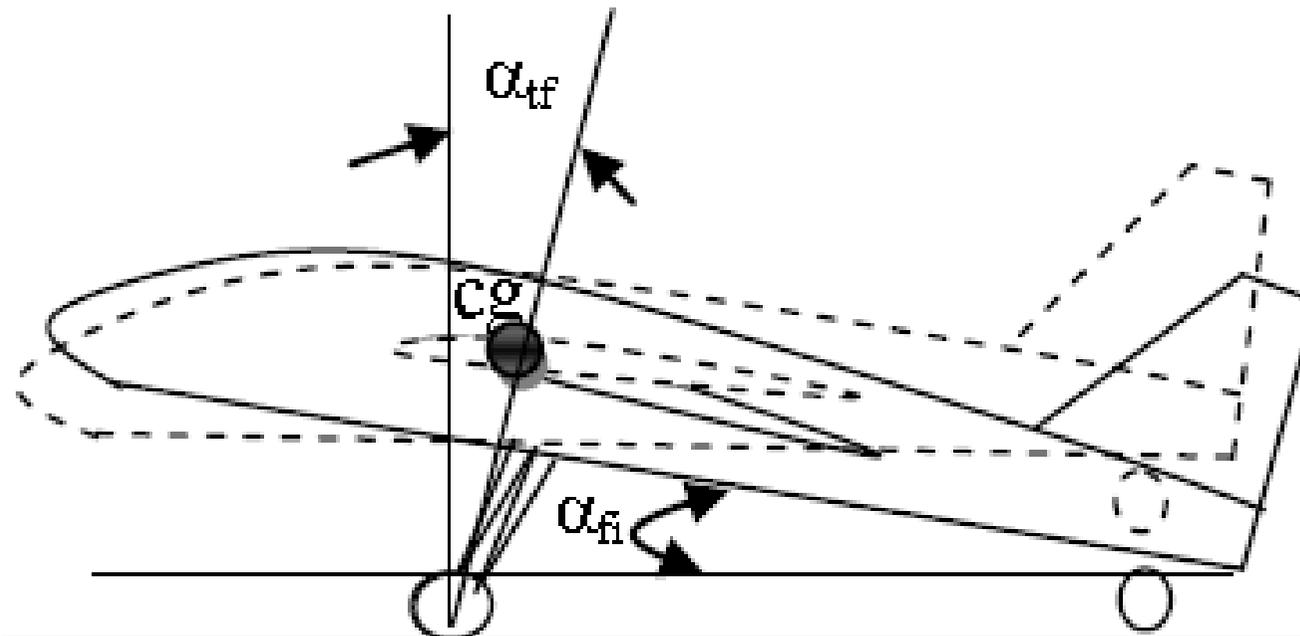


Landing Gear Center of Gravity - III

- Tipforward Angles Requirements (α_{tf}):
 - (α_{tf}) es el ángulo entre la línea vertical y la línea que pasa por la posición más avanzada del X_{CG} y el punto de contacto entre la rueda y el suelo.
 - The tipforward angle (α_{tf}) tiene que ser mayor que el ángulo de inclinación del fuselaje (α_{fi})

$$\alpha_{tf} \geq \alpha_{fi} + 5 \text{ deg}$$

Vertical

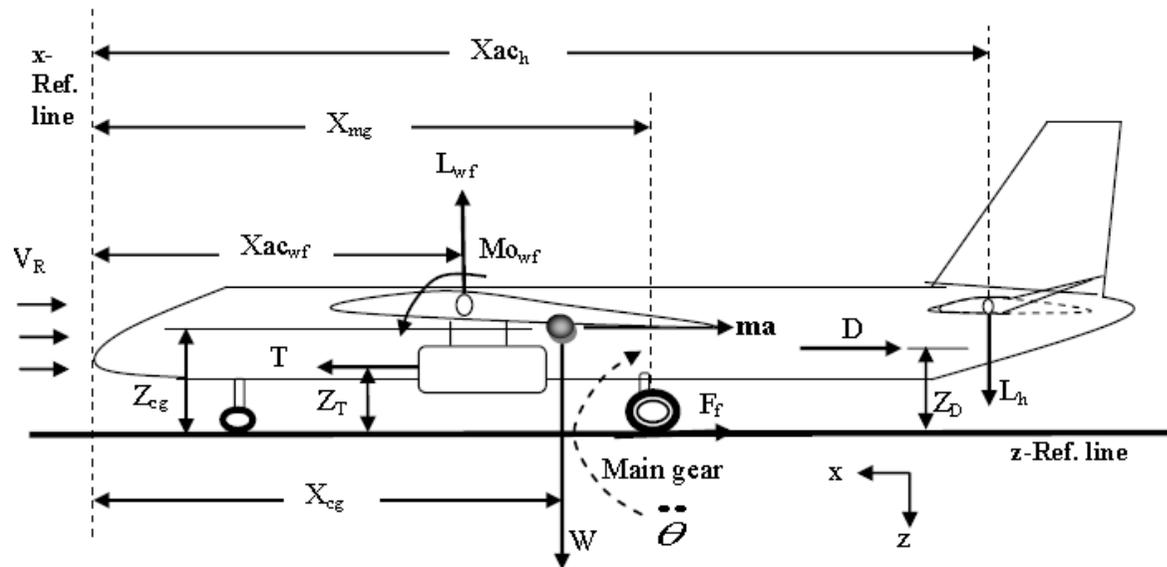


Take-off Requirements - II

- Para un avión en configuración con el tren principal detrás del X_{cg} el requisito de despegue se define para regular la **distancia** entre el **tren principal** y la posición **más avanzada** del X_{cg} ($X_{cg_{for}}$)
- Los requisitos de despegue requieren que la distancia entre el tren principal y el $X_{cg_{for}}$ sea tal que la aceleración angular en cabeceo ($\ddot{\theta}$) sea mayor que un valor deseado
- La aceleración angular sobre el punto de rotación del tren de aterrizaje principal es función de varios parámetros como: **la superficie horizontal, el brazo, la potencia de control, el peso la velocidad de rotación, y finalmente la distancia entre el tren principal y el X_{cg}**
- La aceleración de rotación del avión es la aceleración que tiene el avión en el momento en que empieza a rotar sobre el tren principal.
- Esta velocidad tiene que ser ligeramente superior a la velocidad de entrada en pérdida (V_S).
- Durante el proceso de diseño del tren de aterrizaje, se puede asumir que la velocidad de rotación es:

$$V_R = 1.1 V_S - 1.3 V_S$$

Take-off Requirements - II



No	Aircraft type	Take-off pitch angular acceleration; $\ddot{\theta}$ (deg/sec ²)
1	Highly maneuverable (e.g. acrobatic, fighter)	10-20
2	Utility; semi-acrobatic	10-15
3	Normal light General Aviation	8-10
4	Small transport	6-8
5	Large transport	4-6

Take-off rotational acceleration for various aircraft

Take-off Requirements - III

Forces and moments during take-off rotation

- Fuerzas y momentos durante take-off. Fuerzas: wing-fuselage lift (L_{wf}), horizontal tail lift (L_h), aircraft drag (D), friction force between tires and the ground (F_f), aircraft weight (W), engine thrust (T), and acceleration force (m.a) (signo negativo 3ª ley de Newton acción-reacción).
 - Momentos: wing-fuselage aerodynamic pitching moment ($M_{0_{wf}}$) y los momentos de las fuerzas sobre el punto de rotación.
 - Las distancias de estas fuerzas están medidas con respecto x- reference line (i.e. fuselage nose), and z-reference line (i.e. ground)
-
- Fuerzas y momentos durante take-off. Fuerzas: wing-fuselage lift (L_{wf}), horizontal tail lift (L_h), aircraft drag (D), friction force between tires and the ground (F_f), aircraft weight (W), engine thrust (T), and acceleration force (m.a) (signo negativo 3ª ley de Newton acción-reacción).
 - Momentos: wing-fuselage aerodynamic pitching moment ($M_{0_{wf}}$) y los momentos de las fuerzas sobre el punto de rotación.
 - Las distancias de estas fuerzas están medidas con respecto x- reference line (i.e. fuselage nose), and z-reference line (i.e. ground)

Take-off Requirements - IV

- Para un avión convencional con tren triciclo, la sustentación del estabilizador horizontal durante rotación despegue es negativo .
- Se recomienda considerar el efecto suelo tanto en la resistencia como la sustentación
- El coeficiente de fricción depende del tipo de terreno

Type of terrain	Concrete	Asphalt	Hard turf	Short grass	Long grass	Firm dirt
Wheel-ground friction coefficient	0.03-0.04	0.04-0.05	0.05	0.05-0.07	0.07-0.1	0.04-0.06

Friction coefficient for various runways

Take-off Requirements - V

- There are three governing equations of motion that govern the aircraft equilibrium at the instant of rotation; two force equations and one moment equation:

$$\sum F_x = m \frac{dV}{dt} \Rightarrow T - D - F_f = ma \Rightarrow T - D - \mu N = ma$$

$$\sum F_z = 0 \Rightarrow L + N = W \Rightarrow L_{wf} - L_h + N = W \Rightarrow N = W - (L_{wf} - L_h)$$

$$\sum M_{cg} = I_{yy_{cg}} \ddot{\theta} \Rightarrow -M_W + M_D - M_T + M_{L_{wf}} + M_{ac_{wf}} + M_{L_h} + M_{\alpha} = I_{yy_{cg}} \ddot{\theta}$$

the force N is the normal force on the ground which is obtained from

$$N = W - L_{TO} \quad \Rightarrow \quad \text{Fuerza de Fricción} \quad \Rightarrow \quad F_f = \mu N = \mu(W - L_{TO})$$

$$\text{Take-off Lift} \quad \Rightarrow \quad L_{TO} = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_{L_{TO}} S_{ref}$$

$$L_h = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_{L_h} S_h \quad \text{horizontal}$$

$$L_{TO} = L_{wf} + L_h \Rightarrow L_{wf} = L_{TO} - L_h \quad \Rightarrow \quad L_{wf} = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_{L_{wf}} S_{ref} \quad \text{Wing-fuselage}$$

Take-off Requirements - V

$$D = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_D S_{ref}$$

Drag

$$M_{ac_{wf}} = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_{mac_{wf}} S_{ref} \bar{c}$$

Pitching moment

V_R aircraft linear forward speed at the instant of rotation,
 S_{ref} wing planform area,
 S_h is the horizontal tail planform area,
 ρ air density,
 \bar{c} wing mean aerodynamic chord.

- C_D , $C_{L_{wf}}$, C_{L_h} , and $C_{mac_{wf}}$ denote drag, wing-fuselage lift, horizontal lift, and wing-fuselage pitching moment coefficients respectively.
- Clockwise rotation is assumed to be as positive rotation.
- Aircraft weight and engine thrust both create negative moments.
- Recall that the wing-fuselage pitching moment is also inherently negative, so its sign is already included.

Take-off Requirements - VI

- Contributing moments are: aircraft weight moment (M_W), aircraft drag moment (M_D), engine thrust moment (M_T), wing-fuselage lift moment ($M_{L_{wf}}$), wing-fuselage aerodynamic pitching moment ($M_{ac_{wf}}$), horizontal tail lift moment (M_{L_h}), and linear acceleration moment (M_a).

$$M_W = W(x_{mg} - x_{cg})$$

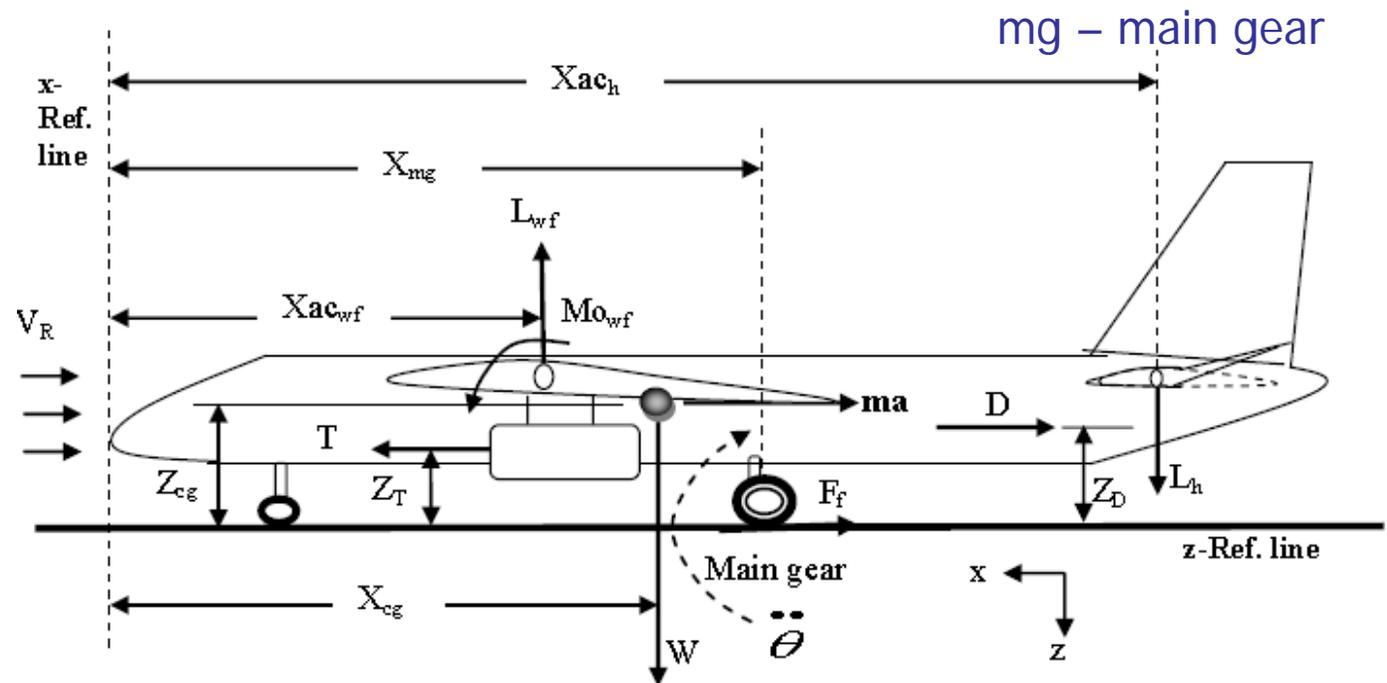
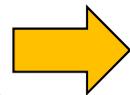
$$M_D = D(z_D - z_{mg})$$

$$M_T = T(z_T - z_{mg})$$

$$M_{L_{wf}} = L_{wf}(x_{mg} - x_{ac_{wf}})$$

$$M_{L_h} = L_h(x_{ac_h} - x_{mg})$$

$$M_a = ma(z_{cg} - z_{mg})$$



$$\sum M_{cg} = I_{yy} \ddot{\theta} \Rightarrow -W(x_{mg} - x_{cg}) + D(z_D - z_{mg}) - T(z_T - z_{mg}) + L_{wf}(x_{mg} - x_{ac_{wf}}) +$$

$$M_{ac_{wf}} - L_h(x_{ac_h} - x_{mg}) + ma(z_{cg} - z_{mg}) = I_{yy_{mg}} \ddot{\theta}$$

$I_{yy_{mg}}$ represents the aircraft mass moment of inertia about y-axis at the main gear

Take-off Requirements - VII

Parallel axis theorem $\rightarrow I_{yy_{mg}} = I_{yy_{cg}} + m (d_{cg-mg})^2$

where d_{cg-mg} is the distance between the aircraft cg to the main gear contact point, and m is the aircraft mass, and m is the aircraft mass

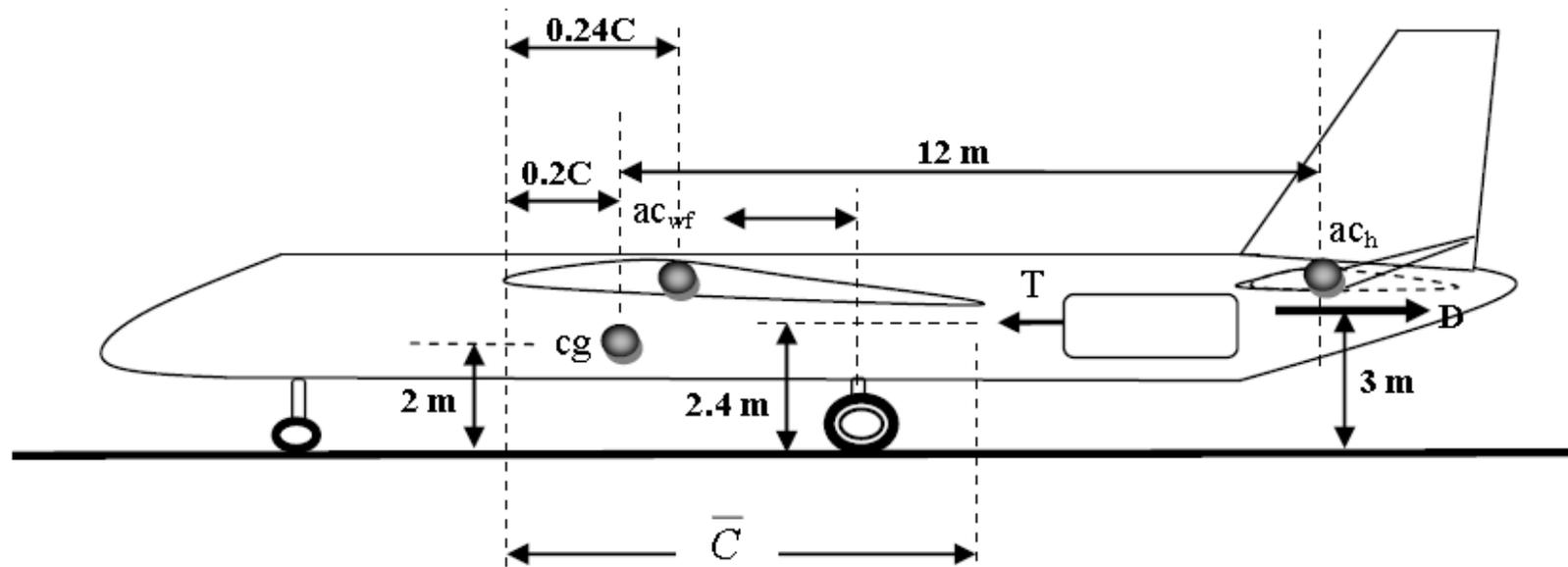
$$x_{mg} = \frac{I_{yy_{mg}} \ddot{\theta} - D(z_D - z_{mg}) + T(z_T - z_{mg}) - M_{ac_w} - m a(z_{cg} - z_{mg}) - W x_{cg} + L_{wf} x_{ac_w} + L_h x_{ac_h}}{L_{wf} + L_h - W}$$

Then this distance will be used to determine the main gear location with respect to aircraft most forward cg ($x_{mg} - x_{cg}$) in order to satisfy the take-off rotation requirement.

It is interesting to note that, this distance ($x_{mg} - x_{cg}$) is the maximum allowable distance for main gear location.

Take-off Requirements - VIII

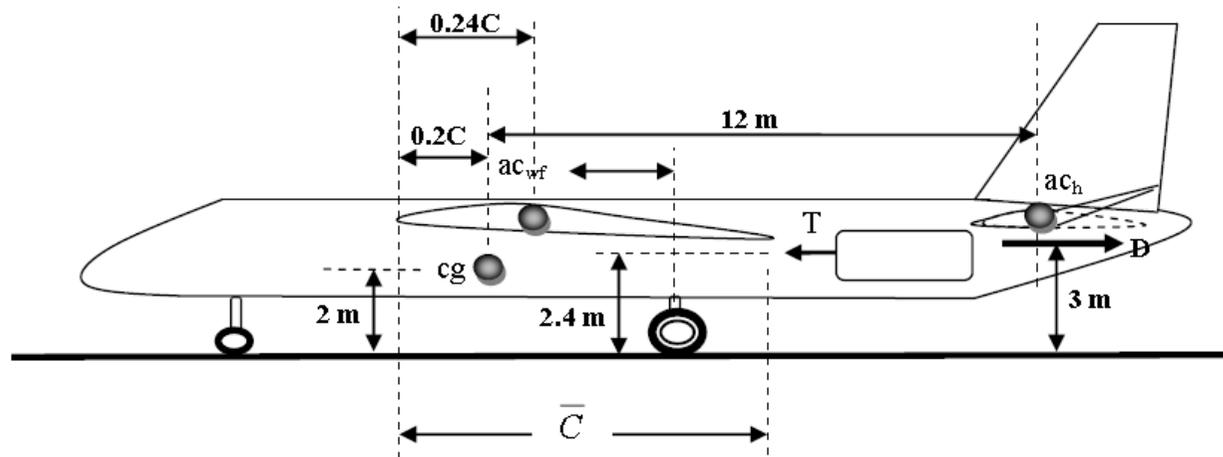
Problem statement: A small subsonic business aircraft (Figure 9.26) with a take-off mass of 13,000 kg and a wing area of 45 m^2 has two turbofan engines, each generating 20,000 N of thrust. The overall length of the aircraft is 15 m, it has a tricycle landing gear, and the runway is concrete. Assume that the forward cg is at 20% MAC, and wing-fuselage ac is at 24% MAC. The aircraft is equipped with a single slotted flap which is set to generate extra lift coefficient of 0.6 during take-off. The elevator deflection during take-off rotation is generating tail lift coefficient of -1.1.



$V_c = 400 \text{ KTAS}$ (at 20,000 ft), $V_s = 80 \text{ KEAS}$, $C_{D0} = 0.025$, $C_{D0_TO} = 0.035$, $I_{yy_mg} = 20,000 \text{ kg.m}^2$, $AR = 10$, $C_{m0} = -0.04$, $e = 0.92$, $S_h = 9 \text{ m}^2$

The aircraft is required to rotate about the main gear with an angular acceleration of 7 deg/sec^2 during the take-off operation at sea level altitude; determine the distance between main wheel to aircraft forward cg.

Take-off Requirements - IX



$$h_{cg} = 2 \text{ m}, h_D = 3 \text{ m}, h_T = 2.4 \text{ m}, l_h = 12 \text{ m}, x_{L_w} = x_{mg} - (0.24 - 0.2)\bar{C}$$

The air density at sea level is 1.225 kg/m^3 , and at 20,000 ft is 0.653 kg/m^3 . To obtain the wing mean aerodynamic chord:

$$b = \sqrt{S \cdot AR} = \sqrt{45 \times 10} = 21.213 \text{ m}$$

$$\bar{C} = \frac{S}{b} = \frac{45}{21.213} = 2.121 \text{ m}$$

Take-off Requirements - X

To find aircraft drag:

$$K = \frac{1}{\pi e AR} = \frac{1}{3.14 \times 0.92 \times 10} = 0.035$$

$$C_{L_c} = \frac{2W}{\rho V_C^2 S} = \frac{2 \times 13000 \times 9.81}{0.653 \times (400 \times 0.5144)^2 \times 45} = 0.205$$

$$C_{L_{TO}} = C_{L_c} + \Delta C_{L_{gap}} = 0.205 + 0.6 = 0.805$$

$$C_{D_{TO}} = C_{D_{oTO}} + KC_{L_{TO}}^2 = 0.035 + 0.035 \times 0.805^2 = 0.057$$



$$V_R = 1.1V_S = 1.1 \times 80 = 88 \text{ knot}$$



$$D_{TO} = \frac{1}{2} \rho V_R^2 S C_{D_{TO}} = \frac{1}{2} \times 1.225 \times (88 \times 0.5144)^2 \times 45 \times 0.057 = 3244.9 \text{ N}$$

Take-off Requirements - XI

$$L_{TO} = \frac{1}{2} \rho V_R^2 S_{ref} C_{L_{TO}} = \frac{1}{2} \times 1.225 \times (88 \times 0.5144)^2 \times 45 \times 0.805 = 45490 \text{ N}$$

$$L_h = \frac{1}{2} \rho V_R^2 S_h C_{L_h} = \frac{1}{2} \times 1.225 \times (88 \times 0.5144)^2 \times 9 \times (-1.1) = -12433 \text{ N}$$

$$M_{ac_wf} = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_{m_{\alpha_wf}} S_{ref} \bar{C} = \frac{1}{2} \times 1.225 \times (88 \times 0.5144)^2 \times 45 \times (-0.04) \times 2.121 = -4795.4 \text{ Nm}$$

$$L_{wf} = L_{TO} - L_h = 45490 - (-12433) = 57923 \text{ N}$$

Friction Force $F_f = \mu(W - L_{TO}) = 0.02(13000 \times 9.81 - 45490) = 1640 \text{ N}$

Aircraft linear acceleration at the time of take-off rotation

$$a = \frac{T - D - F_R}{m} = \frac{20000 \times 2 - 3244.9 - 1640}{13000} \Rightarrow a = 2.701 \frac{m}{s^2}$$

Take-off Requirements - XII

Contributing Moments

$$M_W = W(x_{mg} - x_{cg}) = W(x_{mg})$$

$$M_D = D(z_D - z_{mg}) = 3244.9 \times 3 = 9734.6 \text{ Nm}$$

$$M_T = T(z_T - z_{mg}) = 20000 \times 2 \times 2.4 = 96000 \text{ Nm}$$

$$M_{L_{wf}} = L_{wf}(x_{mg} - x_{ac_{wf}}) = 57923 \times (x_{mg} - 0.04 \times 2.121)$$

$$M_{L_h} = L_h(x_{ac_h} - x_{mg}) = -12433.3 \times (12 - x_{mg})$$

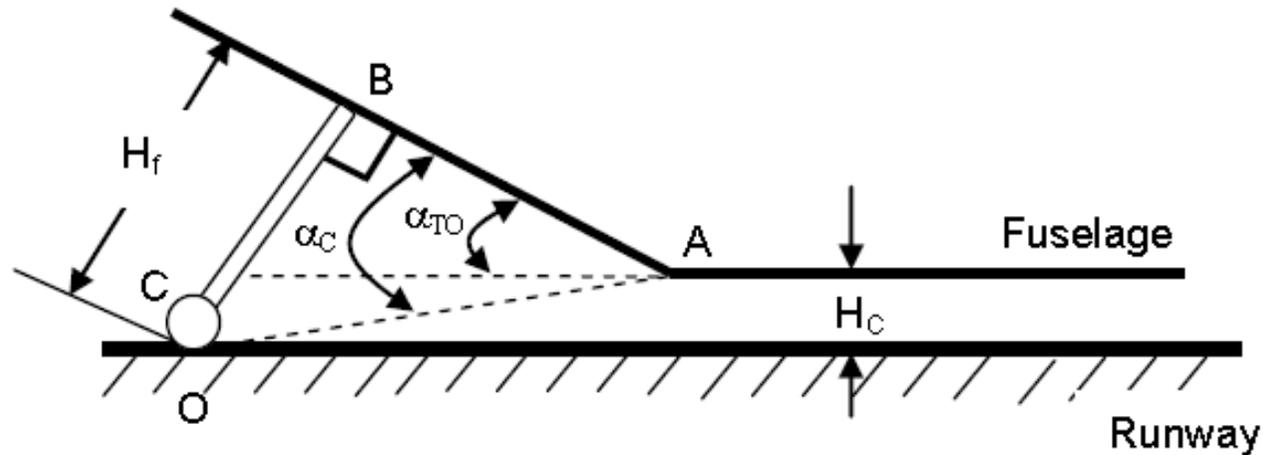
$$M_a = ma(z_{cg} - z_{mg}) = 13000 \times 2.701 \times 2 = 70230.4 \text{ Nm}$$

the x reference line is assumed to be the aircraft cg; thus $x_{cg} = 0$.

$$x_{mg} = \frac{I_{yy_{mg}} \ddot{\theta} - D(z_D - z_{mg}) + T(z_T - z_{mg}) - M_{ac_{wf}} - ma(z_{cg} - z_{mg}) - Wx_{cg} + L_{wf}x_{ac_{wf}} + L_hx_{ac_h}}{L_{wf} + L_h - W}$$

$$x_{mg} = \frac{20000 \times \frac{7}{57.3} - 9734.6 + 96000 - (-4795.4) - 70230.4 + (57923 \times 0.04 \times 2.121) + (-12433.3 \times 12)}{57923 - 12433.3 - (13000 \times 9.81)} = 1.476 \text{ m}$$

Take-off Requirements - XIV



Tip back angle

$$\alpha_{fb} = \tan^{-1}\left(\frac{x_{mg}}{h_{cg}}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{1.476}{2}\right) = 0.636 \Rightarrow \alpha_{fb} = 36.4 \text{ deg}$$

Tire Sizing - I

- Las ruedas tiene que estar dimensionadas para soportar el peso de cada uno de los ejes:
 - Generalmente, el tamaño de las ruedas de morro suele ser un 60% del tamaño de las ruedas del tren principal.
 - Para aviones en configuración bicycle o quadricycle las ruedas del tren principal y del tren de morro tienen las mismas dimensiones.
 - Para dimensionar las ruedas, se pueden emplear datos de aviones similares que aparecen en la siguiente tabla.
 - Primero se calculan las dimensiones de la rueda de morro usando el % del peso en el tren de morro.
 - Segundo, manteniendo la relación entre las dimensiones de las ruedas de morro y del tren principal y atendiendo al % de peso en el tren principal definir el número de ruedas en el tren principal.

Definir el número de ruedas

Table 11.1 Statistical tire sizing Unidades en Sistema Imperial

Main wheels diameter or width (in.) = $A W_W^B$	Diameter		Width	
	A	B	A	B
	General aviation	1.51	0.349	0.7150
Business twin	2.69	0.251	1.170	0.216
Transport/bomber	1.63	0.315	0.1043	0.480
Jet fighter/trainer	1.59	0.302	0.0980	0.467

$W_W = \text{Weight on Wheel}$

Bibliografía

- Aircraft Design: A systems Engineering Approach, M. H. Sadraey, Wiley Aerospace Series, 2012.
- Synthesis of subsonic airplane design, E. Torenbeek, Springer, 1982
- Airplane Design, J. Roskam, DAR Corporation, 1989
- Nicolai, L.M. Carichner, G.E. Fundamentals of Aircraft and Airship Design: Vol 1, 2010