



ΔΥΝΑΜΙΚΗ ΚΑΙ ΕΛΕΓΧΟΣ ΠΤΗΣΗΣ

2: ΣΤΑΤΙΚΗ ΙΣΟΡΡΟΠΙΑ ΚΑΙ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗ

Ισορροπία και ευστάθεια

Κατάσταση ισορροπίας:

$$\sum F = 0 \quad \text{και} \quad \sum M_{cg} = 0$$

⇒ Το αεροσκάφος διατηρείται σε κατάσταση σταθερής ομαλής πτήσης.

Ευστάθεια: η τάση του αεροσκάφους να επιστρέφει στην κατάσταση ισορροπίας του μετά από μια διαταραχή.

Η διαταραχή μπορεί να οφείλεται σε:

- ενέργειες του πιλότου,
- ατμοσφαιρικά φαινόμενα,
- δράση αυτόματου συστήματος ελέγχου,
- μηχανική βλάβη κ.ά.

Το αεροσκάφος πρέπει να είναι αρκετά ευσταθές ώστε να μην είναι αναγκαία η επέμβαση του πιλότου μετά από κάθε διαταραχή.

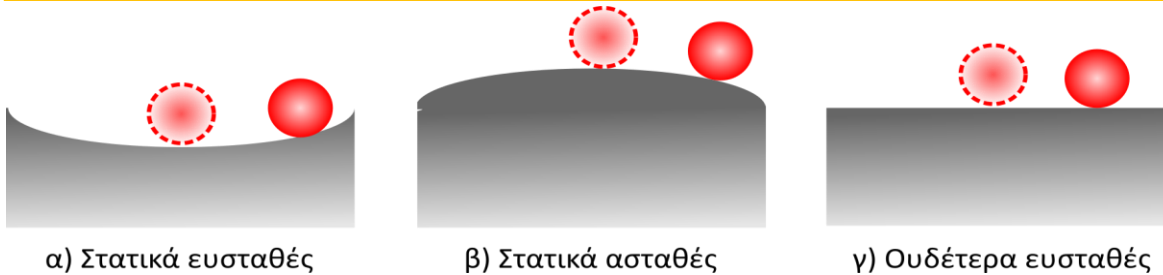
Αντιστάθμιση (ή κατάσταση αντιστάθμισης)

- › Καθορίζει τις **αρχικές συνθήκες** γύρω από τις οποίες μπορεί να μελετηθεί η δυναμική συμπεριφορά που μας ενδιαφέρει.
- › Κατά τη διάρκεια της πτήσης, ο πιλότος του αεροσκάφους **ρυθμίζει τα πηδάλια** με τέτοιο τρόπο – δηλαδή «αντισταθμίζει» το αεροσκάφος- ώστε εάν σε οποιαδήποτε στιγμή **απελευθερώσει τα χέρια του από τα χειριστήρια**, το αεροσκάφος θα **συνεχίσει να πετά στις συνθήκες πτήσης που είχαν επιλεγεί αρχικά**.

Στατική ευστάθεια

Στατικά ευσταθές αεροσκάφος:

Κατασκευασμένο έτσι ώστε μετά από μια διαταραχή, να δημιουργούνται κατάλληλες αεροδυναμικές δυνάμεις επαναφοράς στη κατάσταση ισορροπίας.



Σχήμα: Ποιοτικά οι διάφορες περιπτώσεις στατικής ευστάθειας. Στην ευσταθή περίπτωση της σφαίρας, η δύναμη του βάρους παίζει το ρόλο της δύναμης επαναφοράς.

Διατήρηση της ισορροπίας (trimmed equilibrium):

Απαιτεί την κατάλληλη και ταυτόχρονη ρύθμιση των κύριων μεταβλητών της πτήσης και στους έξι βαθμούς ελευθερίας.

Εξαρτάται από:

- ταχύτητα,
- γωνία του ίχνους πτήσης,
- τη διαμόρφωση (configuration) του αεροσκάφους,
- το βάρος,
- θέση του κέντρου βάρους.

Στατική ευστάθεια

Αεροσκάφος : Συμμετρικές αεροδυναμικές ιδιότητες

⇒ Συνήθως απαιτείται μόνο διαμήκης (longitudinal) αντιστάθμιση.

⇒ Εγκάρσια (lateral) αντιστάθμιση και αντιστάθμιση διεύθυνσης (directional) σε περιπτώσεις κάποιας ασυμμετρίας καυσίμου ή στην περίπτωση αστοχίας ενός κινητήρα (για πολυκινητήριο αεροσκάφος).

ΔΙΑΜΗΚΗΣ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗ

⇒ Ταυτόχρονη ρύθμιση της γωνίας του πηδαλίου ανόδου-καθόδου (δ_e) και της ώσης (δ_p).

⇒ Προσδίδεται η απαιτούμενη ταχύτητα και γωνία του ίχνους πτήσης γ_e (⇒

Στατική ευστάθεια

ΕΓΚΑΡΣΙΑ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΚΑΙ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΔΙΕΥΘΥΝΣΗΣ

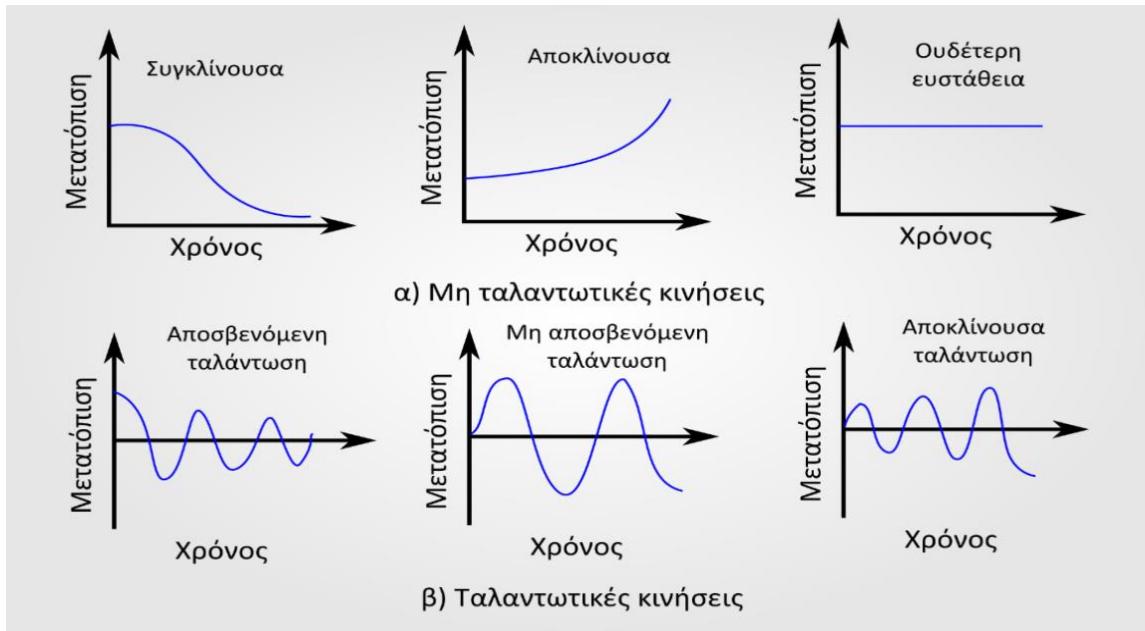
Ενυπάρχουν στα περισσότερα αεροσκάφη και εφόσον τα πηδάλια περιστροφής και εκτροπής βρίσκονται στη μηδενική θέση ή στη θέση αναφοράς:

- 1) Ως προς την **περιστροφή (roll)** το αεροσκάφος τείνει να παραμείνει με τις **πτέρυγες οριζόντιες (wings level)**.
- 2) Ως προς την **εκτροπή (yaw)**, θα έχει την τάση να στρέφει την **κεφαλή προς το σχετικό άνεμο**, δηλαδή θα έχει **ανεμουριακή (weathercock) συμπεριφορά**.



Υπό κανονικές συνθήκες, το αεροσκάφος «αναζητά» με φυσικό τρόπο **εγκάρσια ισορροπία και ισορροπία διεύθυνσης χωρίς παρέμβαση από τον πιλότο**.

Δυναμική Ευστάθεια

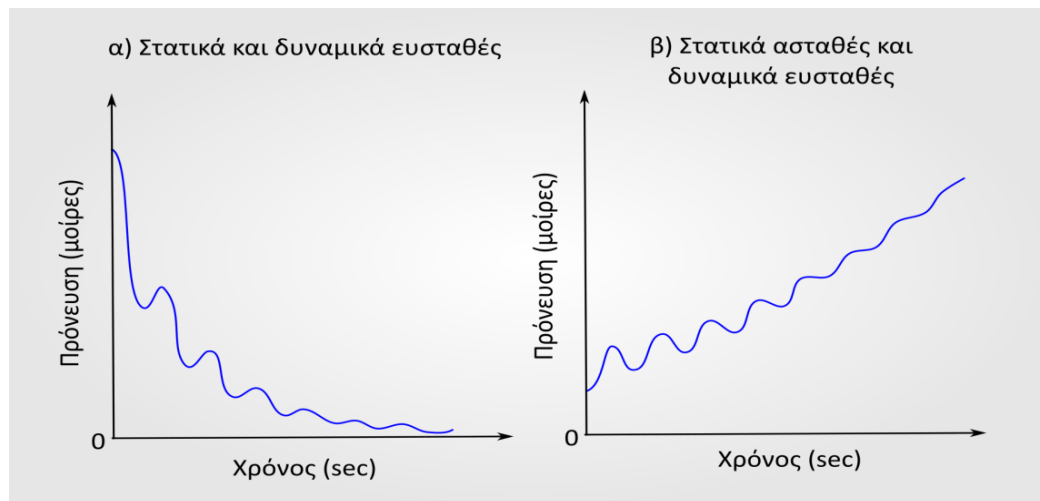


Αφορά την χρονική διάρκεια και τον τρόπο που το αεροσκάφος επανέρχεται στην κατάσταση ισορροπίας, εφόσον είναι ευσταθές.

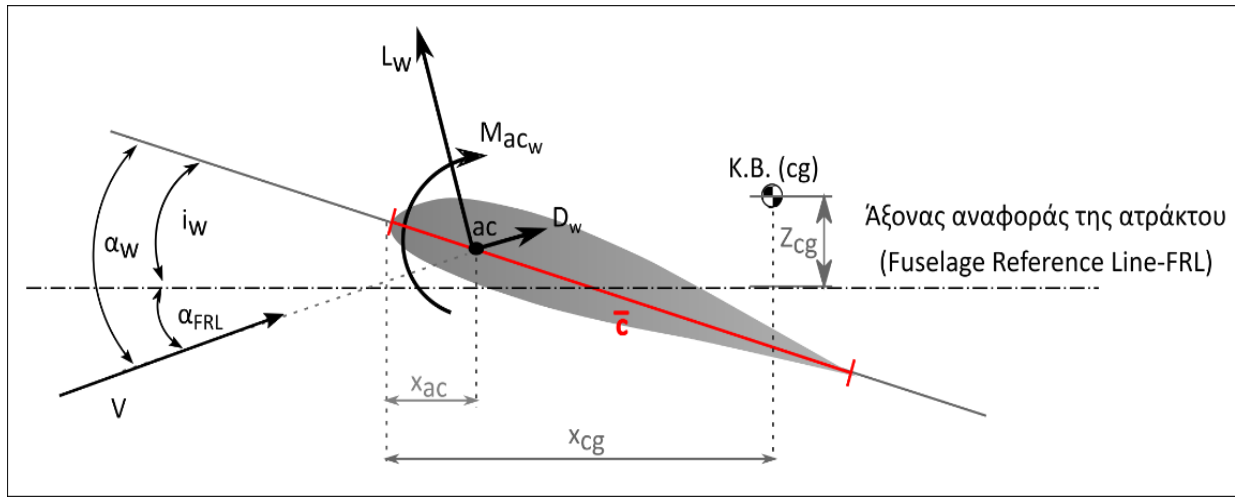
Ένα στατικά ευσταθές αεροσκάφος δεν είναι απαραίτητα και δυναμικά ευσταθές.

Όμως, η στατική ευστάθεια είναι αναγκαία συνθήκη για την δυναμική ευστάθεια.

- Απόσβεση διαταραχής μετά από χρονικό διάστημα:
 - ⇒ Υπαρξη δυνάμεων αντίστασης στη διαταραχή
 - ⇒ Το αεροσκάφος έχει θετική απόσβεση (λόγω ροπών και δυνάμεων που δημιουργούνται κατά την κίνηση του).
- Αεροσκάφος με αρνητική απόσβεση:
 - ⇒ Δυναμικά ασταθές
 - ⇒ Απαιτείται παροχή τεχνητής απόσβεσης από κάποιο ηλεκτρομηχανικό σύστημα ευστάθειας.



Διαμήκης στατική ευστάθεια – Υπολογισμός της ροπής πρόνευσης



Σχήμα: αεροτομή της κύριας πτέρυγας (wing – δείκτης w).

Ανάλυση της λειτουργίας της πτέρυγας και του οριζόντιου ουραίου σταθερού πτερυγίου:

⇒ **ΕΞΙΣΩΣΗ ΤΗΣ ΡΟΠΗΣ ΠΡΟΝΕΥΣΗΣ**

*Επίδραση ατράκτου και συστήματος πρόωσης δευτερεύουσας σημασίας.

➤ Απλές θεωρητικές εκτιμήσεις \Leftrightarrow Υποηχητική πτήση (μικρές γωνίες πρόσπτωσης).

Γραμμή Αναφοράς Ατράκτου (Fuselage Reference Line/FRL): γραμμή μηδενικής άνωσης,

cg: Κέντρο βάρους (Κ.Β.)

ac: αεροδυναμικό κέντρο

α_w : γωνία πρόσπτωσης πτέρυγας,

α_{FRL} : γωνία μεταξύ FRL και διανύσματος ταχύτητας της ροής ($\neq 0$ λόγω κατωρεύματος),

i_w : τοπική γωνία πρόσπτωσης (incidence) μεταξύ μέσης αεροδυναμικής χορδής και FRL,

x_{ac} : οριζόντια απόσταση ακμής πρόσπτωσης από ac ,

x_{cg} : οριζόντια απόσταση ακμής πρόσπτωσης από cg ,

z_{cg} : κάθετη απόσταση μεταξύ FRL και cg ,

M_{ac_w} : ροπή πρόνευσης κύριας πτέρυγας περί το ac .

Σημειολογία

Μέχρι στιγμής ορίστηκαν οι τέσσερις βασικές δυνάμεις που ασκούνται στο αεροσκάφος:

- T: ώση,
- D: οπισθέλκουσα,
- L: άνωση,
- W: βάρος.

και οι βασικοί συντελεστές απόδοσης αεροτομών:

$$C_L = \frac{L}{QS} \quad C_D = \frac{D}{QS} \quad C_M = \frac{M}{QSc}$$

Γενικά:

$$C_X = \frac{X}{\text{παραμετρος αδιαστατοποίησης}}$$

ενώ οι αντίστοιχες αεροδυναμικές παράγωγοι ευστάθειας

$$C_{X_y} = \frac{\partial C_X}{\partial y}$$

επομένως

$$C_{L_u} = \frac{\partial C_L}{\partial u}, C_{D_\alpha} = \frac{\partial C_D}{\partial \alpha}, \dots$$

Από τον ορισμό των μεταβλητών του αεροσκάφους, οι δυνάμεις και ροπές:

- X: αξονική συνιστώσα δύναμης,
- Y: πλάγια συνιστώσα δύναμης,
- Z: κάθετη συνιστώσα δύναμης.
- L: ροπή περιστροφής,
- M: ροπή πρόνευσης,
- N: ροπή εκτροπής.

Για να μην υπάρχει σύγχυση μεταξύ του αδιάστατου συντελεστή άνωσης και των αεροδυναμικών παραγώγων ευστάθειας του $C_L, C_{L_q}, C_{L_\alpha}$ κτλ., με τα αντίστοιχα μεγέθη της ροπής κλίσης (L), καθορίζεται ο συμβολισμός με πεζό l :

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

Επομένως για να υπάρχει συμβατότητα και για τις υπόλοιπες μεταβλητές:

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

Υπολογισμός ροπής πρόνευσης – Συνεισφορά κύριας πτέρυγας

$$\sum \text{Ροπών} = M_{cgw}$$

⇒ Αδιαστατοποίηση με $\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c}$:

$$\begin{aligned} C_{m_{cgw}} = & C_{Lw} \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{cg}}{\bar{c}} \right) \cos(\alpha_w - i_w) + C_{Dw} \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) \sin(\alpha_w - i_w) \\ & + C_{Lw} \frac{z_{cg}}{\bar{c}} \sin(\alpha_w - i_w) - C_{Dw} \frac{z_{cg}}{\bar{c}} \cos(\alpha_w - i_w) + C_{m_{acw}} \end{aligned}$$

Υποθέτοντας:

- μικρή γωνία πρόσπτωσης (υποηχητική πτήση),
- z_{cg} συγκριτικά μικρή.

$$\cos(\alpha_w - i_w) = 1, \quad \sin(\alpha_w - i_w) = \alpha_w - i_w, \quad C_L \gg C_D$$

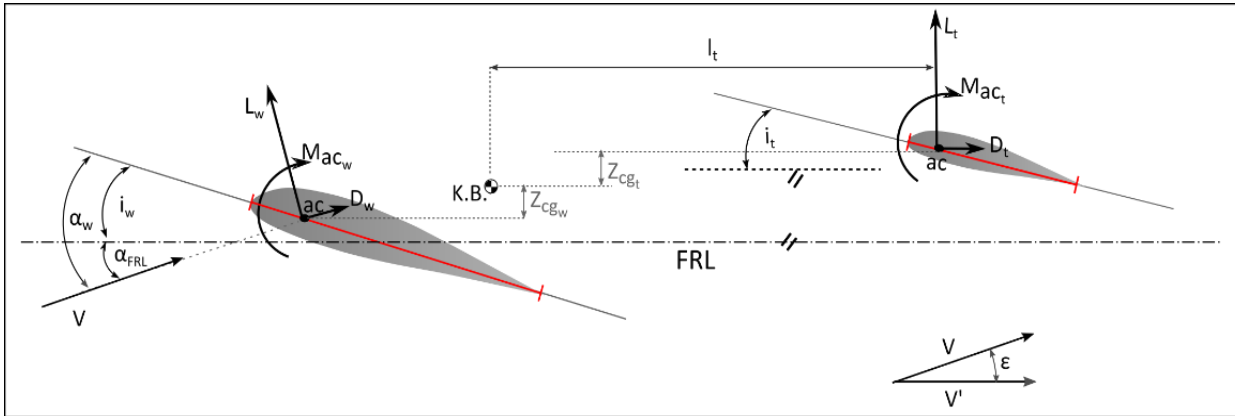
$$\Rightarrow C_{m_{cgw}} = C_{m_{acw}} + C_{Lw}(\mathbf{h} - \mathbf{h}_n)$$

όπου:

$$C_{Lw} = C_{L_{ow}} + C_{L_{\alpha_w}} \alpha_w, \quad x_{cg} = h \bar{c}, \quad x_{ac} = h_n \bar{c}$$

όταν οι αποστάσεις cg και ac από την ακμή εκφυγής, δίνονται ως ποσοστό της χορδής.

Υπολογισμός της ροπής πρόνευσης - Η συνεισφορά του οριζόντιου ουραίου σταθερού πτερυγίου



Σχήμα: Αεροτομή κύριας πτέρυγας και οριζόντιου ουραίου σταθερού πτερυγίου.

Οριζόντιο ουραίο σταθερό πτερόγιο (tailplane – δείκτης t): επηρεάζεται από το πεδίο ροής που επάγει η κύρια πτέρυγα, δηλαδή από το **κατώρευμα (downwash)**.

Πως η ροπή που προκαλεί η άνωση που παρέχει το οριζόντιο ουραίο σταθερό πτερόγιο, υπεισέρχεται στην εξίσωση της συνολικής ροπής πρόνευσης;

- α_t : γωνία πρόσπτωσης οριζόντιου ουραίου σταθερού πτερυγίου,
- ε : γωνία κατωρεύματος,
- i_t : τοπική γωνία πρόσπτωσης (incidence),
- l_t : οριζόντια απόσταση cg και ac ουραίου πτερυγίου,
- z_{cg_t} : κάθετη απόσταση ac οριζόντιου ουραίου πτερυγίου και cg,
- M_{cg_t} : ροπή πρόνευσης οριζόντιου ουραίου πτερυγίου περί το ac του,

Από τη γεωμετρία του σχήματος:

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

Υπολογισμός της ροπής πρόνευσης - Η συνεισφορά του οριζόντιου ουραίου σταθερού πτερυγίου

- Μικρές γωνίες πρόσπτωσης, $D_t \approx 0 \Rightarrow$ Συνολική άνωση:

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

η : αποδοτικότητα του ουραίου ($0.8 < \eta < 1.2$, ανάλογα με την θέση του ουραίου ως προς την πτέρυγα).

- Ροπές οριζόντιου ουραίου περί το κέντρο βάρους:**

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

- Συνήθως:

- Δύο τελευταίοι όροι \ll από τον πρώτο και

- $C_{L_t} \gg C_{D_t}$:

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

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

Υπολογισμός της ροπής πρόνευσης - Η συνεισφορά του οριζόντιου ουραίου σταθερού πτερυγίου

- Γωνία κατωρεύματος ε , [$\varepsilon_o = \varepsilon(\alpha_w=0)$] :

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

- Θεωρία πεπερασμένης πτέρυγας (περίπτωση ελλειπτικής κατανομής άνωσης):

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

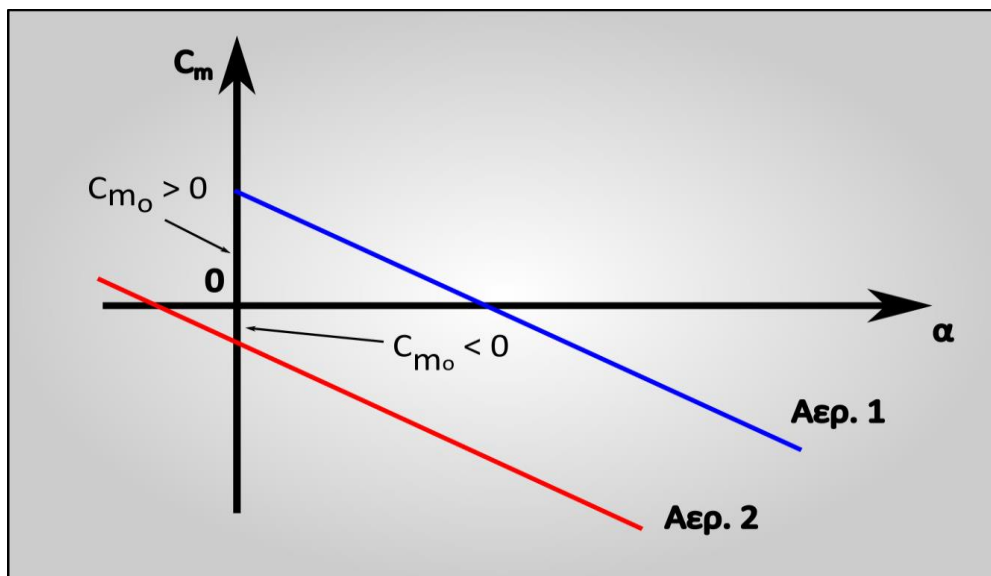
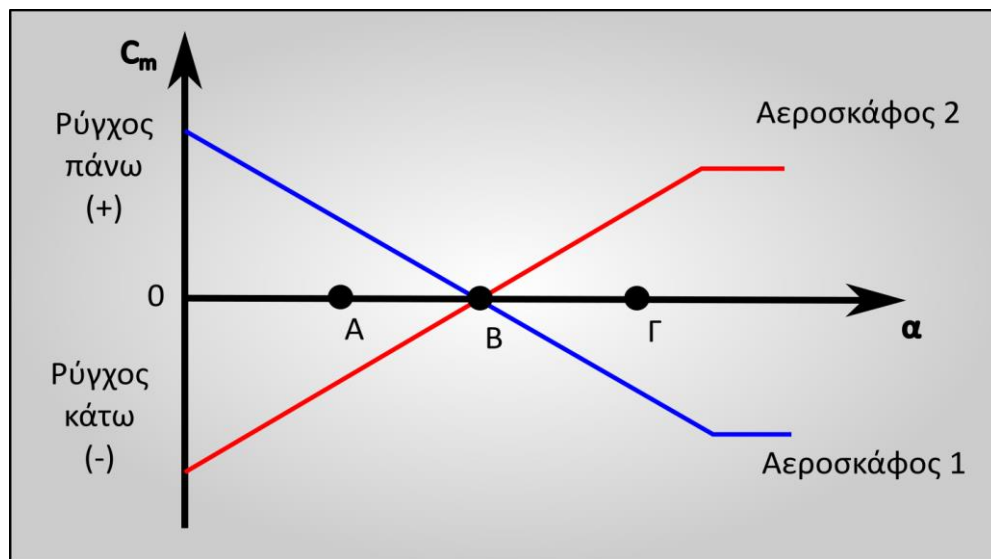
- Τότε σε αντιστοιχία με την γραμμική έκφραση της ροπής πρόνευσης:

$$C_{m_{cgt}} = C_{m_{ot}} + C_{m_{\alpha_t}} \alpha$$

όπου

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

Διαμήκης στατική ευστάθεια – Συνθήκες ευστάθειας



Πάνω σχήμα: καμπύλες $C_m(\alpha)$ δύο αεροσκαφών.

Σημείο Β: το σημείο αντιστάθμισης, όπου $C_{m_{cg}} = 0$.

Σημείο Γ: Περίπτωση διαταραχής κατά την οποία αυξάνεται η γωνία πρόσπτωσης πέρα από την αντιστάθμιση:

- Αεροσκάφος 1: αναπτύσσει $C_m < 0$ που τείνει να το επαναφέρει στην θέση ισορροπίας.
- Αεροσκάφος 2: αναπτύσσει $C_m > 0$ που τείνει να αυξήσει περαιτέρω τη γωνία πρόσπτωσης.

Σημείο Α: Αντίστροφη περίπτωση, ισχύουν τα αντίστοιχα.

⇒ Μόνο το αεροσκάφος 1 πληροί την προδιαγραφή για στατική ευστάθεια.

Συνθήκη διαμήκους στατικής ευστάθειας :

$$C_{m_\alpha} = \frac{dC_m}{d\alpha} < 0$$

Κάτω σχήμα - Επιπλέον συνθήκη

Η δυνατότητα αντιστάθμισης σε θετικές γωνίες πρόσπτωσης απαιτεί:

$$C_{m_0} > 0.$$

Η έκφραση της συνθήκης στατικής ευστάθειας από την καμπύλη C_m - C_L :

$$\frac{dC_m}{dC_L} < 0$$

Διαμήκης στατική ευστάθεια – Συνθήκες ευστάθειας

Εξίσωση ροπής πρόνευσης της κύριας πτέρυγας:

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

Διαμήκης στατική ευστάθεια μόνο για την πτέρυγα:

- Παραγωγίζοντας εισάγεται η συνθήκη στατικής ευστάθειας:

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

- Για δυνατότητα αντιστάθμισης σε θετική γωνία πρόσπτωσης:

$$C_{m_o} = C_{m_{acw}} + C_{L_{ow}} \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) > 0$$

$$\Rightarrow x_{ac} > x_{cg} \quad \text{και} \quad C_{m_{acw}} > C_{L_{ow}}$$

\Rightarrow Το αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας πρέπει να βρίσκεται κατάντη του κέντρου βάρους.

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

Διαμήκης στατική ευστάθεια – Συνθήκες ευστάθειας

Ρόλος του οριζόντιου σταθερού ουραίου πτερυγίου:

Επιδρά θετικά στον συνολικό C_{m_0} του αεροσκάφους με την ρύθμιση της τοπικής γωνίας πρόσπτωσης i_t :

$$\frac{dC_{m_{cgt}}}{dC_{L_t}} = -V_H \eta < 0$$

Αυτή η συνθήκη ικανοποιείται πάντα εφόσον εξ' ορισμού:

$$V_H, \eta > 0$$

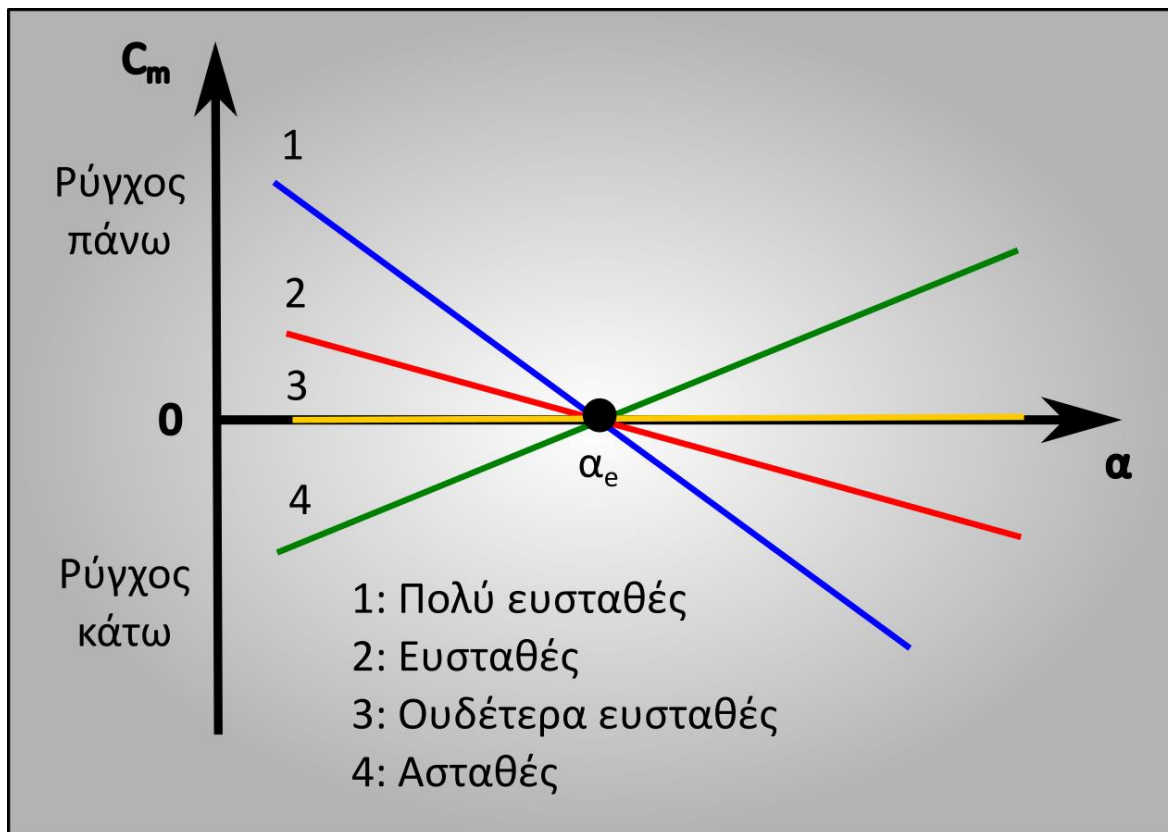
⇒ Ο ρόλος του οριζόντιου ουραίου σταθερού πτερυγίου είναι **σταθεροποιητικός**.

⇒ Οι πιο εμφανής τρόποι ρύθμισης της συνεισφοράς του ουραίου στην ευστάθεια:

- με το **μήκος του βραχίονα ροπής** l_t είτε,
- με την **επιφάνεια του ουραίου πτερυγίου** S_t .

Διαμήκης στατική ευστάθεια – Βαθμός ευστάθειας

Βαθμός ευστάθειας: περιγράφεται με τον όρο «περιθώριο ευστάθειας», που ουσιαστικά εκφράζει πόση ευστάθεια, περισσότερη από την ουδέτερη, διαθέτει το αεροσκάφος.



Διάμηκες περιθώριο στατικής ευστάθειας: σχετίζεται άμεσα με την κλίση του διαγράμματος C_m - α .

- Όσο μεγαλύτερος είναι ο βαθμός ευστάθειας τόσο μεγαλύτερη είναι η ροπή αποκατάστασης που ακολουθεί τη διαταραχή.
- Ένα **πολύ ευσταθές** αεροσκάφος θα ανθίσταται σημαντικά στη διαταραχή

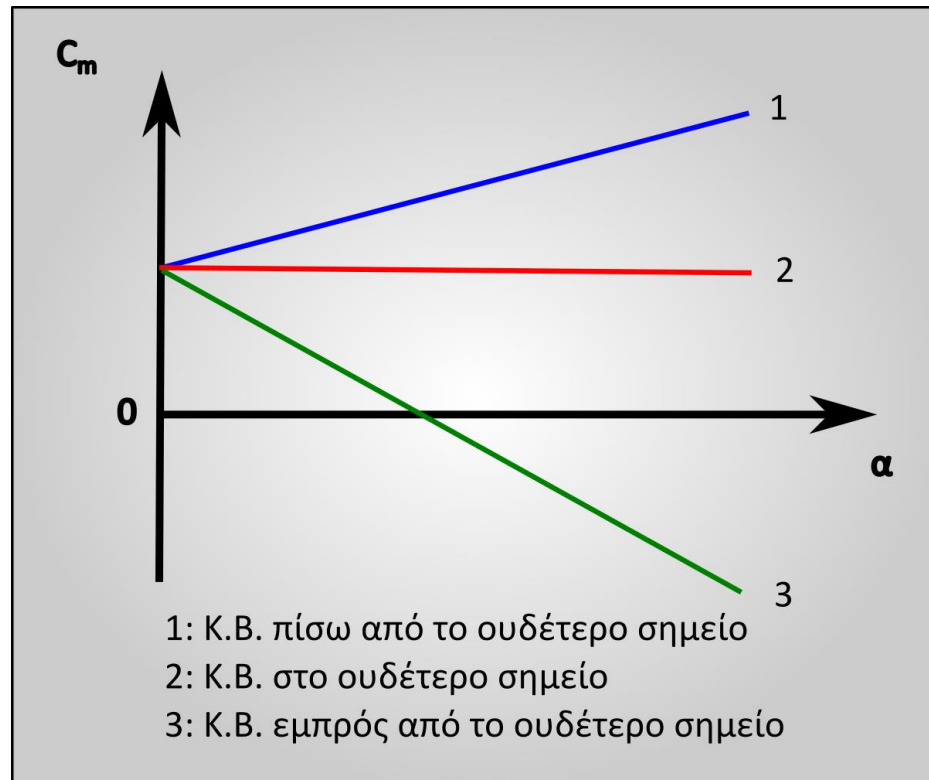
⇒ Θα απαιτείται **μεγαλύτερη δράση ελέγχου** ώστε το αεροσκάφος να μεταβάλλει την κατάσταση αντιστάθμισης, δηλαδή **να ελιχθεί**.

⇒ Ο **μεγάλος βαθμός ευστάθειας** μπορεί να είναι το ίδιο **ανεπιθύμητος** με τη λίγη ευστάθεια.

Ευστάθεια με τα χειριστήρια σταθεροποιημένα

«Χειριστήρια σταθεροποιημένα»: Οι συνθήκες όπου ο πιλότος κρατά σταθερά τα χειριστήρια του πηδαλίου ανόδου-καθόδου σε συγκεκριμένες θέσεις που αντιστοιχούν στην αντιστάθμιση.

Προϋπόθεση: το αεροσκάφος είναι ευσταθές.



- Το κέντρο βάρους μετακινείται κατά την διάρκεια της πτήσης \Rightarrow Εντοπισμός ορίων μέσα στα οποία πρέπει να μπορεί να κινηθεί ώστε το αεροσκάφος να διατηρεί τη διαμήκη στατική του ευστάθεια.
- Εξίσωση συνολικής ροπής πρόνευσης, για $C_{m_\alpha} = 0$:

$$\frac{x_{NP}}{\bar{c}} = \frac{x_{ac}}{\bar{c}} + \eta V_H \frac{C_{L\alpha t}}{C_{L\alpha w}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

$x_{cg} \equiv x_{NP}$: Ουδέτερο σημείο (Neutral Point)

Το σημείο όπου το αεροσκάφος από στατικά ευσταθές γίνεται ουδέτερα ευσταθές.

\Rightarrow Ευσταθές αεροσκάφος: η θέση του κέντρου βάρους είναι εμπρός από τη θέση του ουδέτερου σημείου ($x_{cg} < x_{NP}$) όπου και η κλίση της καμπύλης είναι αρνητική.

Συνήθως:

- Οπίσθιο όριο \equiv ουδέτερο σημείο
- Εμπρόσθιο όριο καθορίζεται από το μέγιστο επιτρεπτό περιθώριο ευστάθειας.

Διαμήκης έλεγχος - Αποδοτικότητα πηδαλίου ανόδου – καθόδου

Έλεγχος πρόνευσης \Rightarrow Πηδάλιο ανόδου-καθόδου

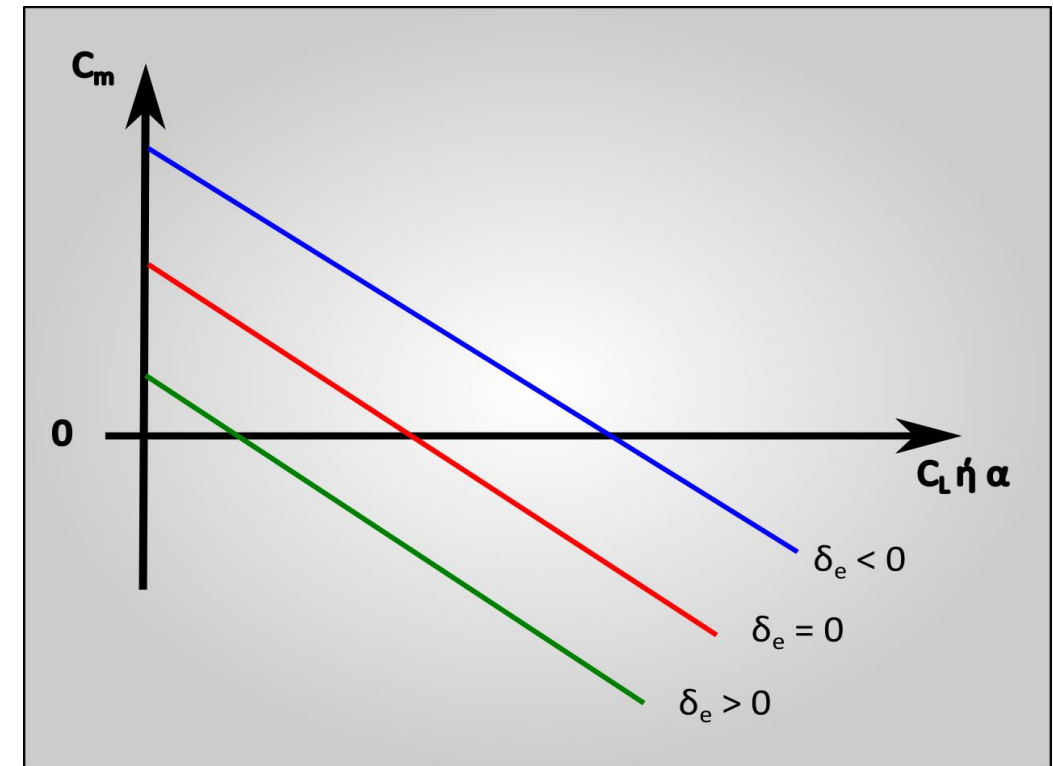
Σχεδιαστικές προδιαγραφές:

- Αποδοτικότητα ελέγχου:

- μέγεθος και
- λόγος όγκου V_H

του οριζόντιου σταθερού ουραίου πτερυγίου.

- Ροπές στις αρθρώσεις: οι αεροδυναμικές ροπές που ασκούνται στις αρθρώσεις μεταξύ του πηδαλίου ανόδου-καθόδου και του οριζόντιου ουραίου σταθερού πτερυγίου και οι οποίες πρέπει να υπερνικηθούν κατά την μετακίνηση του.
- Αεροδυναμική ισορροπία και ισορροπία μάζας.



Σχήμα: Επιρροή της γωνία εκτροπής δ_e του πηδαλίου ανόδου – καθόδου στην καμπύλη $C_m - \alpha$ ή $C_m - C_L$. Δεν επηρεάζει την κλίση της καμπύλης αλλά μετακινεί την καμπύλη με τέτοιο τρόπο που να επιτρέπει την αντιστάθμιση σε διάφορες γωνίες πρόσπτωσης.

Διαμήκης έλεγχος - Αποδοτικότητα πηδαλίου ανόδου – καθόδου

- Μεταβολή της συνολικής άνωσης του αεροσκάφους ΔC_L , λόγω εκτροπής δ_e :

$$C_L = C_{L\alpha} \alpha + \Delta C_L = C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_e} \delta_e$$

- Μεταβολή στη συνολική ροπή πρόνευσης:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \delta_e$$

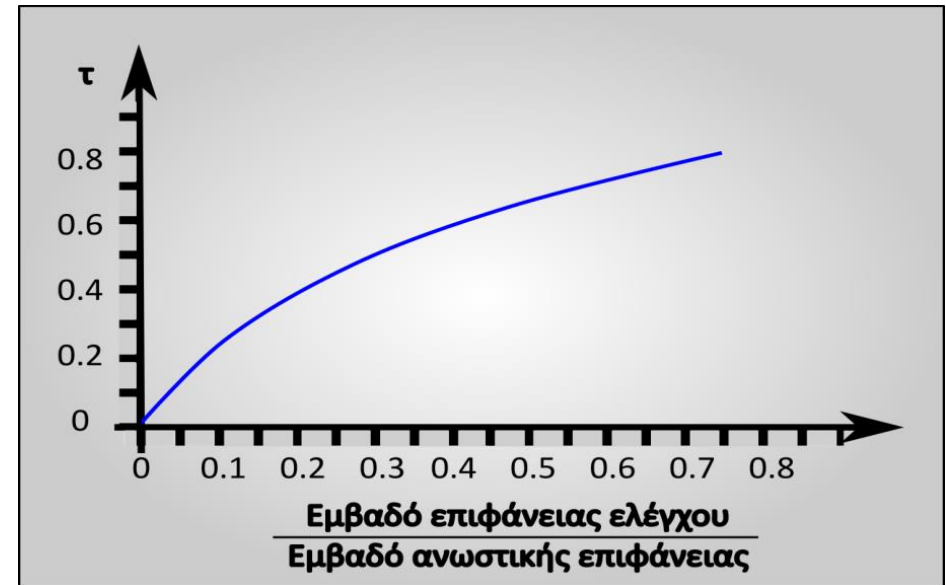
Μεταβολή συνολικής άνωσης = Μεταβολή που ασκείται στο οριζόντιο σταθερό ουραίο πτερύγιο:

$$\Delta C_L = \frac{S_t}{S} \eta \Delta C_{L_t} = \frac{S_t}{S} \eta \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e} \delta_e$$

$\frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$: αποδοτικότητα του πηδαλίου ανόδου-καθόδου

Ανάλογη του μεγέθους του πτερυγίου :

$$\frac{dC_{L_t}}{d\delta_e} = \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} \frac{d\alpha_t}{d\delta_e} = C_{L\alpha_t} \tau$$



Παράμετρος τ : Καθορίζεται από πειραματικά δεδομένα. Συσχέτιση μεταβολής της συνολικής ροπής πρόνευσης με τα γεωμετρικά μεγέθη:

$$C_{m\delta_e} = -V_H \eta \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e} = -V_H \eta C_{L\alpha_t} \tau$$

\Rightarrow Ο σχεδιαστής μπορεί να επιλέξει την **αποδοτικότητα του πηδαλίου** με επιλογή του **μεγέθους του πτερυγίου** και του **λόγου του όγκου** του.

Γωνία αντιστάθμισης πηδαλίου ανόδου-καθόδου

- Αντισταθμισμένο αεροσκάφος \Rightarrow
Ισορροπία δυνάμεων \Rightarrow Εξίσωση
ροπής πρόνευσης:
$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e = 0$$

Επιλύοντας ως προς την γωνία του
πηδαλίου ανόδου-καθόδου:

$$\delta_{\text{trim}} \equiv \delta_e = -\frac{C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha_{\text{trim}}}{C_{m_{\delta_e}}}$$

δ_{trim} : ορίζεται ως η γωνία
αντιστάθμισης του πηδαλίου ανόδου-
καθόδου.

Συντελεστής άνωσης στην
αντιστάθμιση:

$$C_{L_{\text{trim}}} = C_{L_\alpha} \alpha_{\text{trim}} + C_{L_{\delta_e}} \delta_{\text{trim}}$$

\Rightarrow Γωνία πρόσπτωσης αντιστάθμισης:

$$\alpha_{\text{trim}} = \frac{C_{L_{\text{trim}}} - C_{L_{\delta_e}} \delta_{\text{trim}}}{C_{L_\alpha}}$$

\Rightarrow Γωνία αντιστάθμισης πηδαλίου
ανόδου – καθόδου:

$$\delta_{\text{trim}} = -\frac{C_{m_0} C_{L_\alpha} + C_{m_\alpha} C_{L_{\text{trim}}}}{C_{m_{\delta_e}} C_{L_\alpha} - C_{m_\alpha} C_{L_{\delta_e}}}$$

Ευστάθεια με τα χειριστήρια ελεύθερα

«Χειριστήρια ελεύθερα»: Κατάσταση όπου ο πιλότος μπορεί να έχει τα χέρια του μακριά από τα χειριστήρια του πηδαλίου ανόδου-καθόδου, το οποίο είναι ελεύθερο να «πλέει» (floating) σε μια γωνία, που αντιστοιχεί στην επικρατούσα συνθήκη αντιστάθμισης.

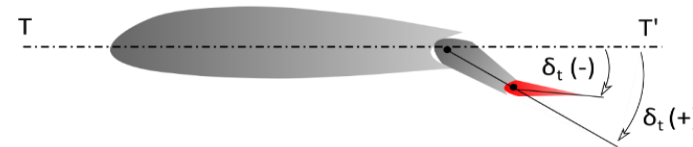
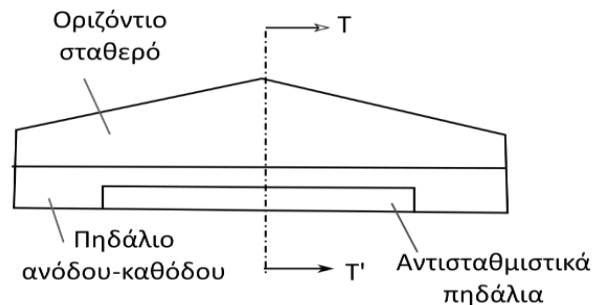
Προϋπόθεση: το αεροσκάφος είναι ευσταθές, διαφορετικά θα απέκλινε με την απελευθέρωση των χειριστηρίων.

- Αυτό επιτυγχάνεται, μόνο εφόσον τα χειριστήρια μπορούν να ρυθμιστούν έτσι ώστε το πηδάλιο ανόδου-καθόδου να πλέει στη σωστή γωνία που αντιστοιχεί στην επιθυμητή κατάσταση πτήσης και καθίσταται δυνατό με τη συνεχή ρύθμιση του αντισταθμιστικού πηδαλίου, έως ότου το αεροσκάφος αντισταθμιστεί πλήρως.

Αντισταθμιστικά πηδάλια: Μικρά πτερύγια τοποθετημένα στην ακμή εκφυγής της εκάστοτε επιφάνειας ελέγχου με σκοπό να εξουδετερώνουν τις ροπές στις αρθρώσεις.

Σε αντίθετη περίπτωση ο πιλότος θα έπρεπε να προσπαθεί συνεχώς να διατηρήσει την απαιτούμενη δύναμη για την εκτέλεση αντισταθμισμένης πτήσης.

**Η συνεισφορά τους στην άνωση της επιφάνειας όπου είναι προσαρτημένα, είναι ελάχιστη και δεν λαμβάνεται υπόψη στην ανάλυση.*



Ροπές στις αρθρώσεις του πηδαλίου ανόδου-καθόδου

Πιλότος \Rightarrow δύναμη στα χειριστήρια \Rightarrow

Μετακίνηση πηδαλίου ανόδου – καθόδου \Leftrightarrow

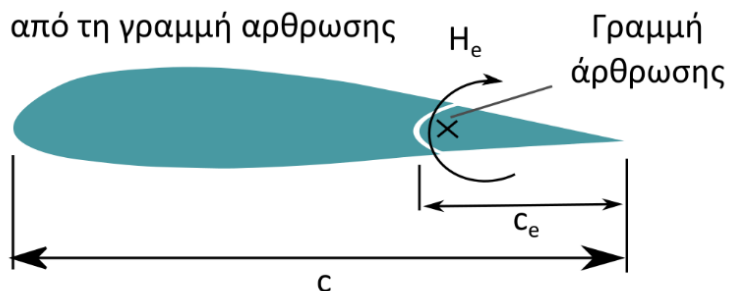
Υπερνίκηση ροπών στις αρθρώσεις του πηδαλίου.

Ροπή στην άρθρωση:

- γωνία πρόσπτωσης α_t ,
- γωνία εκτοπισμού δ_e του πηδαλίου ανόδου-καθόδου και
- γωνία εκτοπισμού δ_{tab} του αντισταθμιστικού πηδαλίου.

$$C_{he} = \frac{H_e}{1/2 \rho V^2 S_e c_e}$$

S_e = Εμβαδό περιοχής πίσω από τη γραμμή άρθρωσης



$$C_{he} = C_{h_0} + C_{h_{\alpha_t}} \alpha_t + C_{h_{\delta_e}} + C_{h_{\delta_{tab}}} \delta_{tab}$$

(παράμετροι συνήθως από πειραματικά δεδομένα σε αεροδυναμική σήραγγα).

- **Ελεύθερα τα χειριστήρια** του πηδαλίου ανόδου-καθόδου, συνολικά:

$$C_{m'_\alpha} = C_{L_{\alpha_w}} \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) - C_{L_{\alpha_t}} f \eta V_H \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

όπου

$$f = \left(1 - \frac{C_{L_{\delta_e}}}{C_{L_{\alpha_t}}} \frac{C_{h_{\alpha_t}}}{C_{h_{\delta_e}}} \right)$$

- **Διαμήκης στατική ευστάθεια** ($C_{m'_\alpha} = 0$):

$$\frac{x'_{NP}}{\bar{c}} \equiv \frac{x_{cg}}{\bar{c}} = \frac{x_{ac}}{\bar{c}} + \eta V_H \frac{f C_{L_{\alpha_t}}}{C_{L_{\alpha_w}}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

x'_{NP} : ουδέτερο σημείο με τα χειριστήρια ελεύθερα.

Στατικό περιθώριο ευστάθειας

- Διαφορά μεταξύ των δύο καταστάσεων (χειριστήρια σταθερά – χειριστήρια ελεύθερα):

$$\frac{X_{NP}}{\bar{c}} - \frac{X'_{NP}}{\bar{c}} = (1 - f)V_H\eta \frac{C_{L\alpha_t}}{C_{L\alpha_w}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

- Ο παράγοντας f καθορίζει τη θέση του X'_{NP} σχετικά με το X_{NP} .

Στατικά περιθώρια:

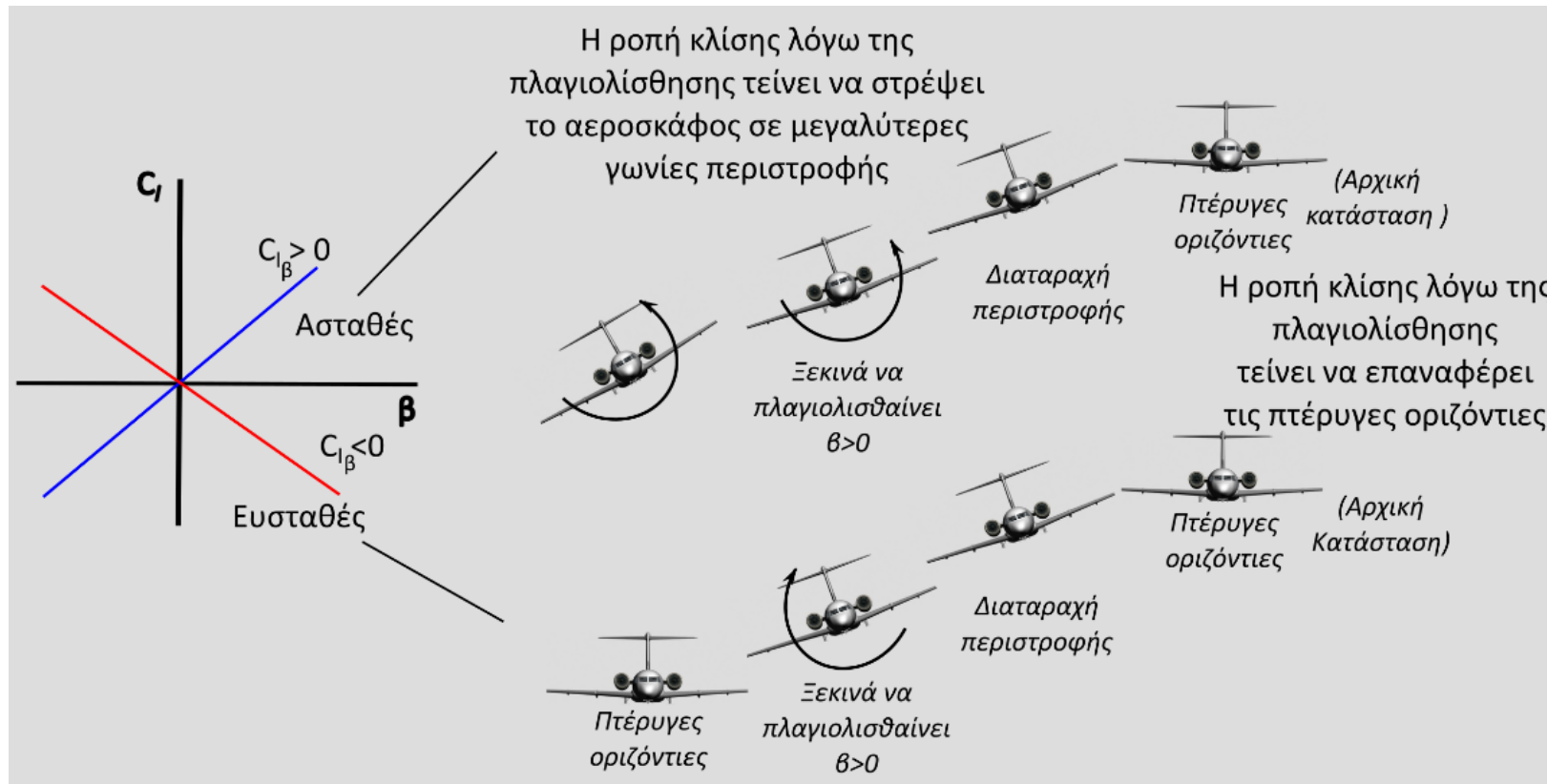
- Χειριστήρια σταθεροποιημένα:

$$\frac{X_{NP}}{\bar{c}} - \frac{X_{cg}}{\bar{c}}$$

- Χειριστήρια ελεύθερα:

$$\frac{X'_{NP}}{\bar{c}} - \frac{X_{cg}}{\bar{c}}$$

Εγκάρσια στατική ευστάθεια – Συνθήκη ευστάθειας



Εγκάρσια στατική ευστάθεια:

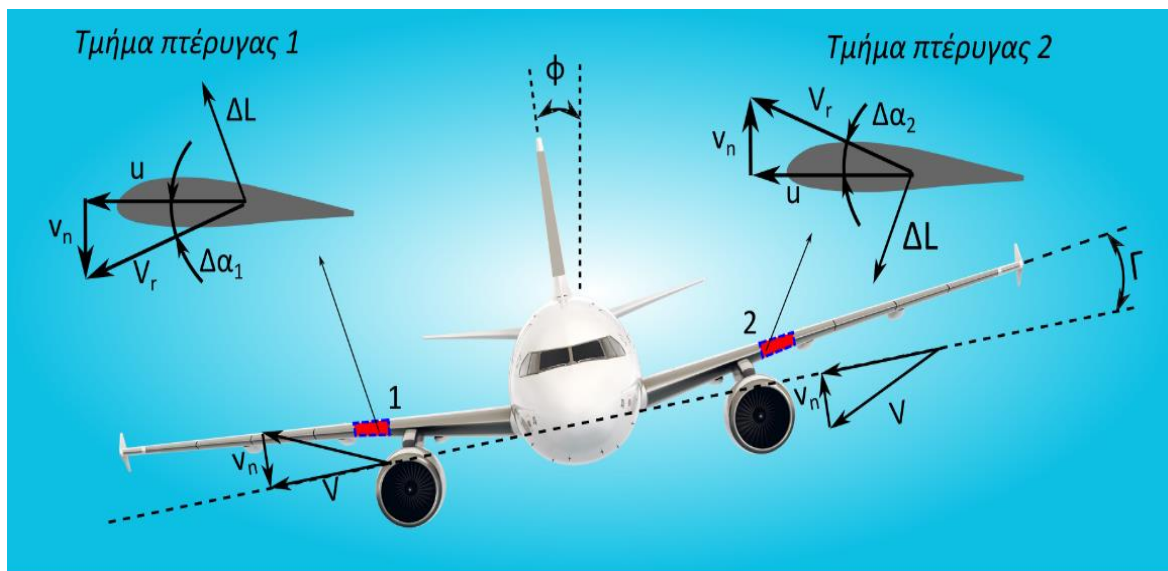
Ικανότητα του αεροσκάφους να διατηρεί ισορροπία με τις πτέρυγες οριζόντιες ως προς την περιστροφή.

Συνθήκη εγκάρσιας στατικής ευστάθειας:

(Ροπή περιστροφής επαναφοράς συνάρτηση της γωνίας πλαγιολίσθησης β)

$$\frac{dC_l}{d\beta} = C_{l\beta} < 0$$

Ροπή περιστροφής επαναφοράς – Διεδρη γωνία



Διεδρη γωνία Γ πτέρυγας: Η γωνία που σχηματίζει η κλίση του εκπετάσματος με τον οριζόντιο άξονα.

- $\Gamma > 0$: άκρο της πτέρυγας ψηλότερα από τη βάση της.
- $\Gamma < 0$: άκρο της πτέρυγας χαμηλότερα από τη βάση της.

Ορίζονται επίσης:

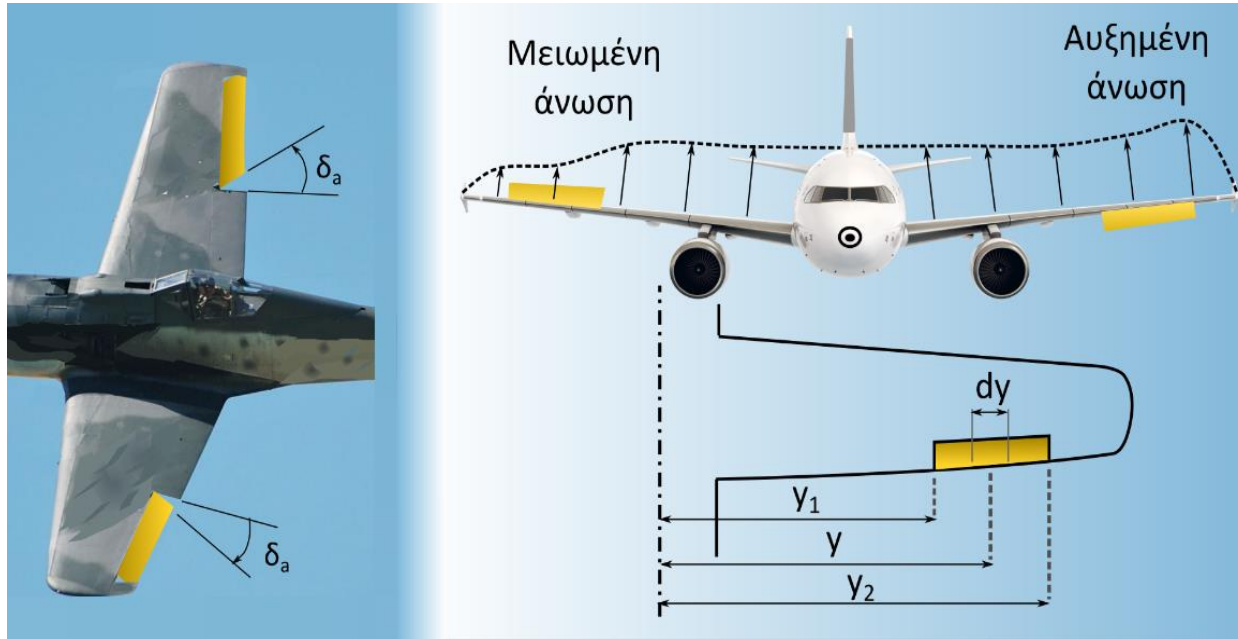
- $\Delta\alpha$: τοπική μεταβολή της γωνίας πρόσπτωσης,
- V_n : συνιστώσα της πλάγιας ταχύτητας.

- **Ροπή επαναφοράς** όταν ξεκινήσει να πλαγιολισθαίνει, εξαρτάται κυρίως από:

- την **διεδρη γωνία**,
- την **οπισθόκλιση (Λ_k)**,
- την **θέση της πτέρυγας στην άτρακτο** και
- το **κάθετο ουραίο σταθερό πτερύγιο (fin)**.

- 1) Συνιστώσα σχετικού ανέμου προς το πλάι του αεροσκάφους.
- 2) Η πτέρυγα από την πλευρά που έρχεται ο άνεμος αντιμετωπίζει **αυξημένη γωνία πρόσπτωσης** \Rightarrow **αυξάνεται η άνωση**.
- 3) Το **αντίθετο** συμβαίνει στην **άλλη πλευρά**.
- 4) Δημιουργείται μια **ροπή**, που τείνει να **επαναφέρει** το αεροσκάφος στη θέση με τις **πτέρυγες οριζόντιες**.

Έλεγχος περιστροφής (κλίσης)



Έλεγχος περιστροφής:

Διαφορική εκτροπή των πηδαλίων κλίσης.

⇒ Μεταβολή κατανομής ώσης κατά την διεύθυνση του επιπέδου

⇒ Δημιουργία ροπής περιστροφής (**L**).

- Απειροστή μεταβολή συντελεστή ροπής περιστροφής:

$$\Delta C_l = \frac{C_{l\alpha} c y dy}{S b}$$

- Συντελεστής άνωσης:

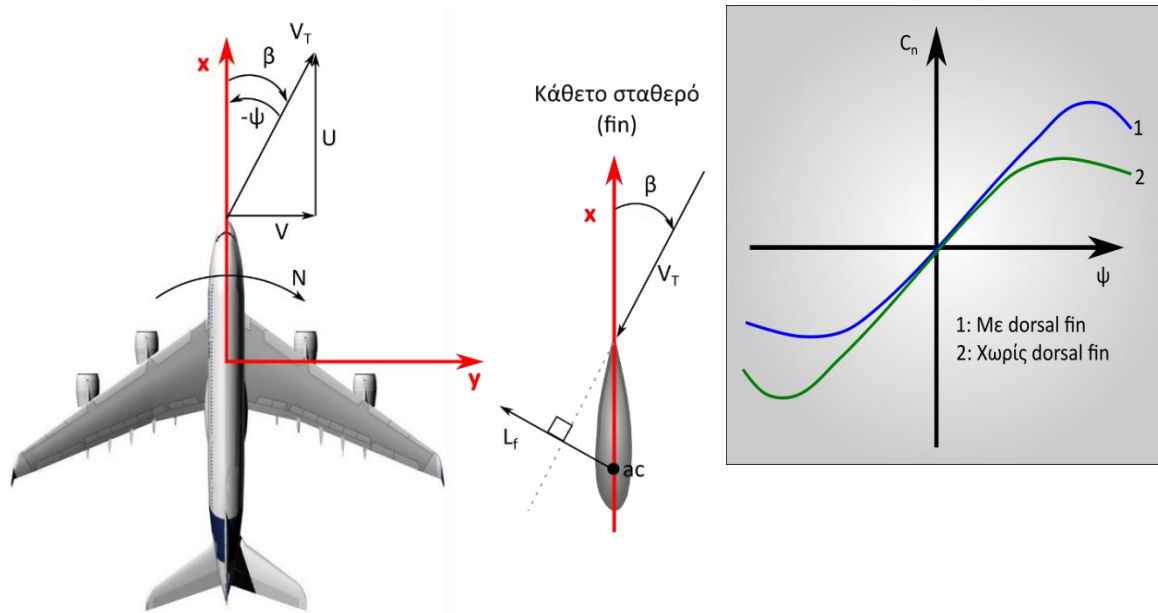
$$C_L = C_{L\alpha} \tau \delta_a$$

- Έκφραση ισχύος ελέγχου:

Ολοκληρώνοντας στην περιοχή του πηδαλίου περιστροφής και παραγωγίζοντας ως προς την γωνία του πηδαλίου δ_a :

$$C_{l\delta_a} = \frac{2 C_{L\alpha_w} \tau \delta_a}{S b} \int_{y_1}^{y_2} c y dy$$

Στατική ευστάθεια εκτροπής



Πάνω σχήμα: ο συνδυασμός της ταχύτητας της πλαγιολίσθησης V και της αξονικής ταχύτητας U συνθέτει μια θετική διαταραχή της γωνίας πλαγιολίσθησης β .

Κάθετο ουραίο σταθερό πτερύγιο:

Κύριος παράγοντας καθορισμού στατικής ευστάθειας εκτροπής.

- 1) $\beta \equiv -\psi$, εφόσον το ρύγχος του αεροσκάφους εκτρέπεται αριστερά λόγω της ολικής ταχύτητας V_T .
- 2) Κάθετο σταθερό ουραίο πτερύγιο, υπό γωνία πρόσπτωσης $\alpha = \beta \neq 0$.
- 3) Προκαλείται άνωση L_F , με διεύθυνση και φορά του σχήματος \Rightarrow Θετική ροπή εκτροπής N .
- 4) Η ροπή N είναι σταθεροποιητική, καθώς αναγκάζει το αεροσκάφος να εκτραπεί δεξιά έως ότου $\beta \rightarrow 0$.

Συνθήκη στατικής ευστάθειας ως προς την εκτροπή:

$$\frac{dC_n}{d\psi} > 0 \equiv \frac{dC_n}{d\beta}$$

*Η προσθήκη μιας επέκτασης (*dorsal fin*) της επιφάνειας του κάθετου σταθερού, καθυστερεί σημαντικά την εμφάνιση απώλειας στήριξης, επιτρέποντας στατική ευστάθεια σε μεγαλύτερες γωνίες εκτροπής.