

# Δυναμική Πτήσης

Σπύρος Βουτσινάς

Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών ΕΜΠ

Τομέας Ρευστών, Εργ. Αεροδυναμικής

2107721096 [spyros@fluid.mech.ntua.gr](mailto:spyros@fluid.mech.ntua.gr)



## Περιεχόμενα

1. Επισκόπηση
2. Τυπική περιγραφή αεροσκάφους
3. Μικρή επανάληψη στην Αεροδυναμική
4. Μικρή επανάληψη στις κινήσεις
5. Οι εξισώσεις κίνησης - **αντιστάθμιση**
6. Η κίνηση & πηδαλιουχία ως δυναμικό πρόβλημα
7. Μικρή επανάληψη από τα μαθηματικά των δυναμικών συστημάτων
8. Τα αεροδυναμικά φορτία και οι παράγωγοι τους
9. Στατική Ευστάθεια
10. Δυναμική Ευστάθεια
11. Έλεγχος - πηδαλιουχία



## Αντιστάθμιση

- Αντιστάθμιση = στατική ισορροπία + ευστάθεια

Αναφέρεται κυρίως στα αεροδυναμικά φορτία που «γράφονται» αδιάστατα

$$C_L = \frac{L}{qS} \quad C_D = \frac{D}{qS} \quad C_M = \frac{M}{qSc}$$

αλλά και αλλάζουν συμβολισμό για να μην μπερδεύονται με σύμβολα άλλων φορτίων

$$C_L = C_l \quad C_D = C_d \quad C_M = C_m$$

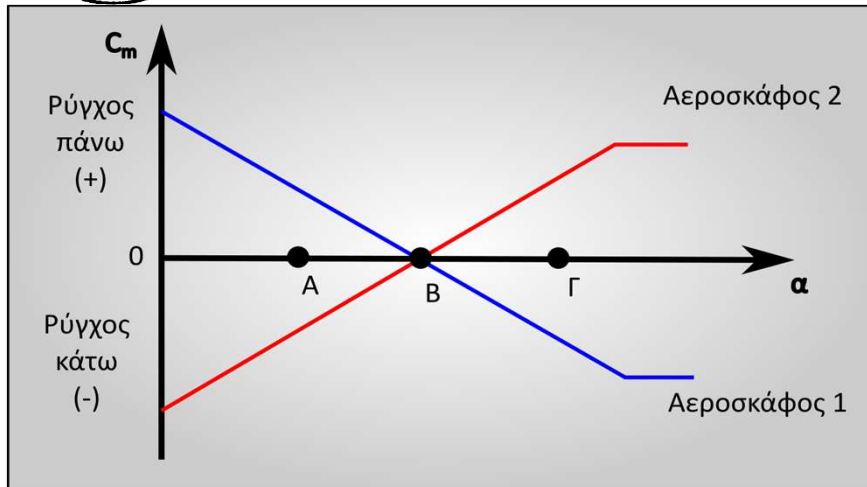
επίσης χρησιμοποιούμε τις παραγώγους τους

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c}} \quad , \quad C_{l_p} = \frac{\partial C_l}{\partial p} \quad \dots \text{κτλ.}$$

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c}} \quad C_{m_q} = \frac{\partial C_m}{\partial q} \quad C_y = \frac{Y}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad C_{y_{\delta_r}} = \frac{\partial C_y}{\partial \delta_r} \quad \dots \text{κτλ}$$



## Διαμήκης ευστάθεια

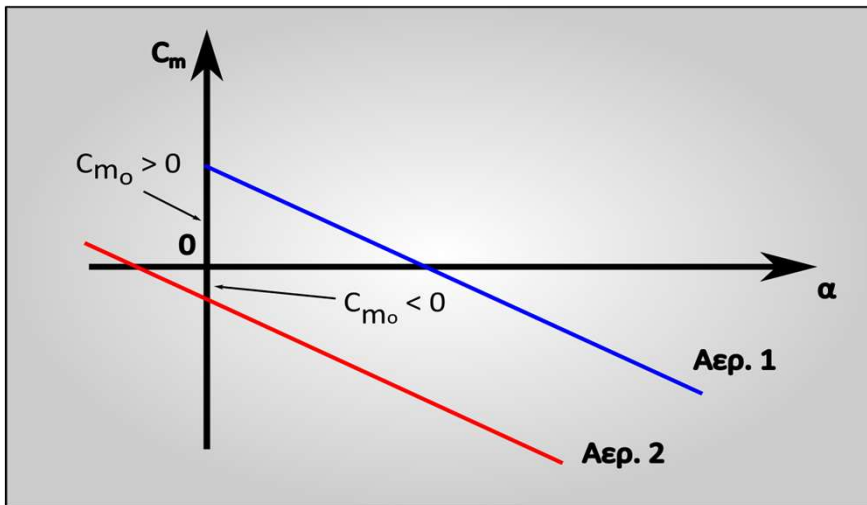


Αναφέρεται στη «σταθερότητα» της γωνίας πρόνευσης (στροφή στον εγκάρσιο άξονα)

Στη στατική της εκδοχή εννοείται ότι μικρές μεταβολές της γωνίας πρόσπτωσης « $\alpha$ » δημιουργούν ροπή επαναφοράς στο στατικό σημείο ισορροπίας

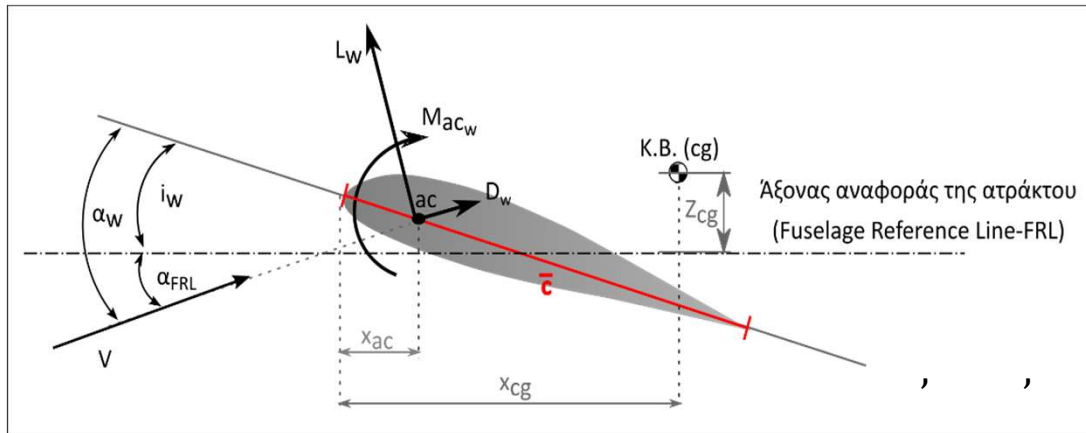
Η ευστάθεια αυτού του τύπου δεν λαμβάνει υπ' όψη τον χρόνο και τις «ταχύτητες»

Το φορτίο που «κινεί» τη πρόνευση είναι η ροπή η οποία δημιουργείται από την κυρίως πτέρυγα και το οριζόντιο ουραίο





## Διαμήκης ευστάθεια



$$C_{m_{cgw}} = C_{L_w} \left( \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{cg}}{\bar{c}} \right) \cos(\alpha_w - i_w) + C_{D_w} \left( \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) \sin(\alpha_w - i_w) \\ + C_{L_w} \frac{z_{cg}}{\bar{c}} \sin(\alpha_w - i_w) - C_{D_w} \frac{z_{cg}}{\bar{c}} \cos(\alpha_w - i_w) + C_{m_{acw}}$$

Αν οι γωνίες είναι μικρές και  $x_{cg} = h\bar{c}$ ,  $x_{ac} = h_n\bar{c}$  τότε

$$C_{m_{cgw}} = C_{m_{acw}} + C_{L_w}(h - h_n)$$

$$\bar{c} = \frac{\int_{-s}^s c_y dy}{\int_{-s}^s dy}$$

$$0.1 < h < 0.4$$



### **Κύρια πτέρυγα:**

$$C_{m_{cgw}} = C_{m_{acw}} + C_{Lw} \left( \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

Στατική ευστάθεια ως προς τη γωνία «α»

$$\frac{dC_{m_{cgw}}}{dC_{Lw}} = \left( \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) < 0 \quad \text{ή} \quad \frac{dC_{m_{cgw}}}{d\alpha} = C_{L\alpha w} \left( \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) < 0$$

Για δυνατότητα **αντιστάθμισης σε θετική γωνία πρόσπτωσης:**

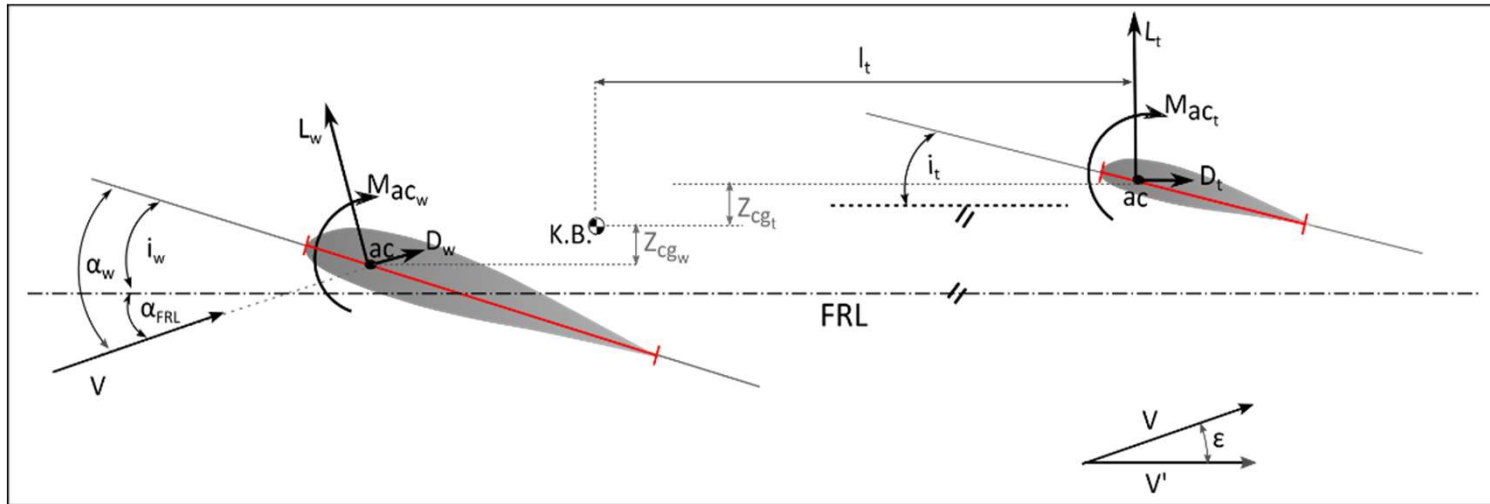
$$C_{m_0} = C_{m_{acw}} + C_{L_{0w}} \left( \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) > 0 \Rightarrow x_{ac} > x_{cg} \quad \text{και} \quad C_{m_{acw}} > C_{L_{0w}}$$

$\Rightarrow$  Το αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας πρέπει να βρίσκεται **κατάντι** του κέντρου βάρους.

Στα περισσότερα αεροσκάφη δεν ισχύει αυτό. Δηλαδή γενικά η πτέρυγα προκαλεί διαμήκη αστάθεια.



## Το ουραίο τμήμα



$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha_w$$

$$\varepsilon = \frac{2 C_{L_w}}{\pi A R_w} [\text{rad}] \Rightarrow$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{2 C_{L_{\alpha_w}}}{\pi A R_w}$$

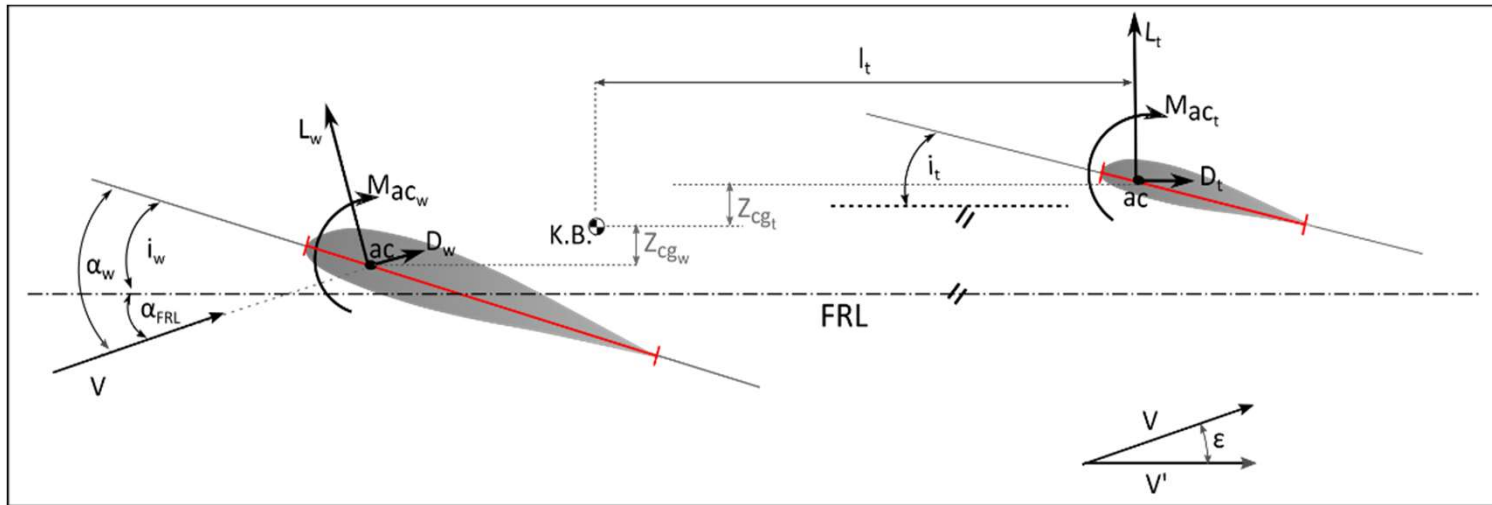
$$\alpha_t = \alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t$$

$$L = L_w + L_t \quad \text{ή} \quad C_L = C_{L_w} + \eta \frac{S_t}{S} C_{L_t} \quad \text{όπου} \quad \eta = \frac{\frac{1}{2} \rho V_t^2}{\frac{1}{2} \rho V_w^2} = \frac{Q_t}{Q_w}$$

«η» η αποδοτικότητα που κυμαίνεται μεταξύ 0.8-1.2



## Το ουραίο τμήμα



$$V_H = \frac{S_t l_t}{S \bar{c}}$$

$$\bar{c} = \frac{\int_{-S}^S c_y^2 dy}{\int_{-S}^S c_y dy}$$

$$\bar{c} = \frac{\int_{-S}^S c_y dy}{\int_{-S}^S dy}$$

$$M_t = -l_t [L_t \cos(\alpha_{FRL} - \varepsilon) + D_t \sin(\alpha_{FRL} - \varepsilon)] - z_{cg_t} [D_t \cos(\alpha_{FRL} - \varepsilon) - L_t \sin(\alpha_{FRL} - \varepsilon)] + M_{ac_t}$$

$$C_{L_t} \gg C_{D_t} \rightarrow M_t = -l_t L_t = -l_t C_{L_t} \frac{1}{2} \rho V_t^2 S_t \rightarrow C_{m_t} = \frac{M_t}{Q S \bar{c}} = -V_H \eta C_{L_t}$$

$$C_{L_t} = C_{L_{\alpha_t}} \alpha_t = C_{L_{\alpha_t}} (\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t)$$

$$C_{m_{cg_t}} = C_{m_{o_t}} + C_{m_{\alpha_t}} \alpha$$

$$C_{m_{o_t}} = \eta V_H C_{L_{\alpha_t}} (\varepsilon_o + i_w - i_t) \quad C_{m_{\alpha_t}} = -\eta V_H C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$