



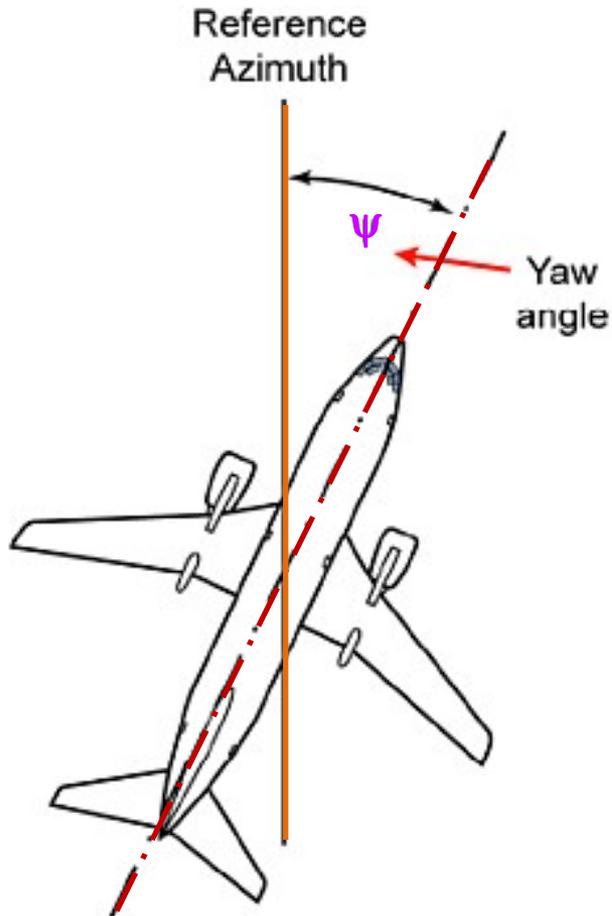
# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL



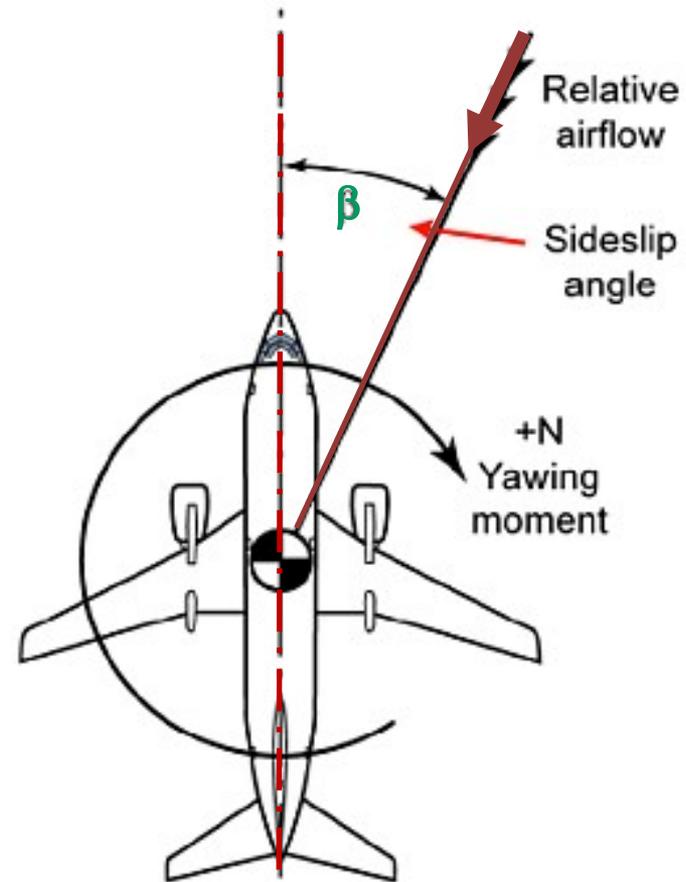
Primary Control Surface	Airplane Movement	Axes of Rotation	Type of Stability
Rudder	Yaw	Vertical	Directional

## ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL

El ángulo de guiñada  $\Psi$  es el que forma el eje longitudinal del avión con una determinada línea azimutal tomada como referencia.



El ángulo que formará el eje longitudinal del avión con el viento relativo se denomina ángulo de resbalamiento  $\beta$ .



# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL

## MOMENTO DE GUIÑADA:

$$N = C_n \cdot q \cdot S \cdot b$$

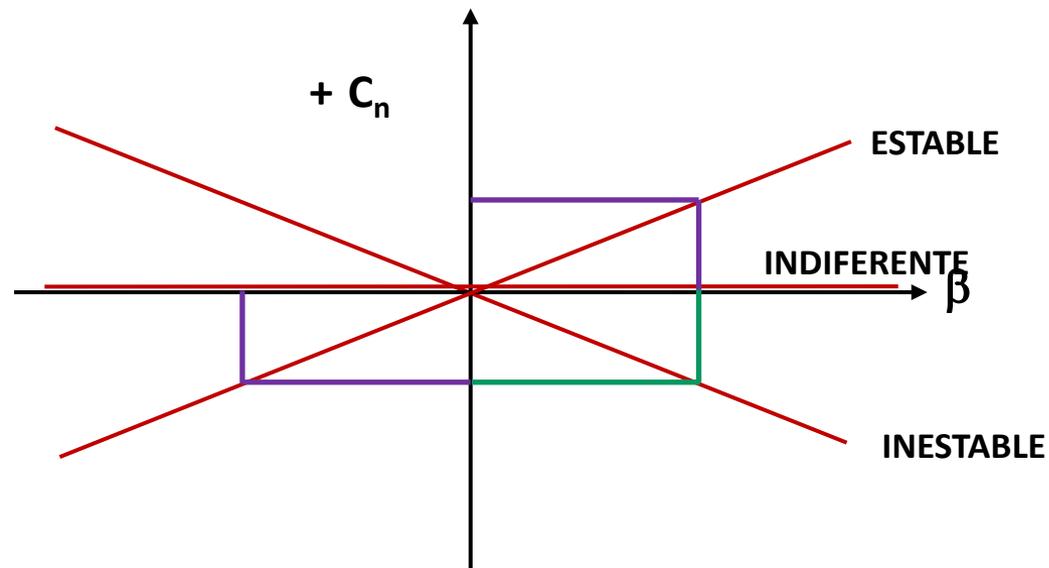
N = MOMENTO DE GUIÑADA

$C_n$  = COEFICIENTE DE MOMENTO DE GUIÑADA

q = PRESIÓN DINÁMICA

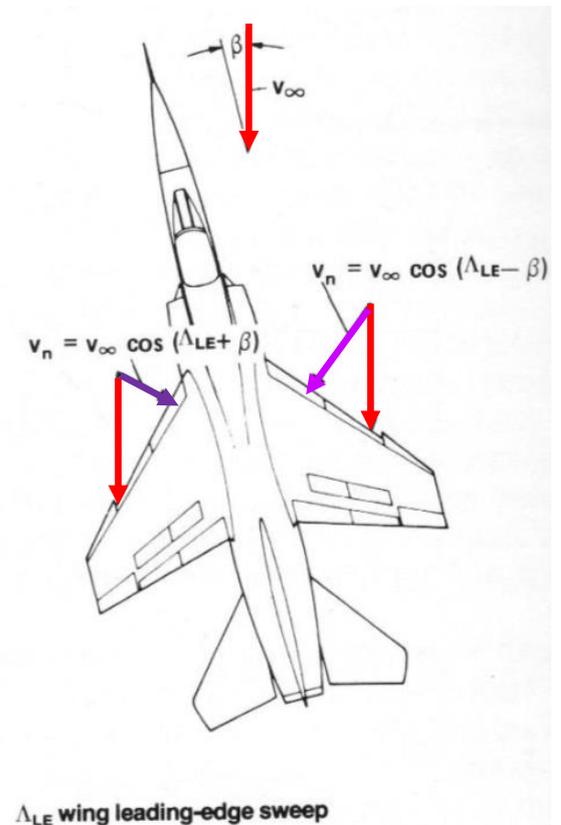
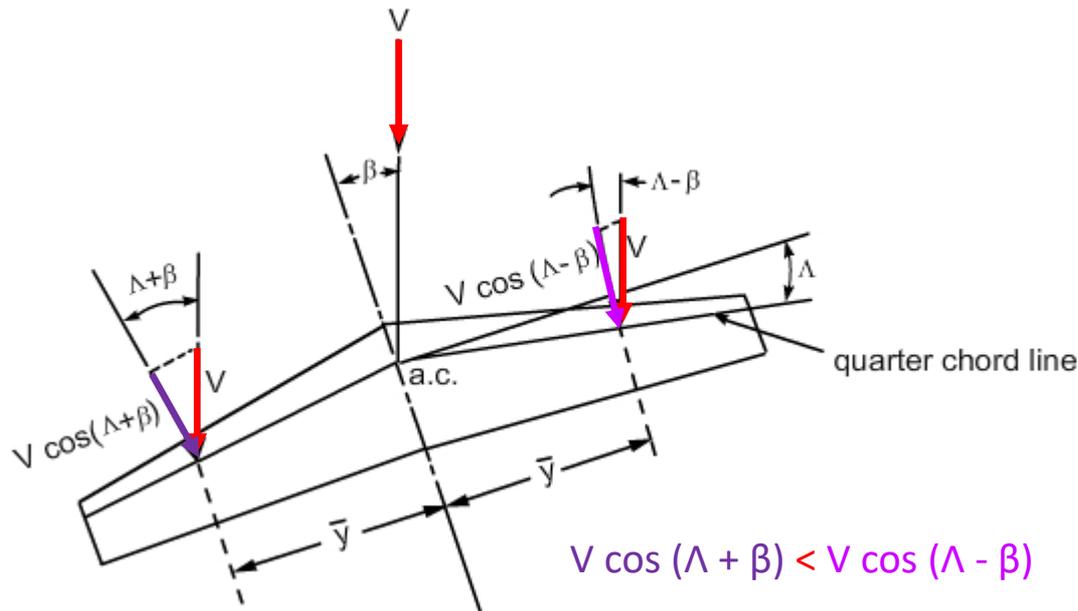
S = SUPERFICIE ALAR

b = ENVERGADURA



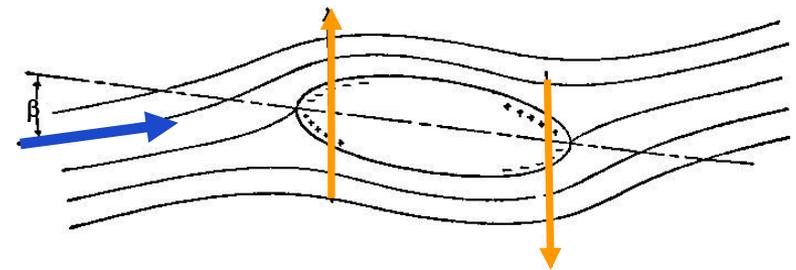
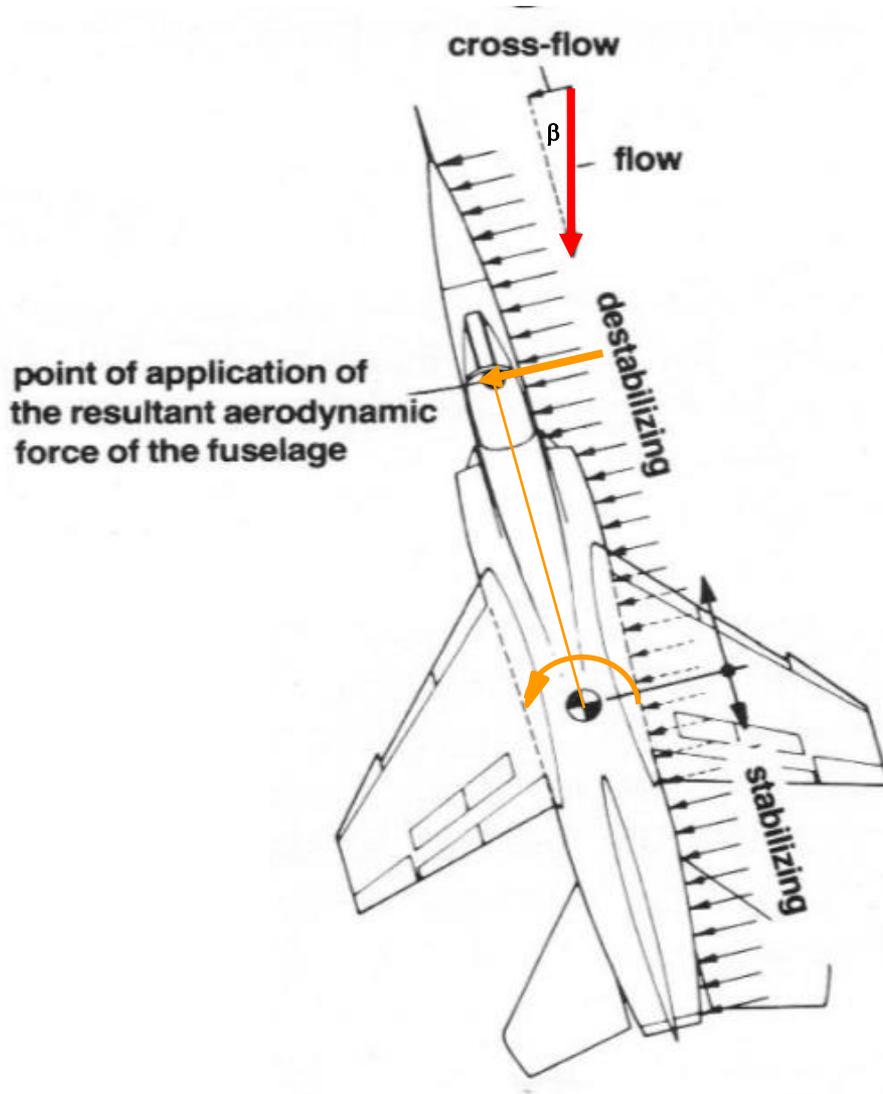
## CONTRIBUCIÓN DEL ALA:

Cuando un ala con ángulo de flecha  $\Lambda$  está sujeta a deslizamiento lateral  $\beta$ , los componentes de la velocidad de la corriente libre que son normales a la línea del 25% de cuerda en las dos semialas serán desiguales, es decir,  $V \cos(\Lambda - \beta)$  en el ala derecha y  $V \cos(\Lambda + \beta)$  en el ala izquierda. En consecuencia, incluso si las dos semialas están con el mismo ángulo de ataque, experimentarían las presiones dinámicas efectivas desiguales y sus resistencias serán diferentes causando un momento de guiñada. Dependiendo del ángulo de flecha  $\Lambda$ , la contribución podrá ser: indiferente ( $\Lambda = 0$ ), estable ( $\Lambda > 0$ ), inestable ( $\Lambda < 0$ ).



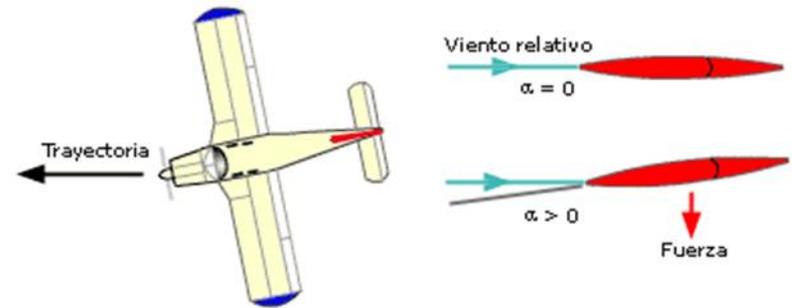
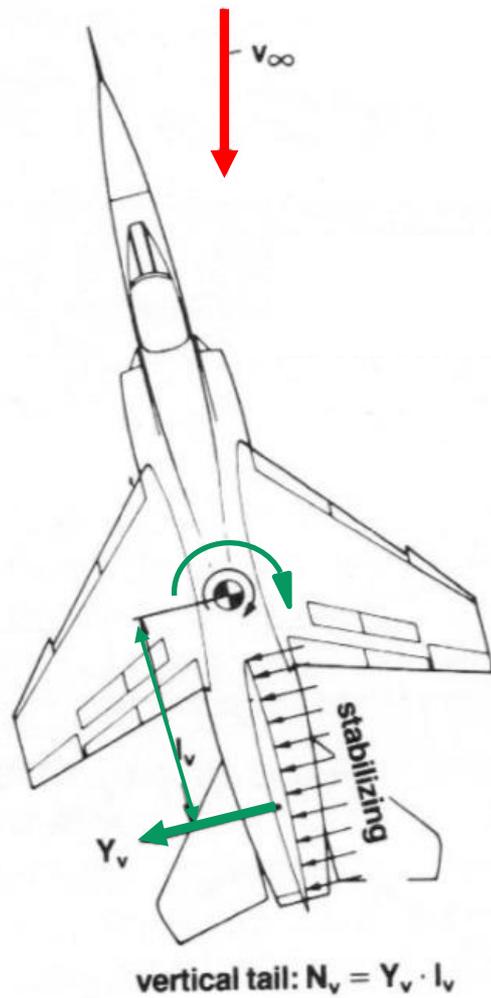
# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL

CONTRIBUCIÓN DEL FUSELAJE: siempre desestabilizante.



# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL

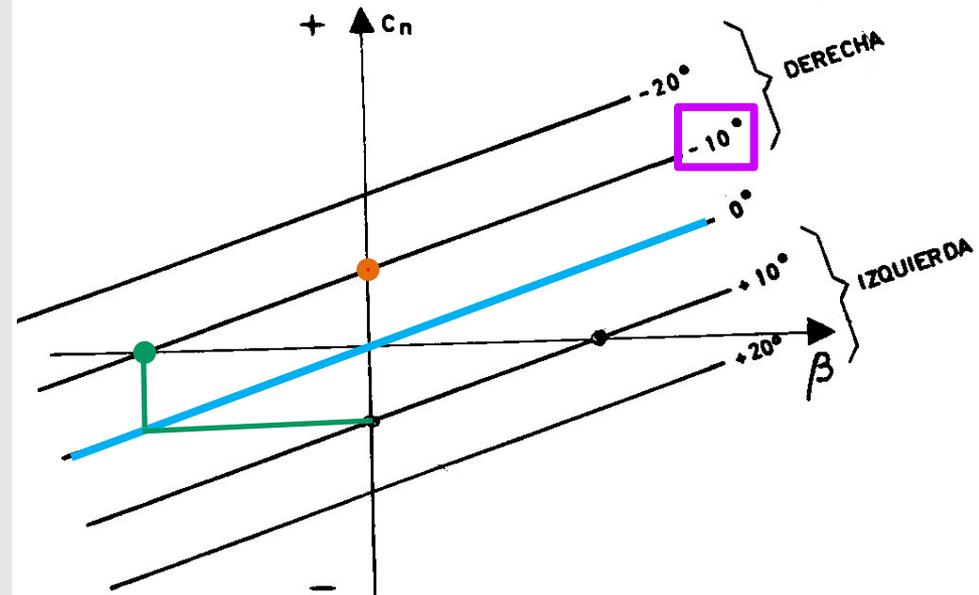
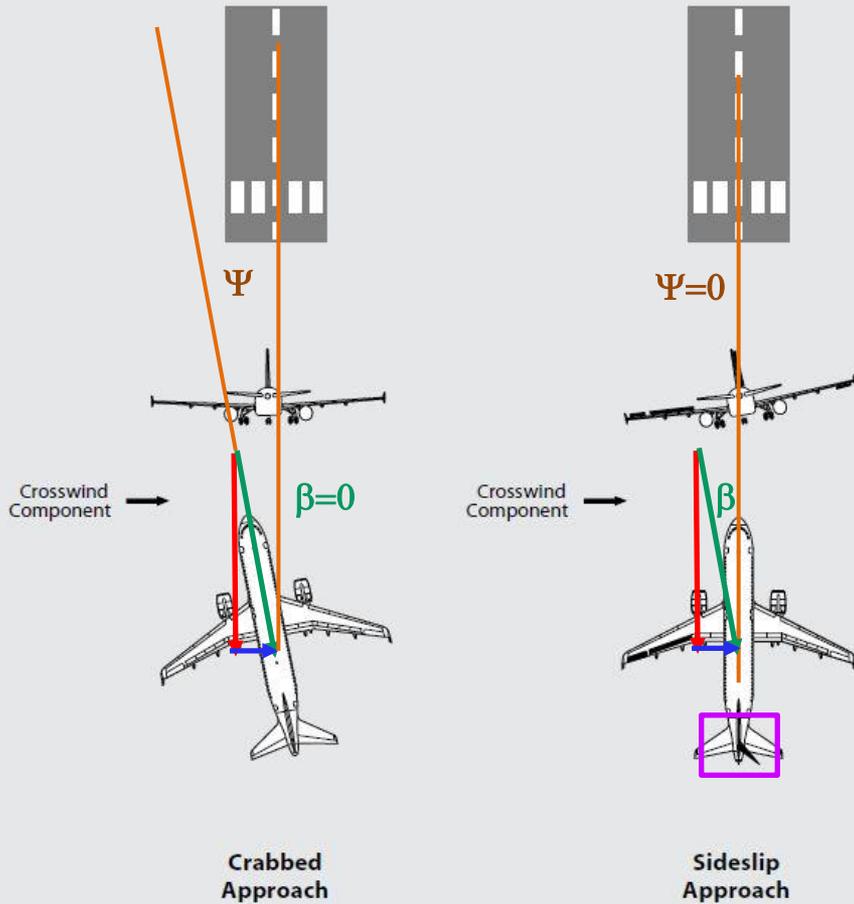
CONTRIBUCIÓN DEL EMPENAJE VERTICAL: siempre estabilizante.



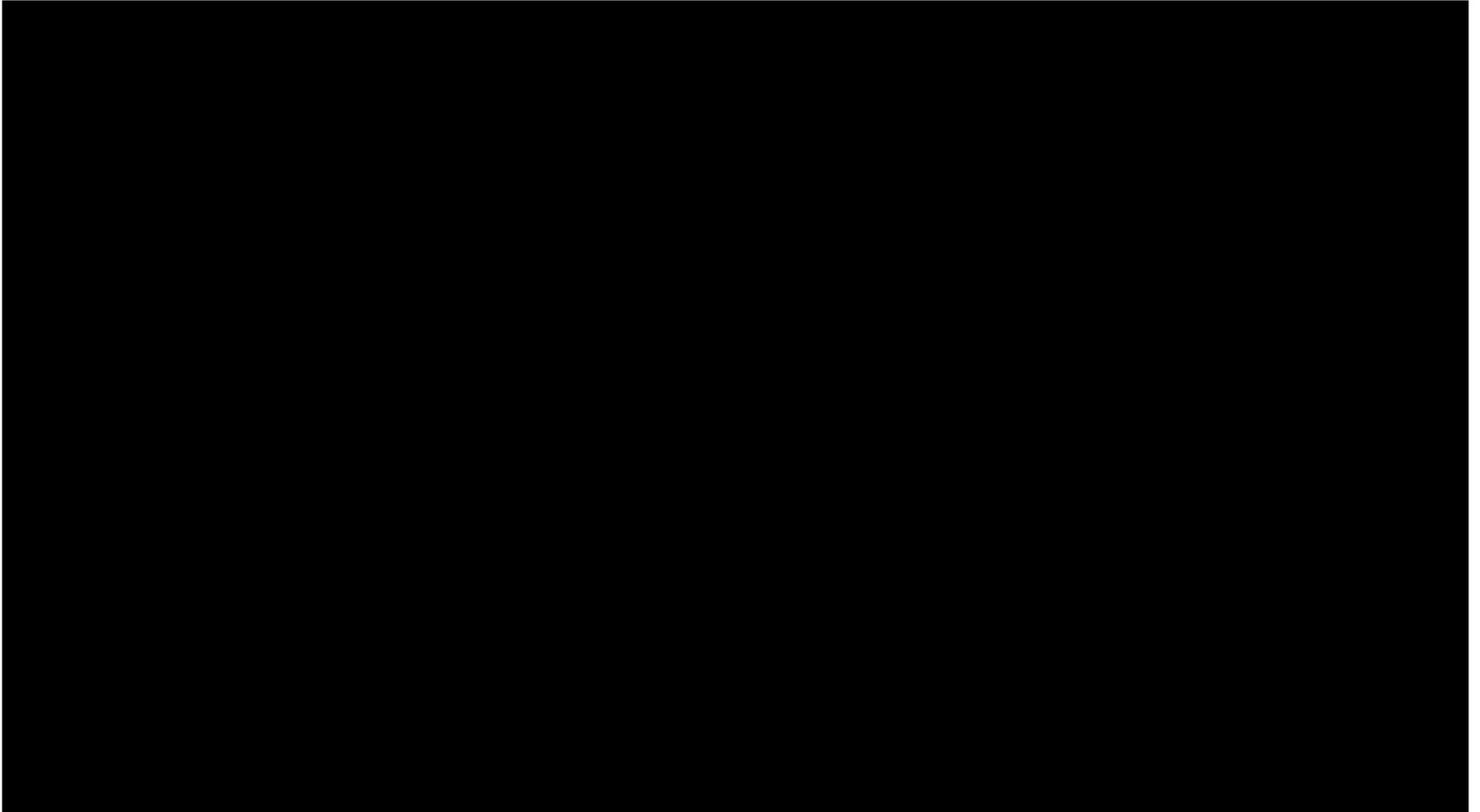
Efecto veleta del empenaje vertical de cola.

## CONTROL DIRECCIONAL

Figure 1  
Common Techniques for Crosswind Landings

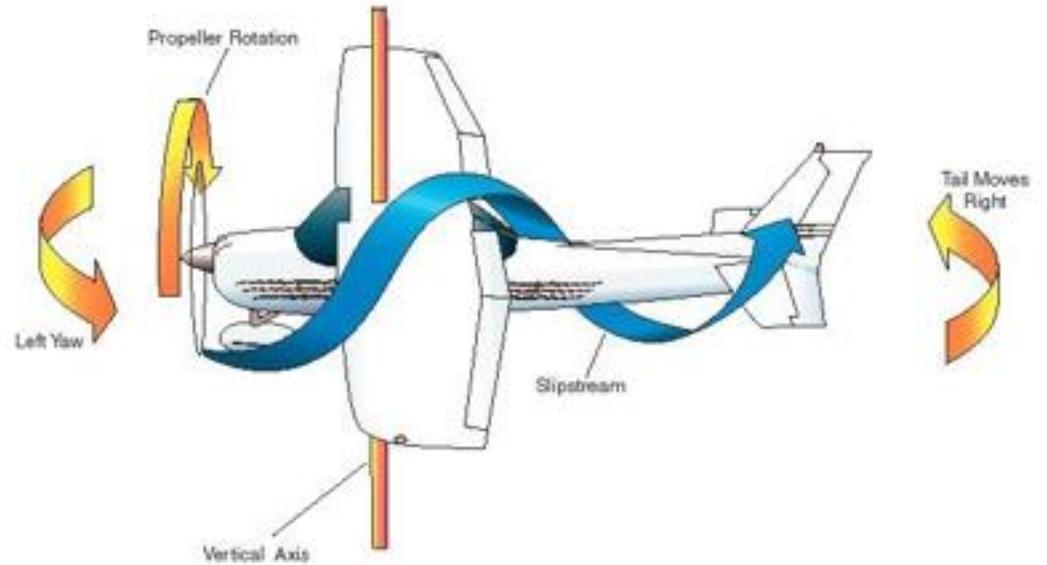
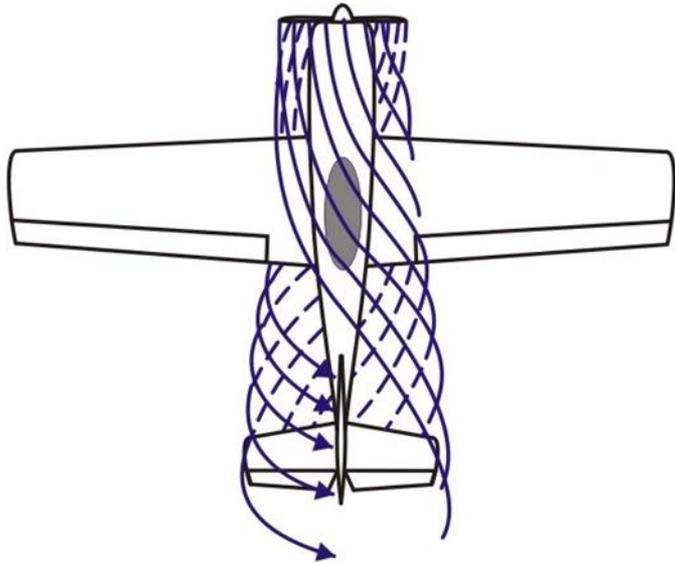


## CONTROL DIRECCIONAL



# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL

## EFFECTOS DE LA POTENCIA

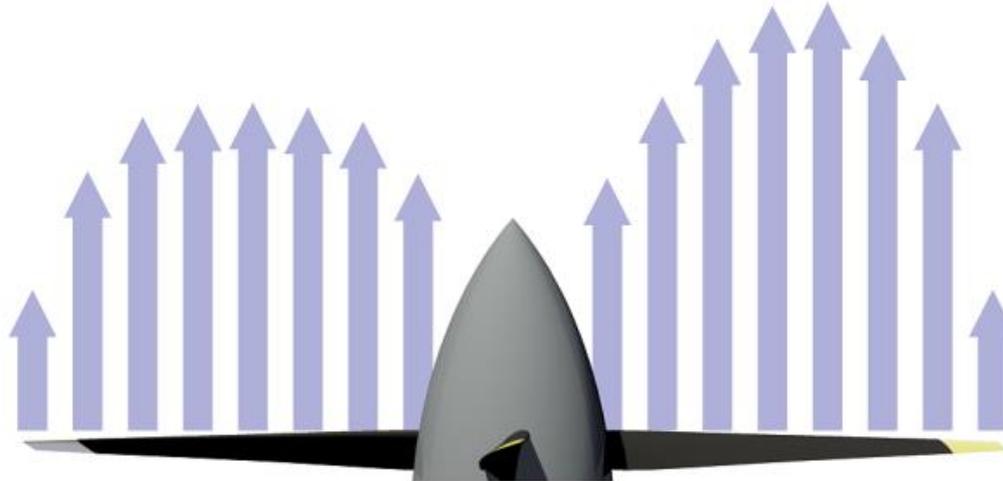


# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL

## EFFECTOS DE LA POTENCIA Factor "P"



An aircraft descending at high angle-of-attack experiences an airflow which is not perpendicular to the propeller disk. This results in the downward travelling propeller blade advancing into the airflow whilst an upward travelling blade moves away from it.

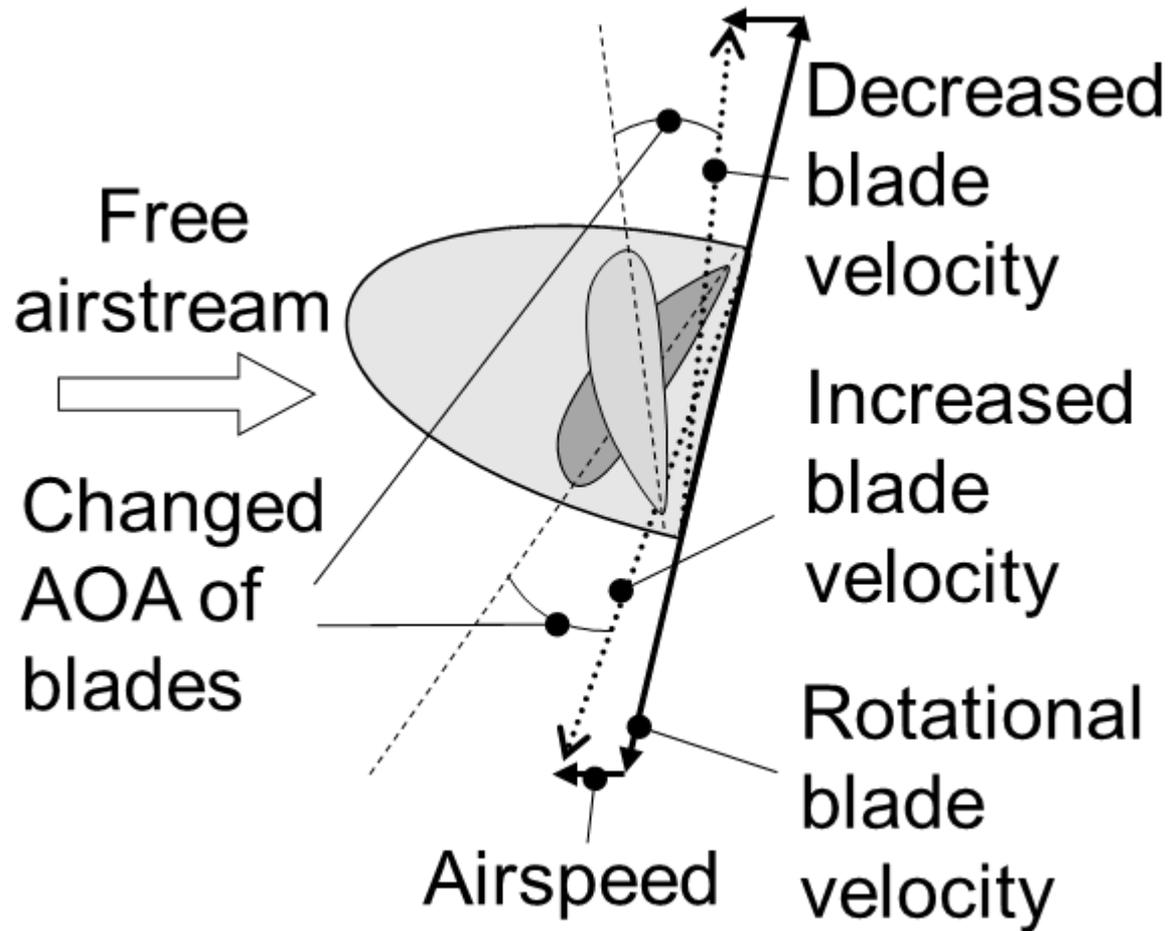


### Asymmetric Yaw Effect:

Shown is the thrust developed by the propeller (viewed from above). The right hand side of the propeller sees a greater airspeed and angle-of-attack, so generates increased thrust. The opposite is true for the left hand side resulting in a thrust imbalance which acts to yaw the plane to the left.

# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL

## EFFECTOS DE LA POTENCIA **Factor "P"**

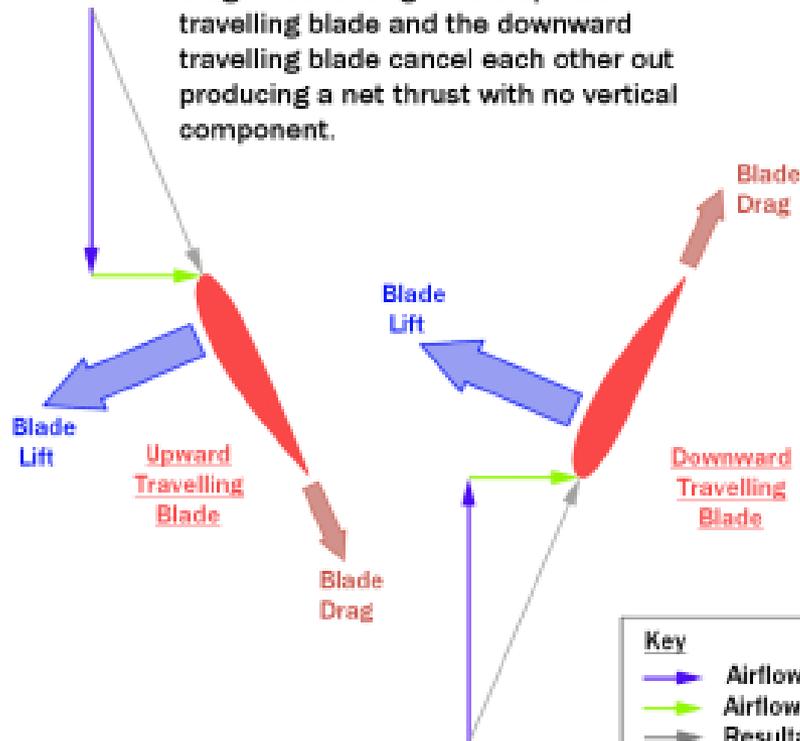


# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL

## EFFECTOS DE LA POTENCIA Factor "P"

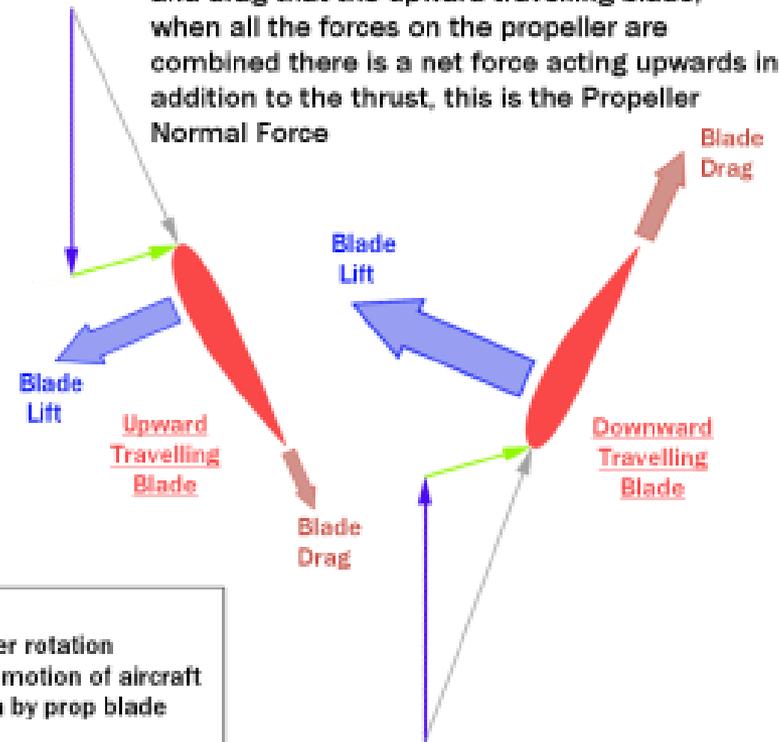
### Propeller Perpendicular to Airflow:

The vertical component of the lift and drag forces acting on the upward travelling blade and the downward travelling blade cancel each other out producing a net thrust with no vertical component.



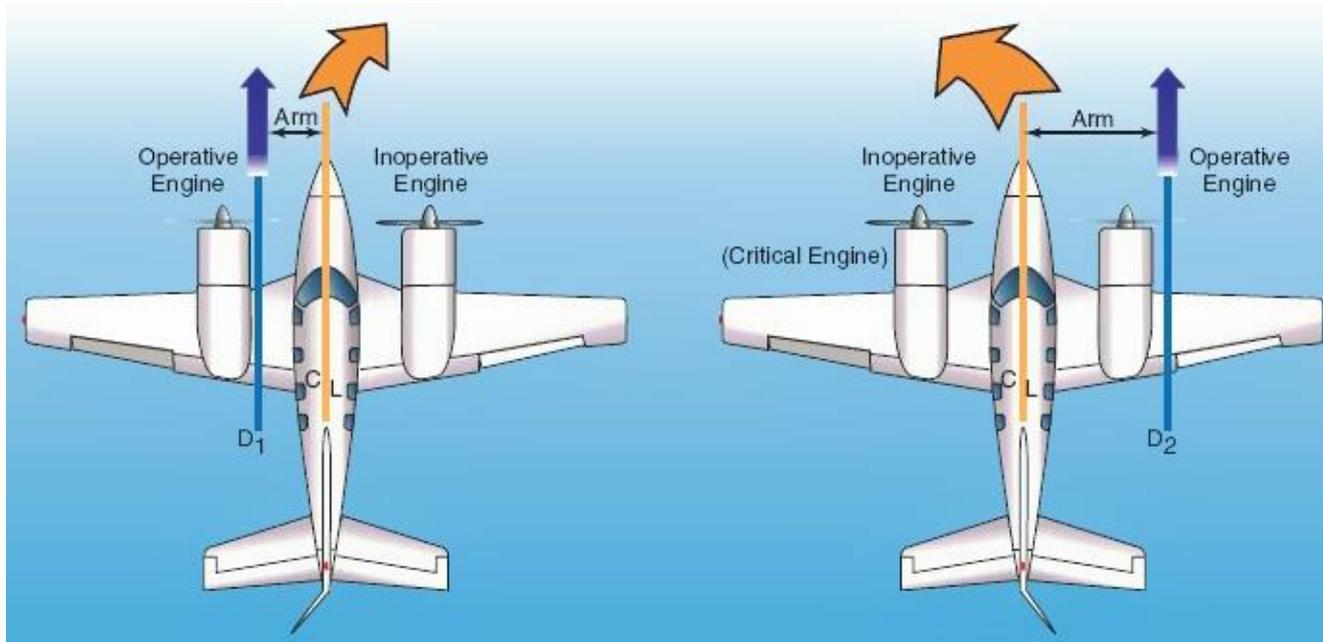
### Propeller at Angle to Airflow:

Operating at an angle to the airflow causes the Downward travelling blade to produce more lift and drag than the upward travelling blade, when all the forces on the propeller are combined there is a net force acting upwards in addition to the thrust, this is the Propeller Normal Force



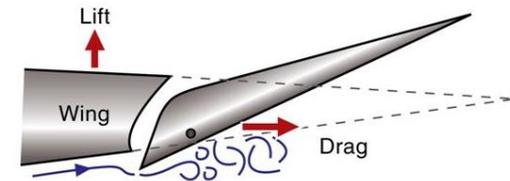
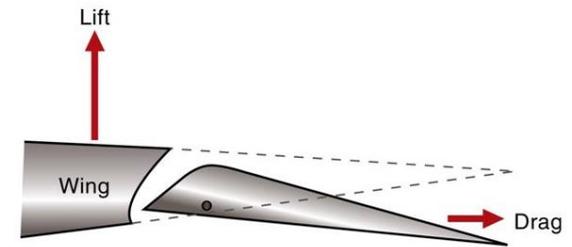
# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL

## EFFECTOS DE LA POTENCIA    **Factor "P"**

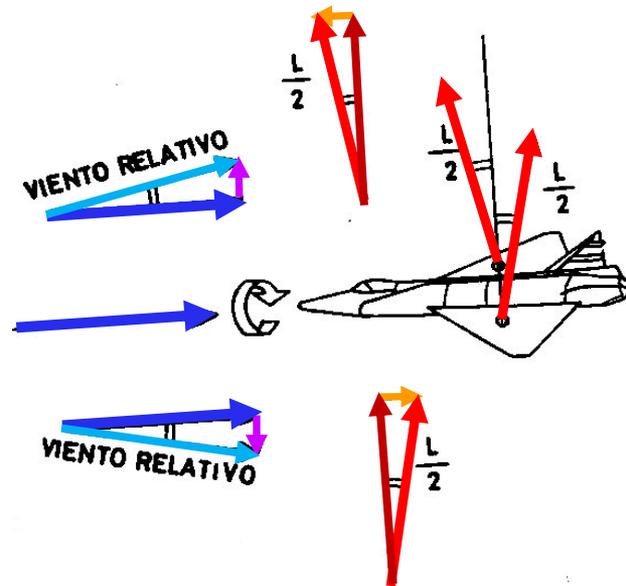


En el caso de los aviones multimotor con hélices contrarrotativas, los factores P de ambos motores se anularán. Si ambos motores giran en la misma dirección o si falla uno de ellos, el factor P provocará una guiñada. Similar situación que en los aviones monomotor, este efecto es mayor en situaciones en las que el avión funciona a alta potencia y tiene un ángulo de ataque elevado (como en el ascenso). El motor con las palas que se mueven hacia abajo en dirección a la punta del ala produce más guiñada y alabeo que el otro motor, porque el momento del centro de empuje de ese motor sobre el centro de gravedad del avión es mayor. El motor con las palas que se mueven hacia abajo más cerca del fuselaje será el "motor crítico", porque su fallo y la dependencia asociada del otro motor requerirán una deflexión del timón significativamente mayor por parte del piloto para mantener el vuelo recto que si el otro motor hubiera fallado. Por lo tanto, el factor P determina qué motor es el motor crítico. La mayoría de los aviones (que tienen hélices que giran en el sentido de las agujas del reloj), el motor izquierdo es el motor crítico. Para aeronaves con hélices contrarrotativas (es decir, que no giran en la misma dirección) los momentos del factor P son iguales y ambos motores se consideran igualmente críticos.

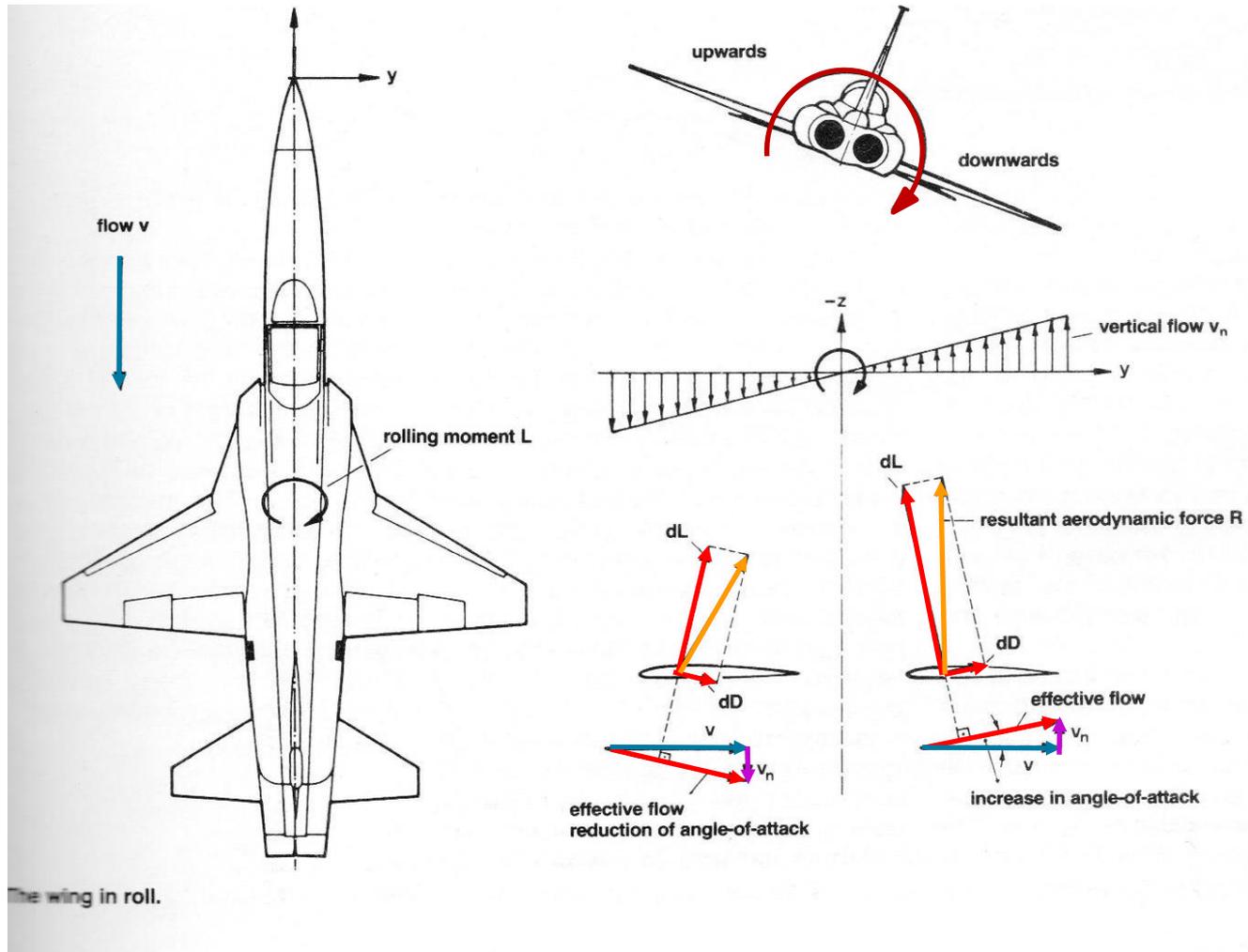
## GUIÑADA ADVERSA



Frise-type ailerons equalize aileron drag and reduce adverse yaw.



## GUIÑADA ADVERSA



# ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL



Primary Control Surface	Airplane Movement	Axes of Rotation	Type of Stability
Aileron	Roll	Longitudinal	Lateral

# ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL

## MOMENTO DE ROLIDO:

$$L_{\text{roll}} = C_l \cdot q \cdot S \cdot b$$

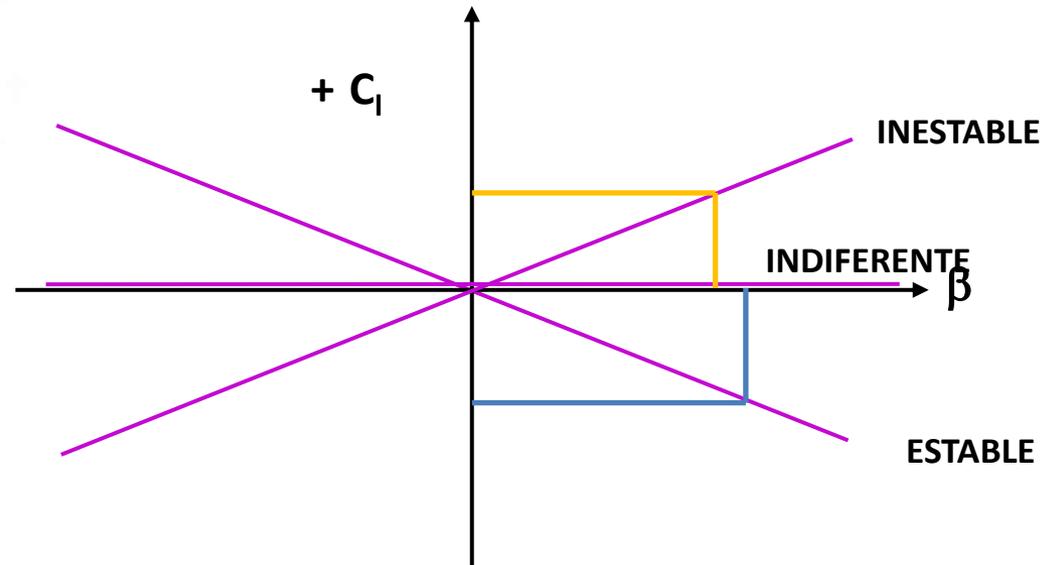
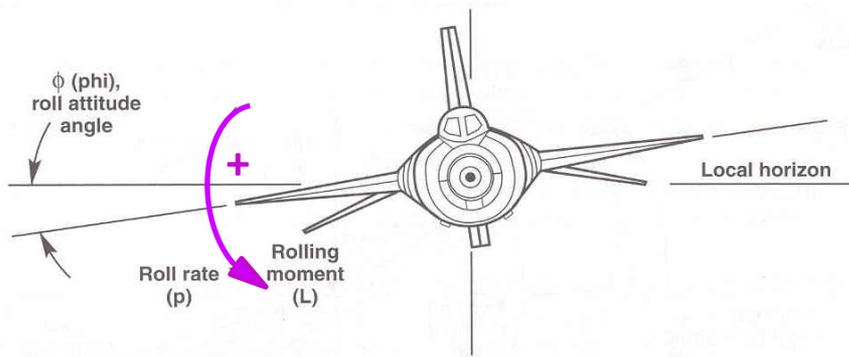
$L_{\text{roll}}$  = MOMENTO DE ROLIDO

$C_l$  = COEFICIENTE DE MOMENTO DE ROLIDO

$q$  = PRESIÓN DINÁMICA

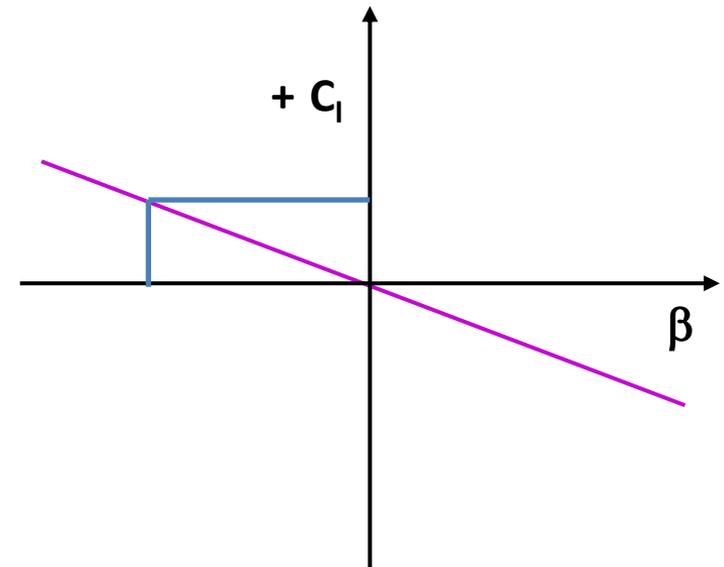
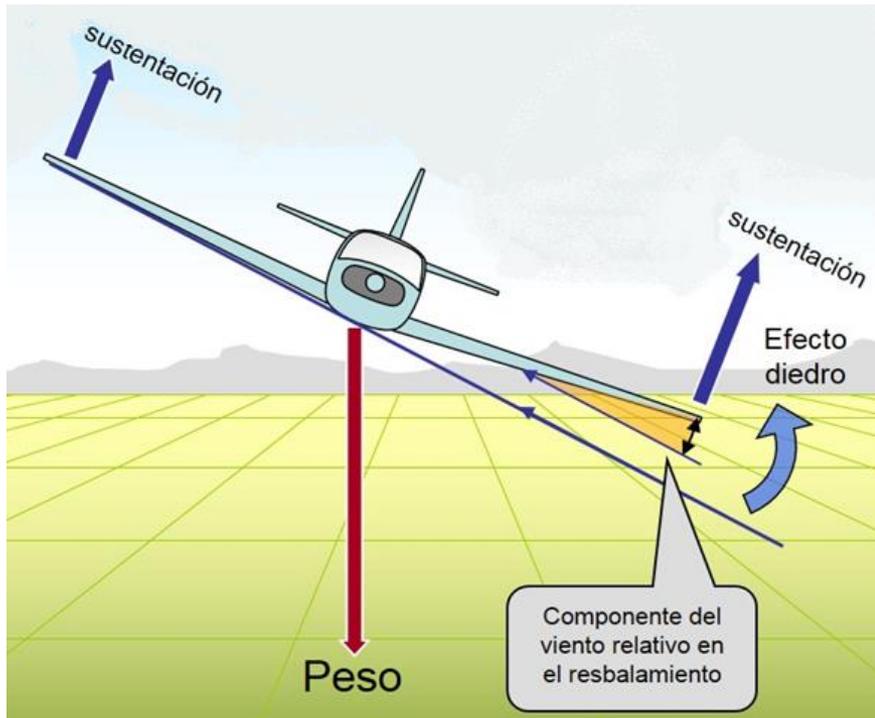
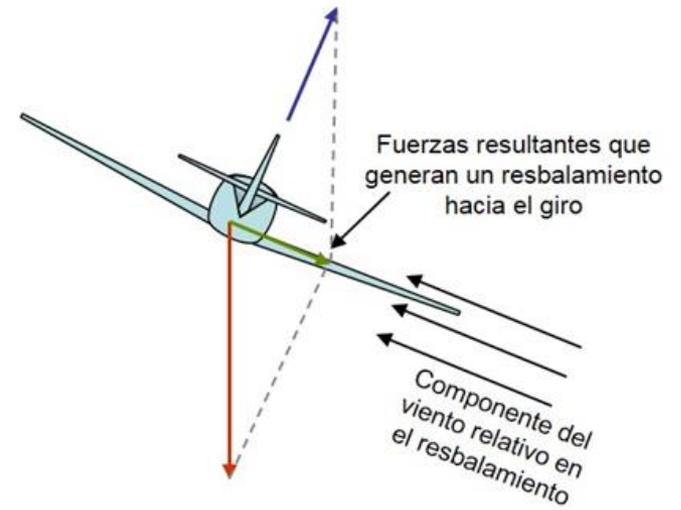
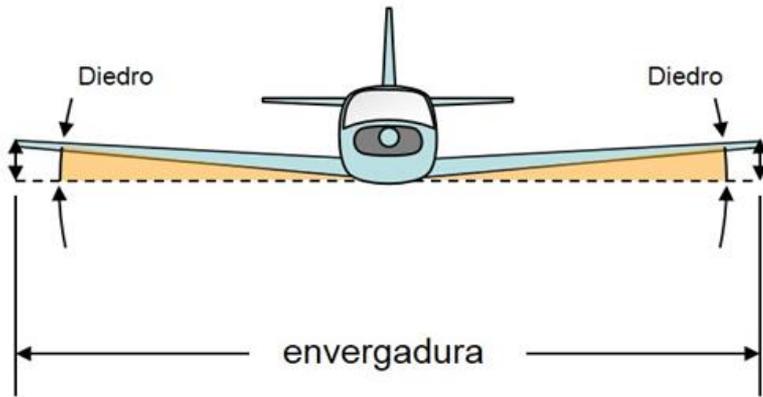
$S$  = SUPERFICIE ALAR

$b$  = ENVERGADURA



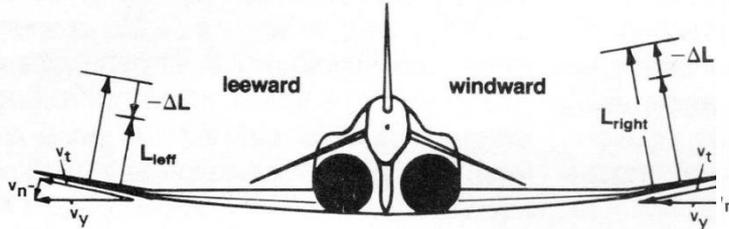
# ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL

## EFEECTO DIEDRO

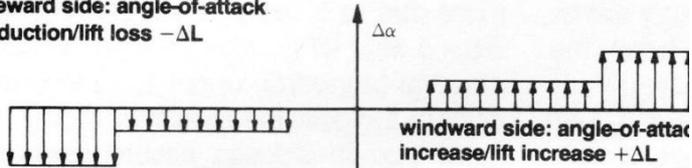


# ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL

stabilizing rolling moment through positive dihedral (F-4)

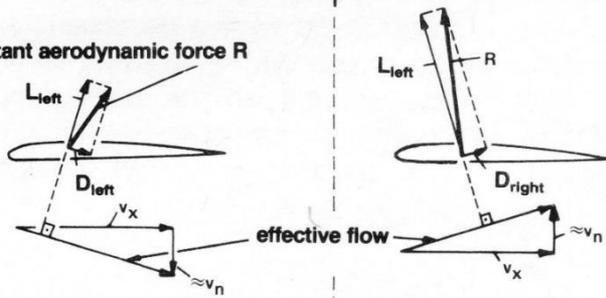


leeward side: angle-of-attack reduction/lift loss  $-\Delta L$

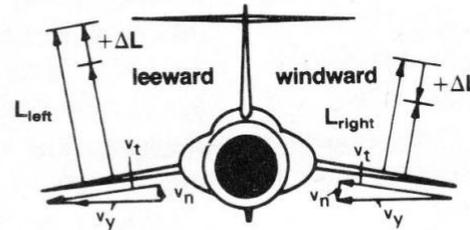


windward side: angle-of-attack increase/lift increase  $+\Delta L$

resultant aerodynamic force R



destabilizing rolling moment through negative dihedral (F-104)

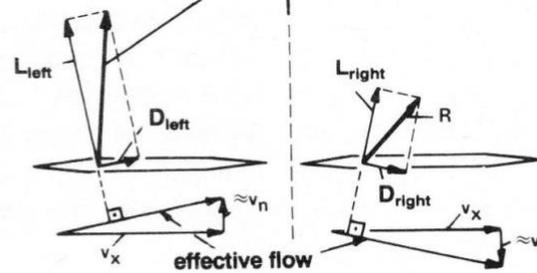


leeward: angle-of-attack increase

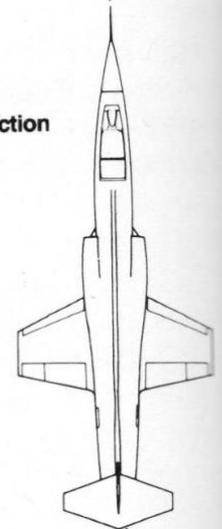
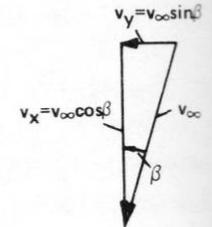


windward: angle-of-attack reduction

resultant aerodynamic force R

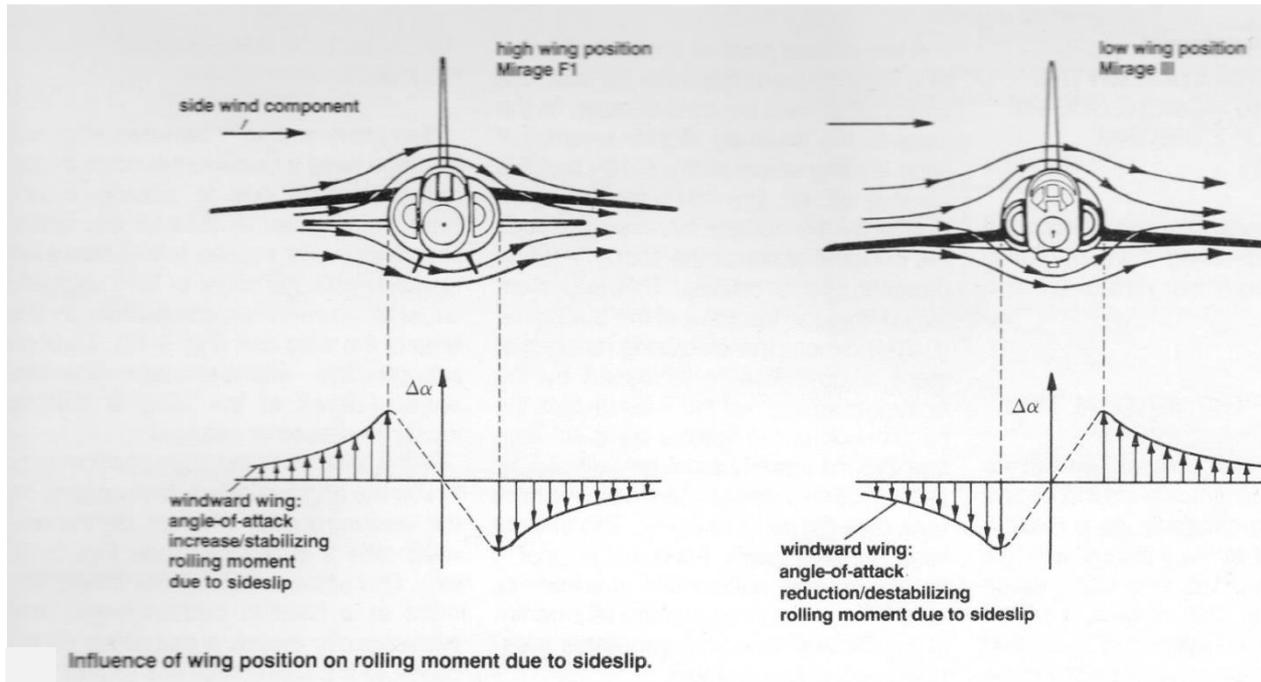
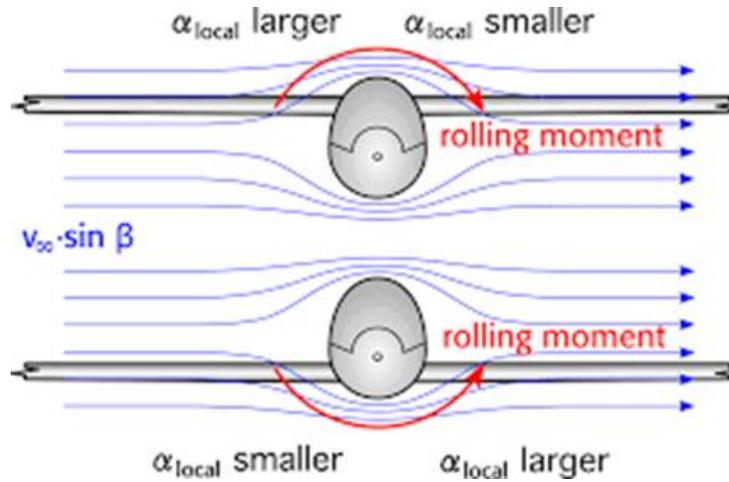


- $v_\infty$  undisturbed flow
- $v_y$  side-wind component
- $v_x$  longitudinal flow component
- $v_t$  tangential component



5-17 Effect of wing dihedral on the lateral motion.

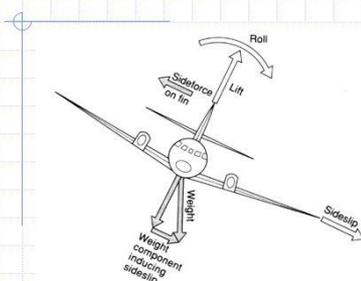
# ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL



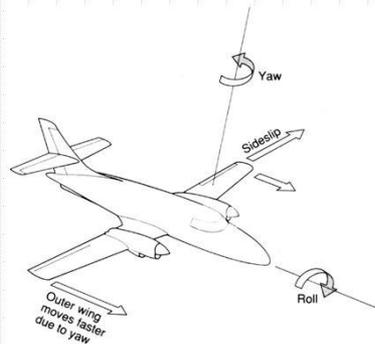
# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL Y LATERAL

## DIVERGENCIA ESPIRAL

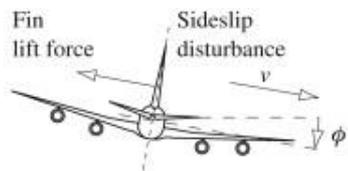
### Spiral Divergence



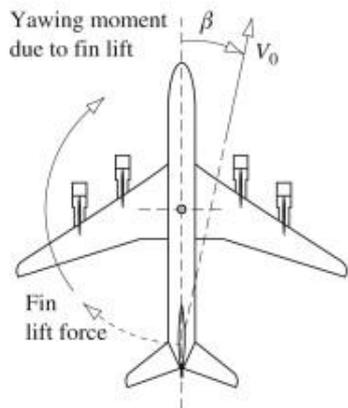
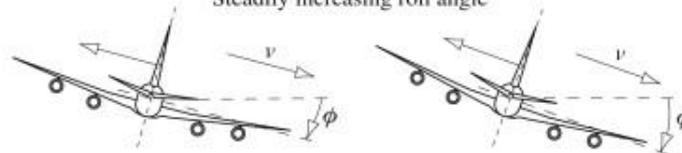
If an aircraft is disturbed in yaw then a side flow across the wing, fuselage and fin will result.



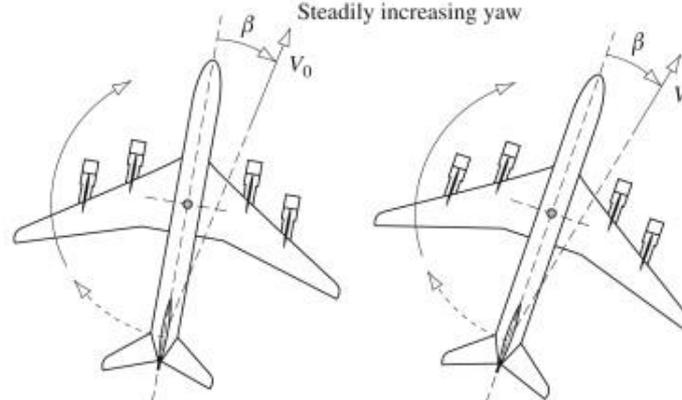
The sideslip will create a yawing motion through the change in the angle of attack on the fin.



Steadily increasing roll angle



Steadily increasing yaw

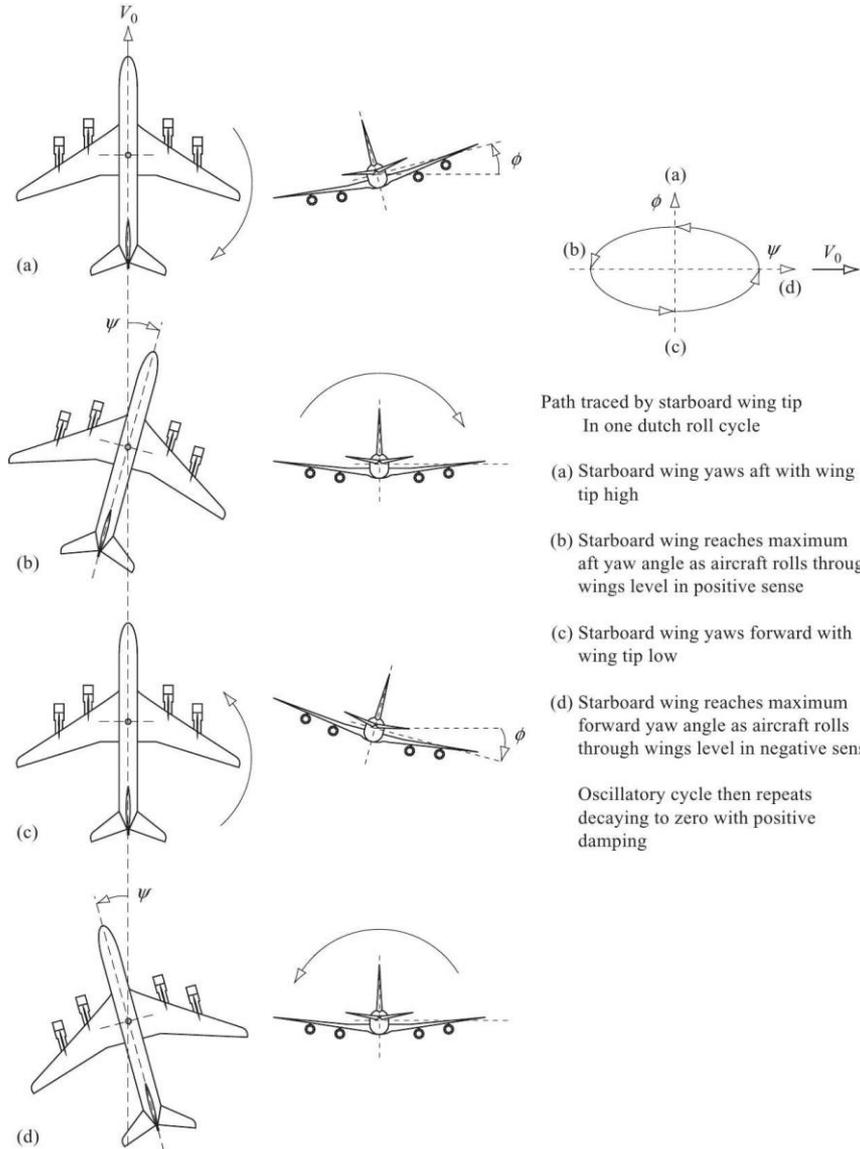


(a)

(b)

(c)

## ROLIDO HOLANDÉS



## ROLIDO HOLANDÉS



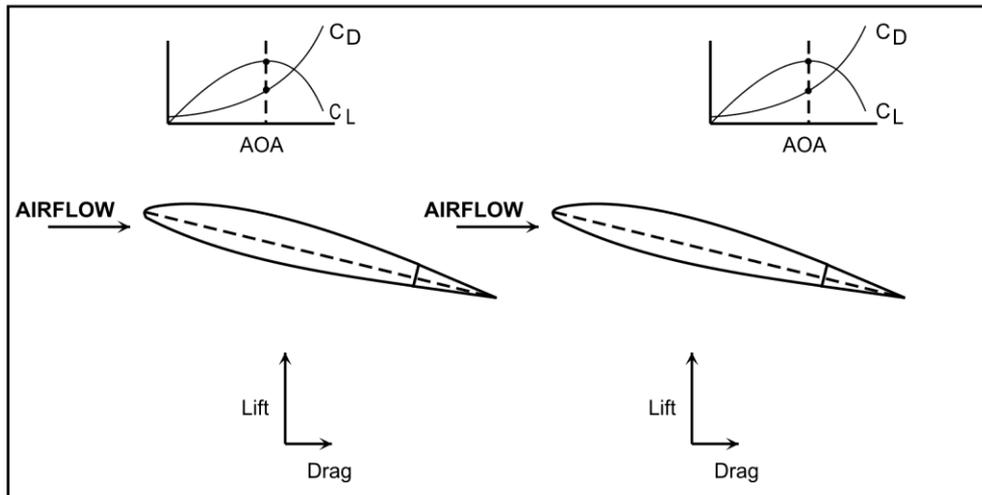
## ROLIDO HOLANDÉS



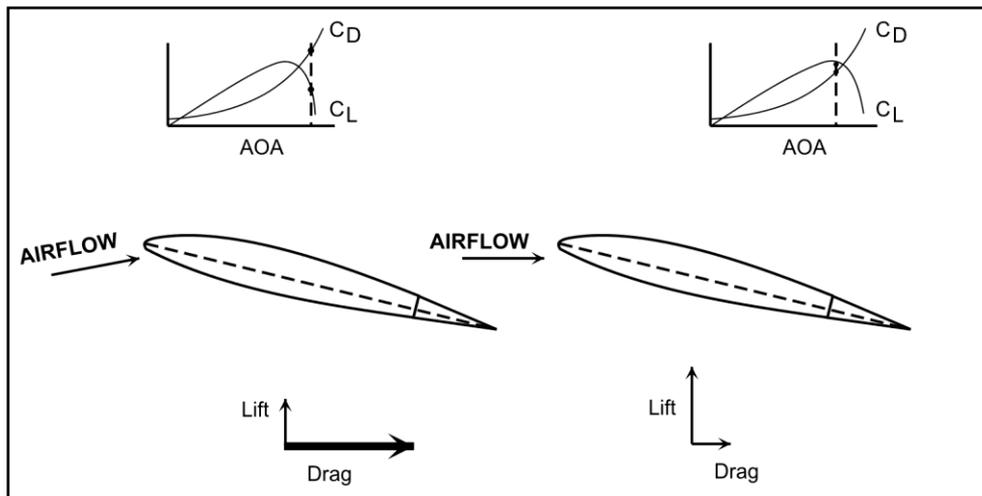
# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL Y LATERAL

## BARRENA

### NORMAL FLIGHT

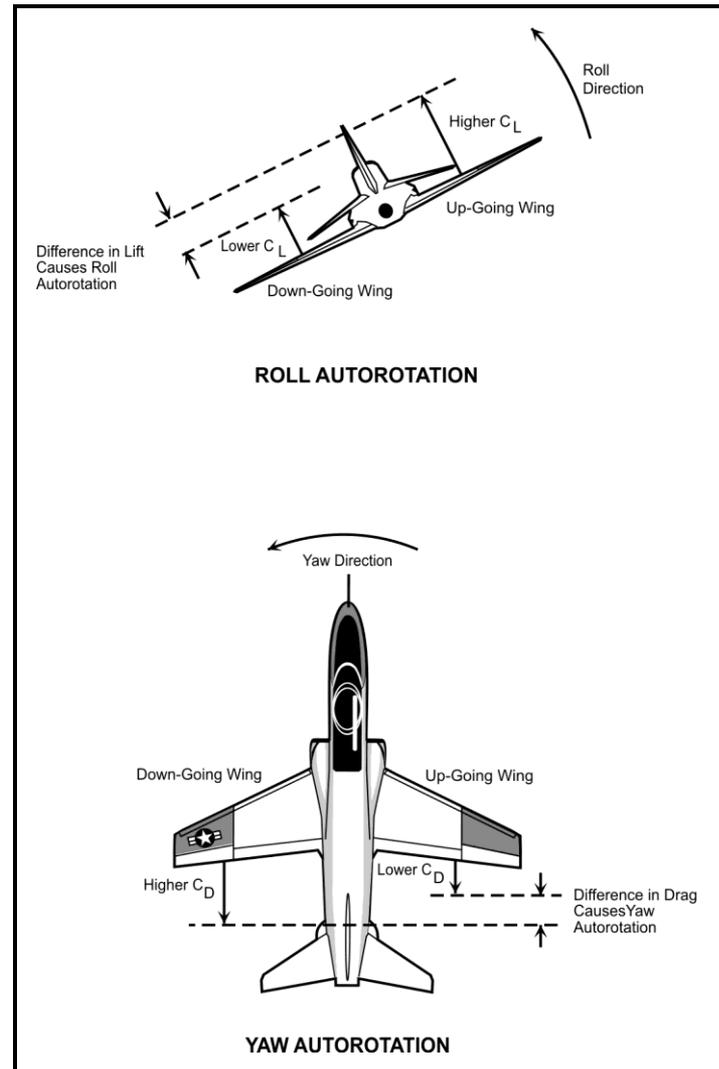


### SPINNING FLIGHT



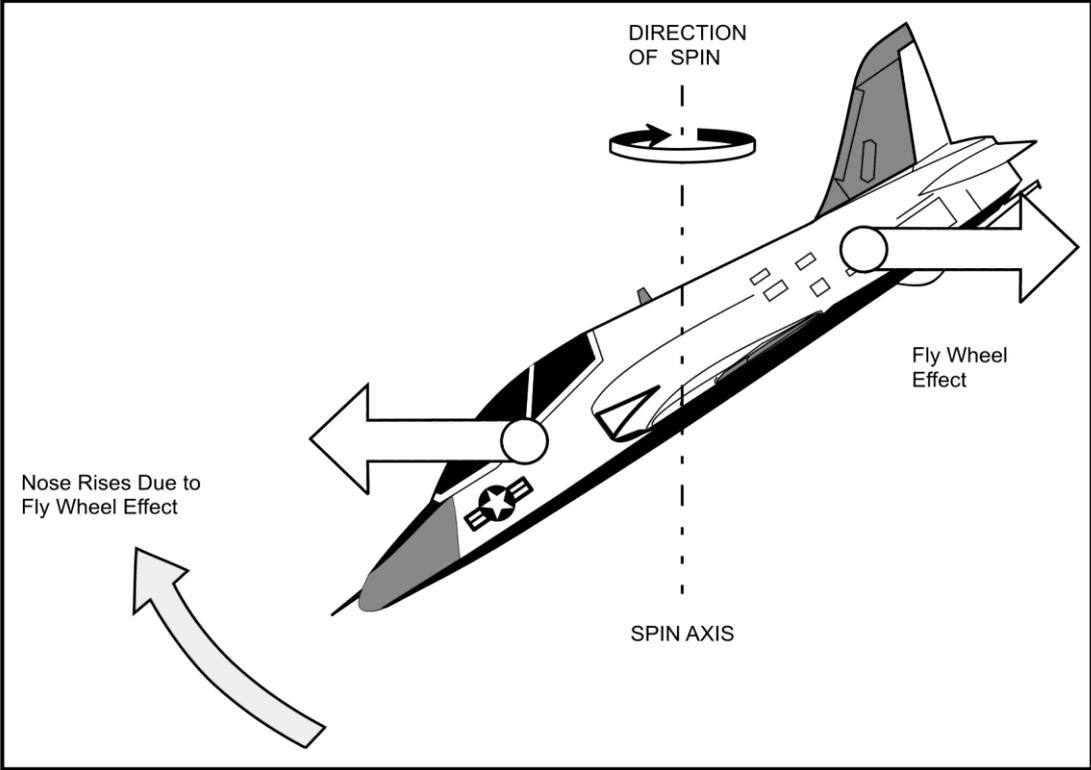
DOWN-GOING WING

UP-GOING WING



# ESTABILIDAD ESTÁTICA DIRECCIONAL Y LATERAL

## BARRENA



## BARRENA



