



ΔΥΝΑΜΙΚΗ ΚΑΙ ΕΛΕΓΧΟΣ ΠΤΗΣΗΣ

ΕΜΠ

ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΙΩΑΝΝΗΣ ΑΝΤΩΝΙΑΔΗΣ

ΑΝΔΡΕΑΣ ΠΑΡΑΔΕΙΣΙΩΤΗΣ

1: ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Υλικο-Πληροφορίες

Ιστοσελίδα Μαθήματος:

mycourses.ntua.gr

- Παρουσιάσεις διαλέξεων.
- Ασκήσεις και πρόσθετο υλικό.
- Ειφώνηση, δεδομένα, οδηγίες και πληροφορίες σχετικά με το εξαμηνιαίο θέμα.
- Σύγγραμμα «Δυναμική και Έλεγχος Πτήσης» (Δρ. Ιωάννης Αντωνιάδης, 2015) σε ηλεκτρονική μορφή (.html και .pdf).


Εξαμηνιαίο Θέμα:

Μελέτη δυναμικής αεροσκάφους (απόκριση σε εντολές ελέγχου, μορφές ευστάθειας, απόκριση συχνότητας) και συστημάτων επαύξησης της ευστάθειας.

- Κάθε ομάδα λαμβάνει δεδομένα ενός αεροσκάφους για μια περίπτωση πτήσης.
- Συμμετοχή στον τελικό βαθμό: 30%.
- Ομάδες μέχρι 4 άτομα.

Δυναμική και Έλεγχος Πτήσης

Ιωάννης Αντωνιάδης Καθηγητής, ΕΜΠ,
Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών

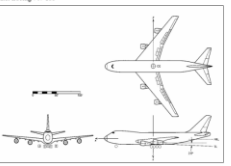


2. Μονάδες μέτρησης, μετατροπές και ενότητες

Μονάδα	Μετατροπή
1.1.1. Μονάδα μήκους (m)	1.000 m = 1 km
1.1.2. Μονάδα μάζας (kg)	1.000 kg = 1 t
1.1.3. Μονάδα χρόνου (s)	1.000 s = 1 min
1.1.4. Μονάδα δύναμης (N)	1.000 N = 1 kN
1.1.5. Μονάδα πίεσης (Pa)	1.000 Pa = 1 kPa
1.1.6. Μονάδα ενέργειας (J)	1.000 J = 1 kJ
1.1.7. Μονάδα ισχύος (W)	1.000 W = 1 kW
1.1.8. Μονάδα θερμοκρασίας (K)	1.000 K = 1 °C
1.1.9. Μονάδα γωνίας (rad)	1.000 rad = 1 °
1.1.10. Μονάδα γωνιακής ταχύτητας (rad/s)	1.000 rad/s = 1 °/s
1.1.11. Μονάδα γωνιακής επιτάχυνσης (rad/s²)	1.000 rad/s² = 1 °/s²
1.1.12. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.13. Μονάδα επιτάχυνσης (g)	1.000 g = 1 m/s²
1.1.14. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.15. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.16. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.17. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.18. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.19. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.20. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.21. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.22. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.23. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.24. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.25. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.26. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.27. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.28. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.29. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.30. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.31. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.32. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.33. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.34. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.35. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.36. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.37. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.38. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.39. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.40. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.41. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.42. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.43. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.44. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.45. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.46. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.47. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.48. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.49. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.50. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.51. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.52. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.53. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.54. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.55. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.56. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.57. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.58. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.59. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.60. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.61. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.62. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.63. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.64. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.65. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.66. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.67. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.68. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.69. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.70. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.71. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.72. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.73. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.74. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.75. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.76. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.77. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.78. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.79. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.80. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.81. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.82. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.83. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.84. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.85. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.86. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.87. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.88. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.89. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.90. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.91. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.92. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.93. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.94. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.95. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.96. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.97. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.98. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.99. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g
1.1.100. Μονάδα επιτάχυνσης (m/s²)	1.000 m/s² = 1 g

Η. Δοκίμηση αεροσκάφους

H.1. Boeing 747-100



1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Ο σκοπός της εισαγωγής είναι να παρουσιάσει τον τρόπο με τον οποίο οι αεροσκάφη λειτουργούν και να εξηγήσει τις βασικές αρχές της αεροδυναμικής και της ευστάθειας. Η εισαγωγή θα περιλαμβάνει μια γενική επισκόπηση της αεροδυναμικής και της ευστάθειας, καθώς και μια αναφορά στις βασικές αρχές της αεροδυναμικής και της ευστάθειας.

1.1. Βασικές έννοιες αεροδυναμικής και ευστάθειας

Η αεροδυναμική είναι η μελέτη της αλληλεπίδρασης μεταξύ ενός αεροσκάφους και του αέρα που περνάει γύρω του. Η ευστάθεια είναι η ικανότητα ενός αεροσκάφους να επιστρέφει στην αρχική του θέση μετά από μια μικρή απόκλιση. Η ευστάθεια είναι μια βασική ιδιότητα των αεροσκάφους και είναι απαραίτητη για την ασφαλή λειτουργία τους.

1.2. Βασικές αρχές αεροδυναμικής

Οι βασικές αρχές αεροδυναμικής περιλαμβάνουν την εξίσωση της συνέχειας, την εξίσωση της ορμής και την εξίσωση της ενέργειας. Αυτές οι εξισώσεις περιγράφουν την αλληλεπίδραση μεταξύ του αέρα και του αεροσκάφους και είναι απαραίτητες για την κατανόηση της αεροδυναμικής και της ευστάθειας.

1.3. Βασικές αρχές ευστάθειας

Οι βασικές αρχές ευστάθειας περιλαμβάνουν την εξίσωση της συνέχειας, την εξίσωση της ορμής και την εξίσωση της ενέργειας. Αυτές οι εξισώσεις περιγράφουν την αλληλεπίδραση μεταξύ του αέρα και του αεροσκάφους και είναι απαραίτητες για την κατανόηση της αεροδυναμικής και της ευστάθειας.

2. ΜΕΛΕΤΗ ΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

Η μελέτη της δυναμικής αεροσκάφους είναι η μελέτη της αλληλεπίδρασης μεταξύ του αεροσκάφους και του αέρα που περνάει γύρω του. Η μελέτη αυτή περιλαμβάνει την εξίσωση της συνέχειας, την εξίσωση της ορμής και την εξίσωση της ενέργειας. Αυτές οι εξισώσεις περιγράφουν την αλληλεπίδραση μεταξύ του αέρα και του αεροσκάφους και είναι απαραίτητες για την κατανόηση της αεροδυναμικής και της ευστάθειας.

2.1. Βασικές αρχές αεροδυναμικής

Οι βασικές αρχές αεροδυναμικής περιλαμβάνουν την εξίσωση της συνέχειας, την εξίσωση της ορμής και την εξίσωση της ενέργειας. Αυτές οι εξισώσεις περιγράφουν την αλληλεπίδραση μεταξύ του αέρα και του αεροσκάφους και είναι απαραίτητες για την κατανόηση της αεροδυναμικής και της ευστάθειας.

2.2. Βασικές αρχές ευστάθειας

Οι βασικές αρχές ευστάθειας περιλαμβάνουν την εξίσωση της συνέχειας, την εξίσωση της ορμής και την εξίσωση της ενέργειας. Αυτές οι εξισώσεις περιγράφουν την αλληλεπίδραση μεταξύ του αέρα και του αεροσκάφους και είναι απαραίτητες για την κατανόηση της αεροδυναμικής και της ευστάθειας.

Εισαγωγή

Βασικά αντικείμενα μαθήματος:

- Διαμόρφωση των δυναμικών χαρακτηριστικών του αεροσκάφους, και του τρόπου με τον οποίο αυτά επηρεάζουν τα χαρακτηριστικά πτήσης και τους χειρισμούς του πιλότου.
- Αποδεικτά χαρακτηριστικά πτήσης και τον τρόπο με τον οποίο είναι δυνατό να βελτιωθούν τα μη αποδεικτά χαρακτηριστικά πτήσης.

Εξεταζόμενα πεδία της Δυναμικής Πτήσης:

- 1) Θεωρία της στατικής ευστάθειας (αντιστάθμιση) του αεροσκάφους.
- 2) Θεωρία της δυναμικής συμπεριφοράς του αεροσκάφους:
 - i. ανάπτυξη και επίλυση των πλήρων εξισώσεων κίνησης,
 - ii. απλοποίηση των πλήρων εξισώσεων κίνησης για διαμήκη και εγκάρσια-διεύθυνσης δυναμική και
 - iii. μελέτη της απόκρισης του αεροσκάφους στα πηδάλια ελέγχου.
- 3) Σχέση των χαρακτηριστικών δυναμικής απόκρισης με τον χειρισμό του αεροσκάφους από τον πιλότο.
- 4) Βασικοί μέθοδοι αυτόματου ελέγχου με ανάδραση:
 - i. Συστήματα επαύξησης της δυναμικής ευστάθειας.
 - ii. Συστήματα αυτόματης πλοήγησης ειδικών φάσεων της πτήσης («αυτόματοι πιλότοι»).

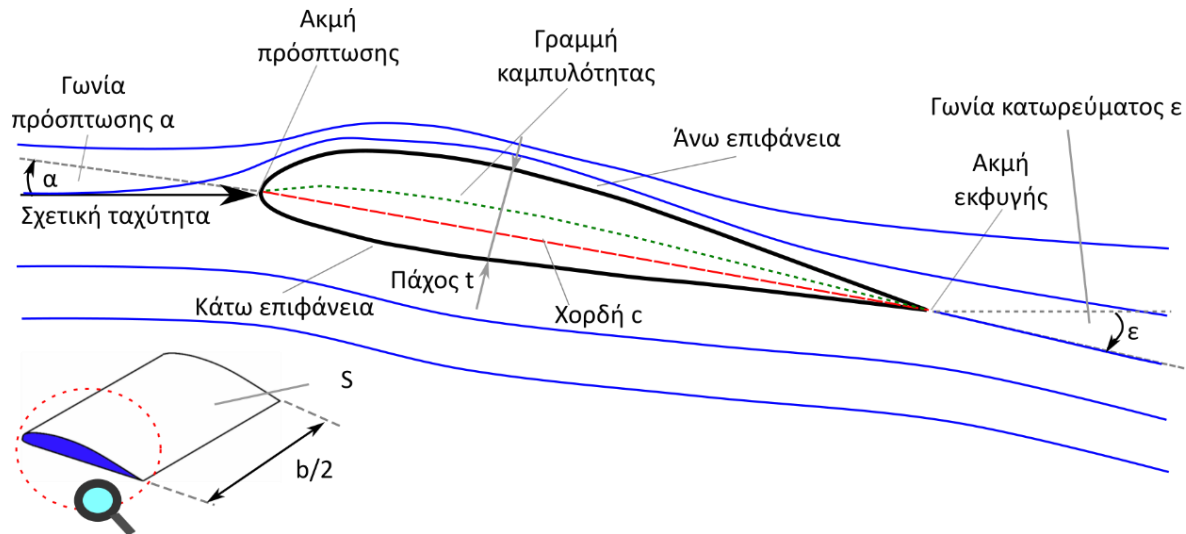
Φυσική λειτουργία αεροτομής πτέρυγας

Αεροτομή πτέρυγας:

Τομή πτέρυγας // επιπέδο συμμετρίας αεροσκάφους.

2D θεώρηση:

Αεροτομή ορίζεται ως το γεωμετρικό σχήμα το οποίο όταν εκτίθεται σε ρεύμα αέρα, αναπτύσσει ανωστικές δυνάμεις, λόγω της ανισορροπίας στην κατανομή της πίεσης μεταξύ της πάνω και κάτω πλευράς του.



Χαρακτηριστικά μεγέθη:

- **ακμή προσβολής**: το σημείο με την μεγαλύτερη καμπυλότητα στο μπροστά μέρος της αεροτομής,
- **ακμή εκφυγής**: το σημείο με την μεγαλύτερη καμπυλότητα στο πίσω μέρος της αεροτομής,
- **χορδή (c)**: η ευθεία που ενώνει τις ακμές προσβολής και εκφυγής,
- **μέση γραμμή ή γραμμή καμπυλότητας**: ο γεωμετρικός τόπος των σημείων που ισαπέχουν από την πάνω και την κάτω επιφάνεια της αεροτομής,
- **πάχος (t)**: η κατανομή του ποικίλει κατά μήκος της χορδής. Μετράται με δύο τρόπους, είτε κάθετα στην μέση γραμμή είτε κάθετα στην χορδή,
- **γωνία πρόσπτωσης (α)**: η γωνία που σχηματίζει το διάνυσμα της ταχύτητας της ροής με την χορδή,
- **γωνία κατωρεύματος (ϵ)**: η γωνία μεταξύ της διεύθυνσης της ελεύθερης ροής και της διεύθυνσης της ροής στην ακμή εκφυγής.

Χαρακτηριστικά απόδοσης αεροτομών

Βασικότεροι συντελεστές :

$$C_L = \frac{L}{QS} \quad (\text{Ανωσης})$$

$$C_D = \frac{D}{QS} \quad (\text{Αντίστασης})$$

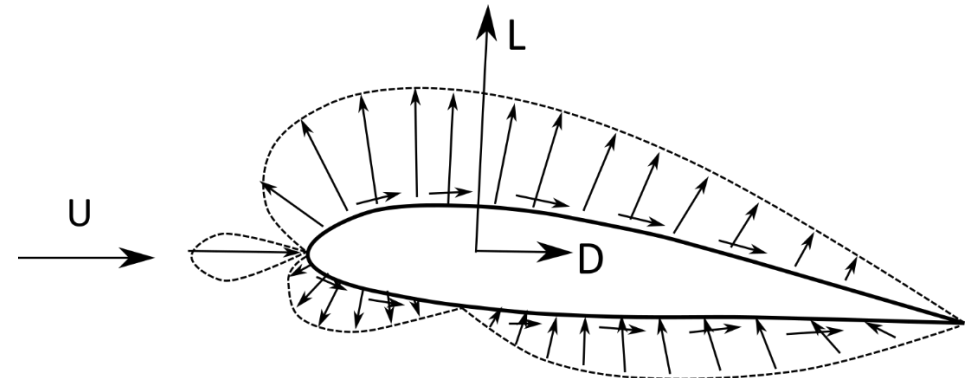
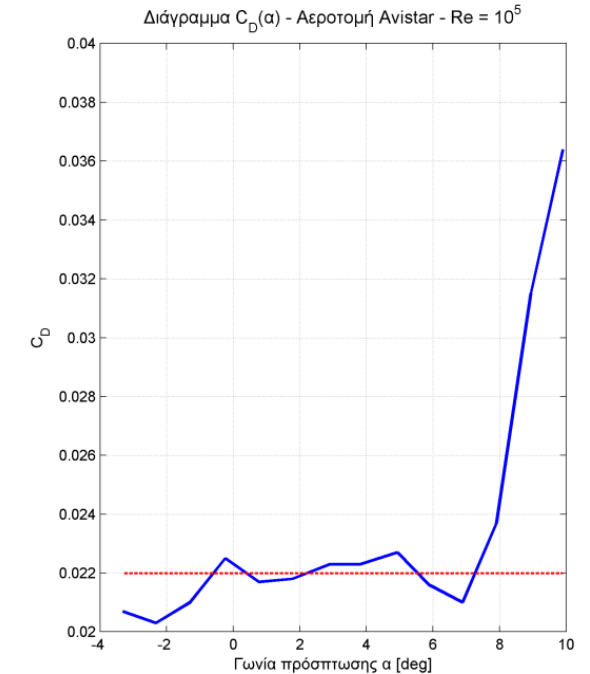
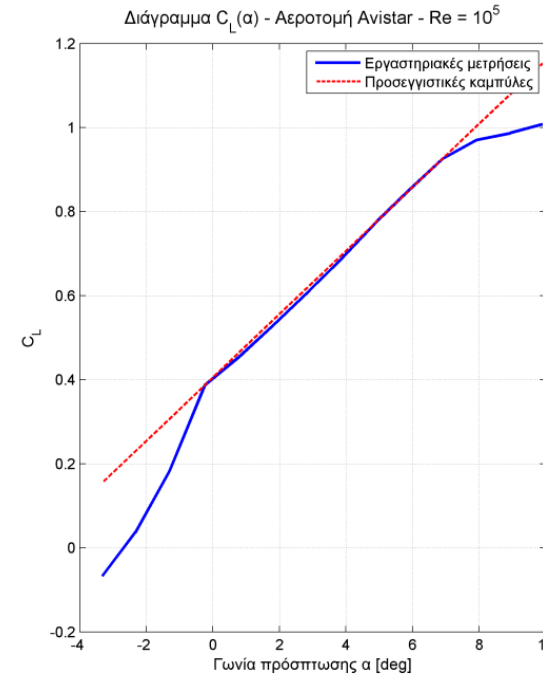
$$C_M = \frac{M}{QSc} \quad (\text{Ροπής})$$

Συντελεστής πίεσης:

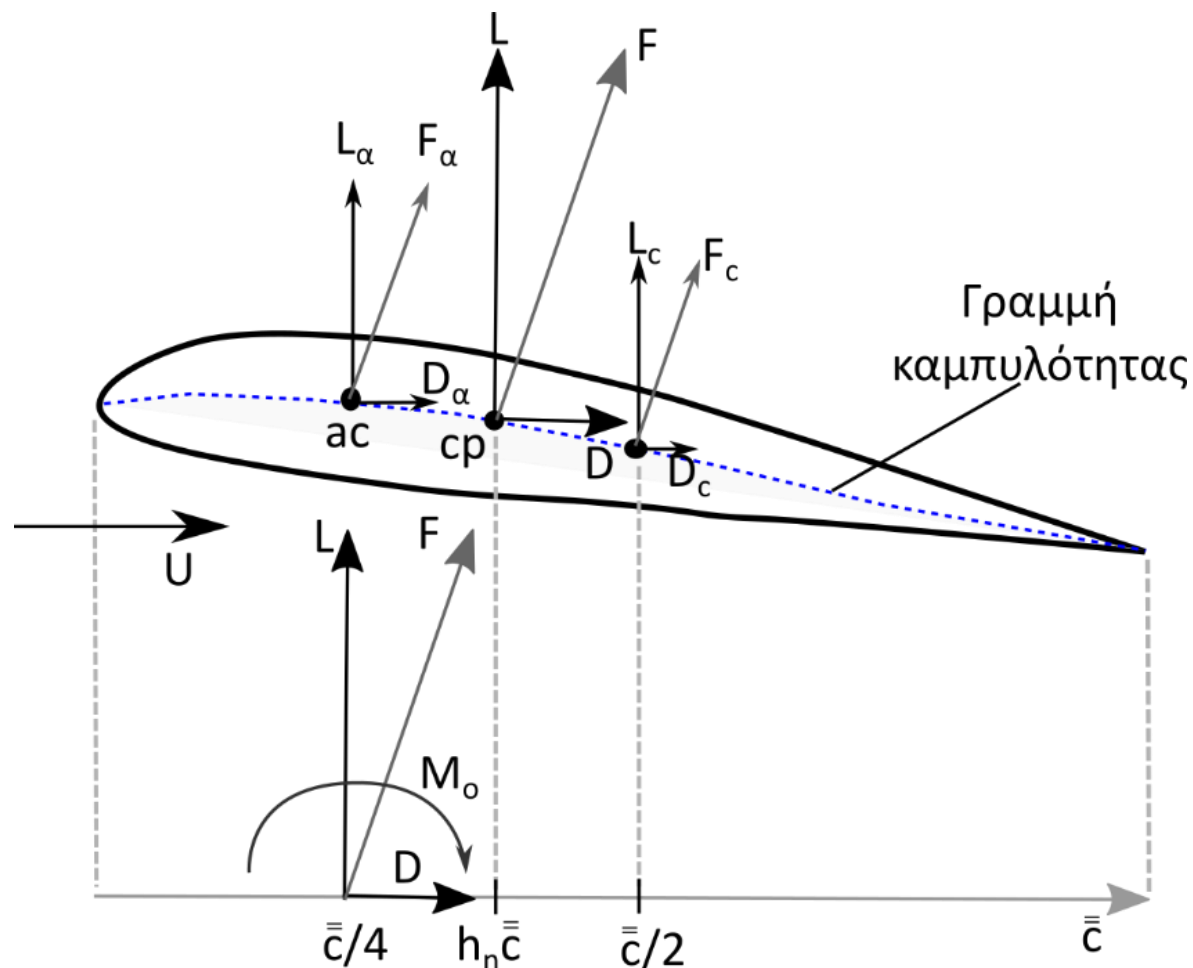
$$C_p = \frac{p - p_\infty}{Q}$$

Δυναμική πίεση Q:

$$Q = \rho \frac{U^2}{2} \left[\frac{N}{m^2} = Pa \right]$$



Αεροδυναμικά κέντρα αναφοράς



Αεροδυναμικό κέντρο (ac): Το σημείο ως προς το οποίο η ροπή M , είναι ανεξάρτητη της γωνίας πρόσπτωσης. Για χαμηλούς αριθμούς Mach βρίσκεται στο 25% της χορδής ($\bar{c}/4$) ή πολύ κοντά σε αυτό.

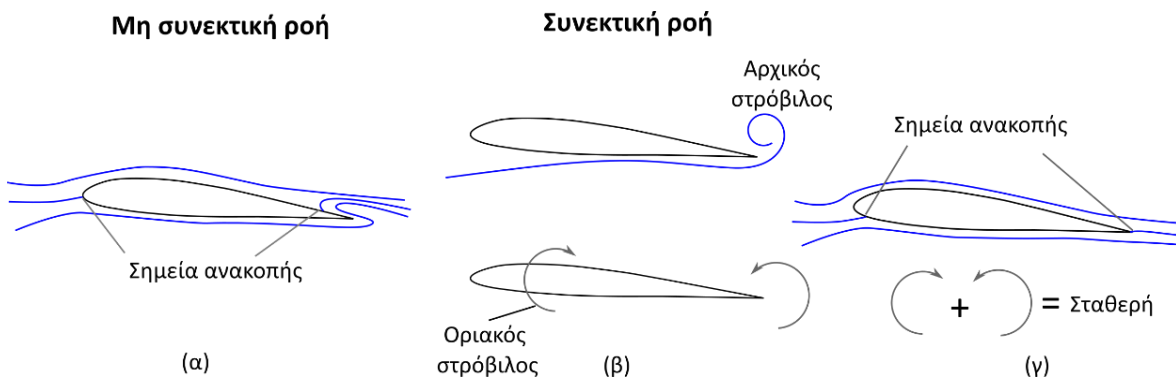
Κέντρο πίεσης (cp): Το σημείο εφαρμογής της συνισταμένης δύναμης F και επομένως το σημείο στο οποίο μηδενίζεται η ροπή. Κινείται μεταξύ του αεροδυναμικού κέντρου και του μέσου της χορδής ανάλογα με την γωνία πρόσπτωσης, με την ταχύτητα του ρεύματος του αέρα και με τη γεωμετρία της αεροτομής.

F: συνισταμένη δύναμη της άνωσης και της αντίστασης:

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_\alpha + \mathbf{F}_c$$

- F_c : δύναμη λόγω καμπυλότητας της πτέρυγας
- F_α : δύναμη λόγω της γωνίας πρόσπτωσης

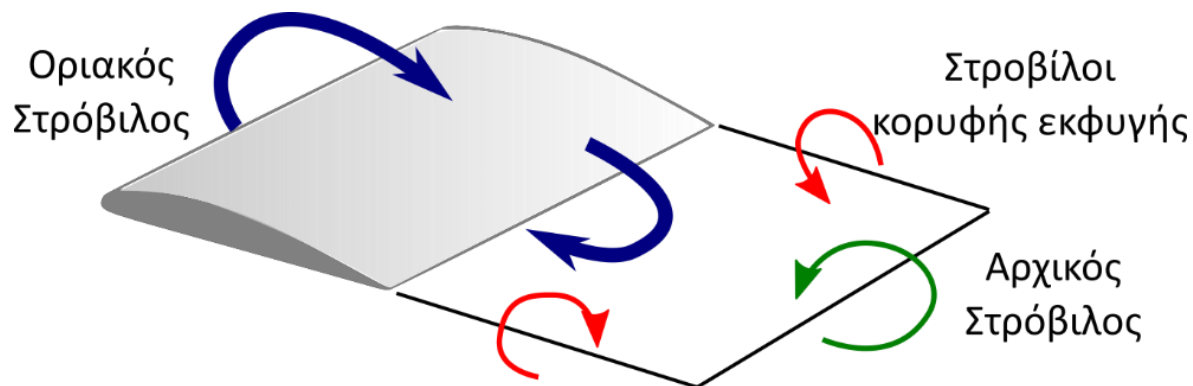
Κυκλοφορία και στρόβιλοι



Δημιουργείται διαφορά πίεσης μεταξύ άνω και κάτω επιφάνειας της αεροτομής.

⇒ Κυκλοφορία της ροής γύρω από την αεροτομή:

$$\Gamma = \oint_C \mathbf{U} \cdot d\mathbf{l}$$



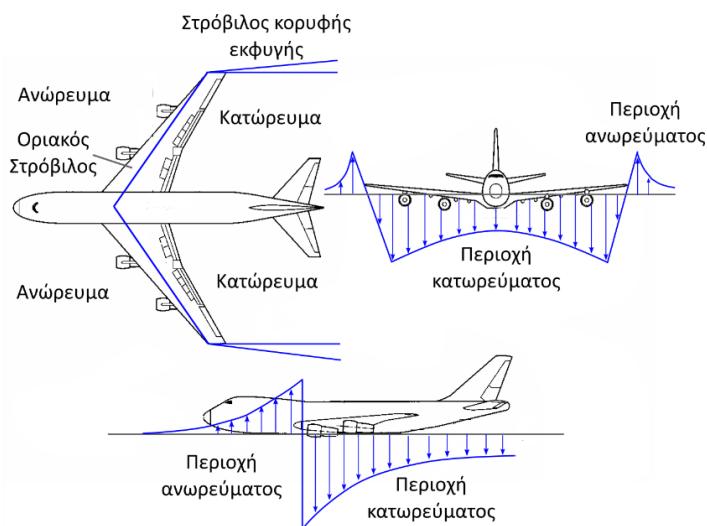
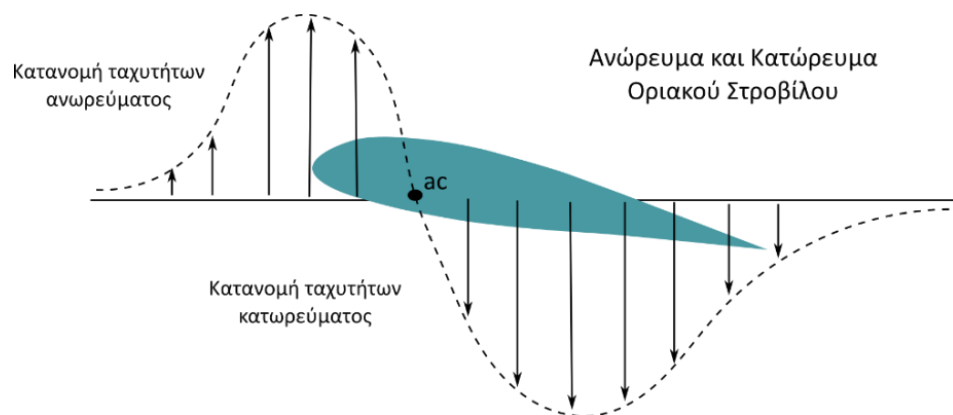
Η τιμή της κυκλοφορίας γύρω από την αεροτομή, ώστε η προκύπτουσα ροή να έχει φυσική υπόσταση, καθορίζεται από την συνθήκη Kutta:

Στην ακμή εκφυγής, η πίεση της πάνω επιφάνειας πρέπει να ισούται με την πίεση της κάτω επιφάνειας.

- Η κυκλοφορία πρέπει να παραμένει σταθερή:
 - ⇒ Δημιουργείται ένας αντίθετος στρόβιλος, ο οριακός στρόβιλος (bound vortex)
 - ⇒ ομαλή ροή στην ακμή εκφυγής
 - ⇒ αρχικός στρόβιλος μετακινείται προς τα πίσω όπως δείχνει το σχήμα
 - ⇒ το πίσω σημείο ανακοπής βρίσκεται στην ακμή εκφυγής.
- Η πτέρυγα έχει πεπερασμένο εκπέτασμα:
 - ⇒ Διαφοράς πίεσης άνω & κάτω επιφάνειας + Τάση της ροής να τις εξισώσει
 - ⇒ Στο άκρο της δημιουργείται ο στρόβιλος της κορυφής εκφυγής (trailing tip vortex).

Γωνία κατωρεύματος (downwash angle)

Γραφική απεικόνιση ταχυτήτων υπό την επίδραση μόνο του οριακού στροβίλου στο κατώρευμα, η οποία είναι και η σημαντικότερη.



- **Γωνία κατωρεύματος (ε):** η γωνία μεταξύ της διεύθυνσης της ελεύθερης ροής και της διεύθυνσης της ροής στην ακμή εκφυγής.
- Η φυσική λειτουργία της αεροτομής διαχωρίζει το πεδίο ροής στην πάνω και κάτω επιφάνεια της αεροτομής με το σημείο ανακοπής ως αναφορά.
- Η γωνία κατωρεύματος επηρεάζει την γωνία πρόσπτωσης της πτέρυγας, καθώς η μέση σχετική ταχύτητα του ανέμου που χρησιμοποιείται για την δημιουργία της άνωσης αλλάζει διεύθυνση.

⇒ Η γωνία πρόσπτωσης της πτέρυγας:

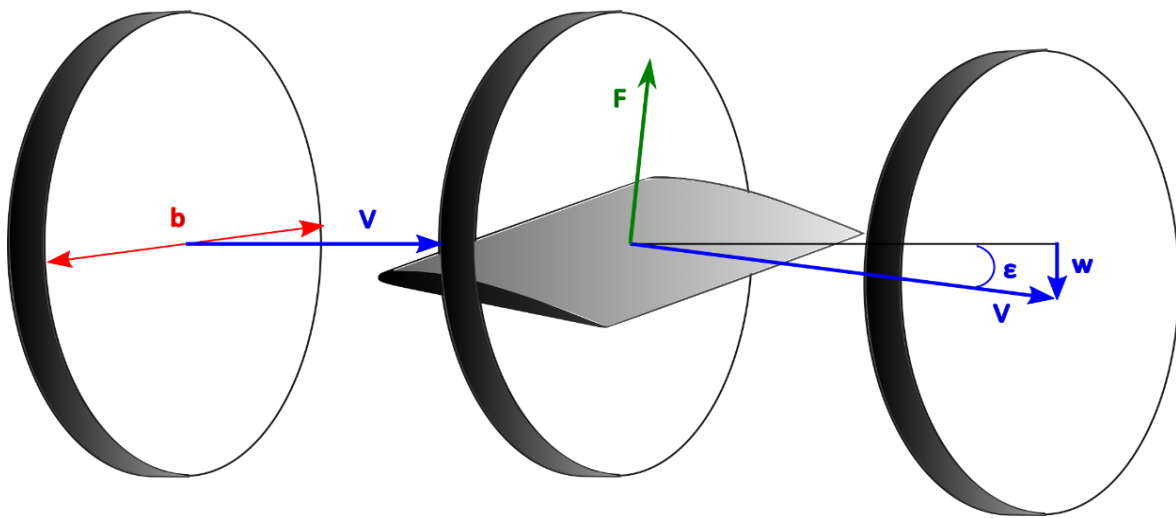
$$\alpha_w = i_w + \alpha_{FRL} = i_w + \varepsilon$$

i_w : τοπική γωνία πρόσπτωσης

α_{FRL} : προιόπτουσα γωνίας πρόσπτωσης $\equiv \varepsilon$

Πρόχειρος υπολογισμός γωνίας κατωρεύματος ε

- Εφαρμόζεται μια συνήθης, απλοποιημένη μορφή της θεωρίας του δίσκου ορμής:



- Αν η w θεωρηθεί σταθερή, προκύπτει:

$$F = \rho A \varepsilon V^2 \begin{cases} \dot{m} = \rho A V \\ \varepsilon \approx \tan \varepsilon = \frac{w}{V} \\ \frac{dw}{dt} = 0 \end{cases}$$

- Λαμβάνοντας υπόψη ότι η δύναμη \mathbf{F} είναι ουσιαστικά η άνωση \mathbf{L} , λόγω της μικρής αντίστασης ($\mathbf{L} \approx \mathbf{F}$) και ορίζοντας ως AR τον λόγο επιμήκους της πτέρυγας:

$$\varepsilon = \frac{2C_L}{\pi AR} \begin{cases} L = C_L \frac{\rho}{2} V^2 S \\ A = \frac{\pi b^2}{4} \\ AR = \frac{b^2}{S} \end{cases}$$

Δυνάμεις στο αεροσκάφος

Βασικές καταστάσεις πτήσης:

- πτήση σταθερής ταχύτητας,
- επιταχυνόμενη κίνηση και
- περιστροφή.

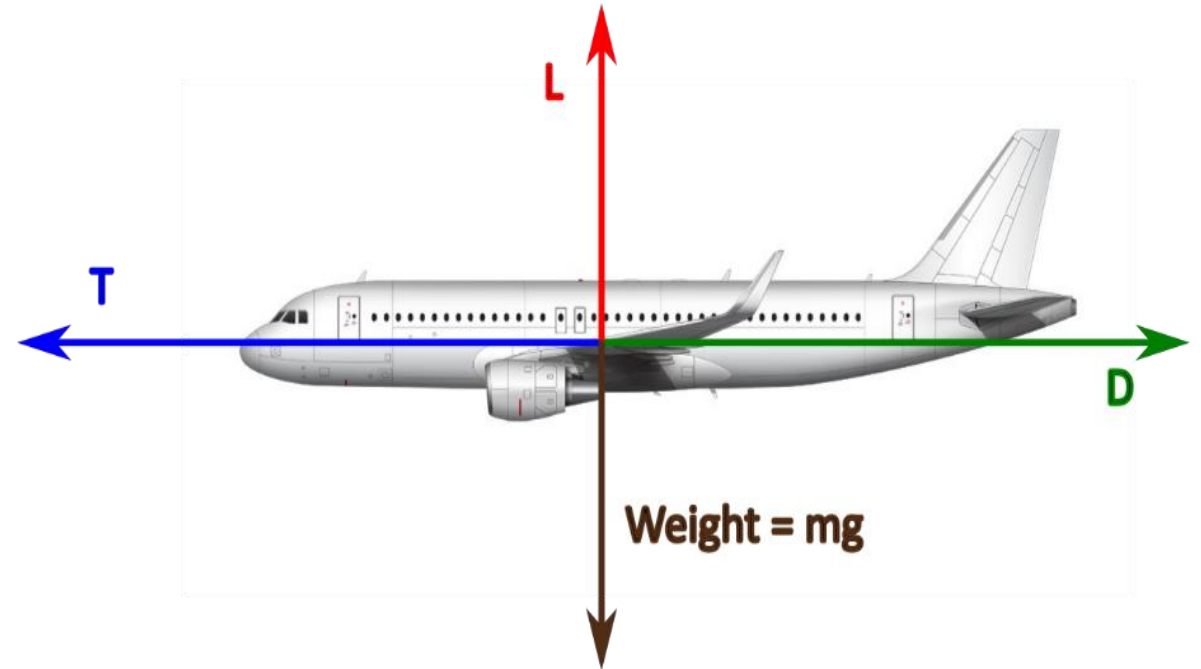
Τέσσερις κοινές δυνάμεις:

Άνωση (L-Lift): παράγεται κατά την κίνηση του αεροσκάφους από τις αεροδυναμικά διαμορφωμένες συνιστώσες του αεροσκάφους (κυρίως από την πτέρυγα).

Βάρος (W-Weight): η δύναμη της βαρύτητας με φορά προς τη γη.

Ώση (T-Thrust): η δύναμη που ασκούν οι κινητήρες του αεροσκάφους.

Οπισθέλκουσα (D-Drag): η δύναμη που αντιτίθεται στην κίνηση του αεροσκάφους. Είναι δηλαδή αντίθετη της ώσης και κάθετη με την άνωση.

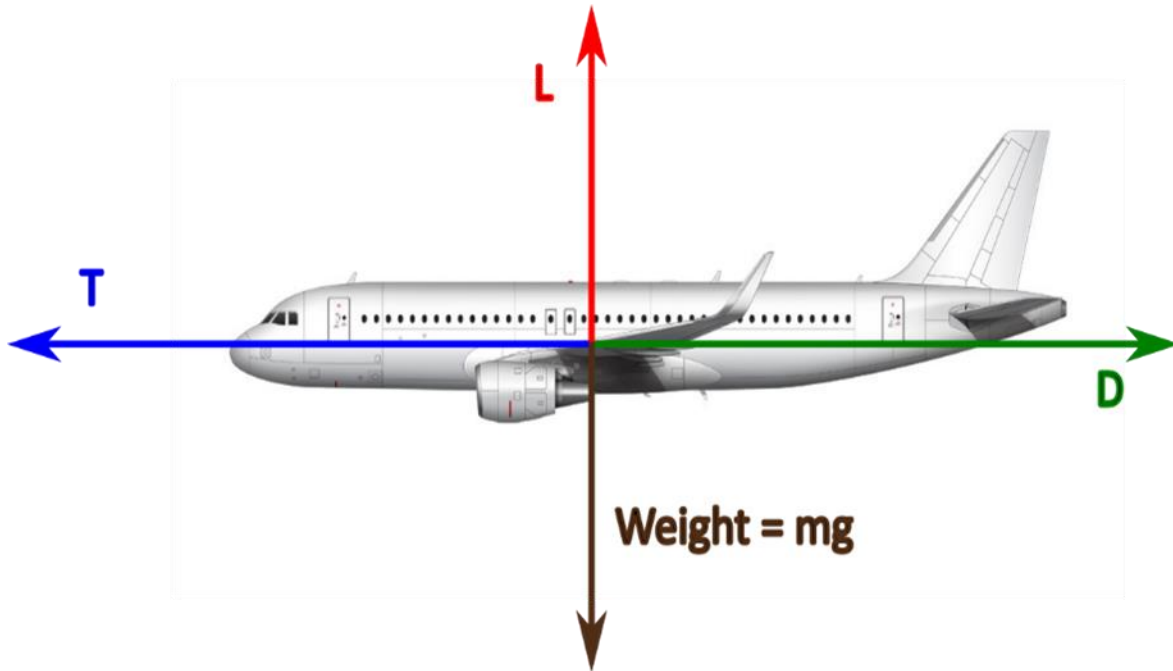


Οριζόντια πτήση με σταθερή ταχύτητα

Οριζόντια πτήση: το αεροσκάφος πετά σε σταθερό ύψος.

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

$$D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D = T$$



- Ταχύτητα του αεροσκάφους $V \sim C_L^{-1/2}$:

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_L}}$$

- Ελάχιστη ταχύτητα V_s για αποφυγή απώλειας στήριξης (stall):

$$V_s = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{Lmax}}}$$

C_{Lmax} : μέγιστη τιμή συντελεστή άνωσης ($\alpha \approx 10^\circ$).

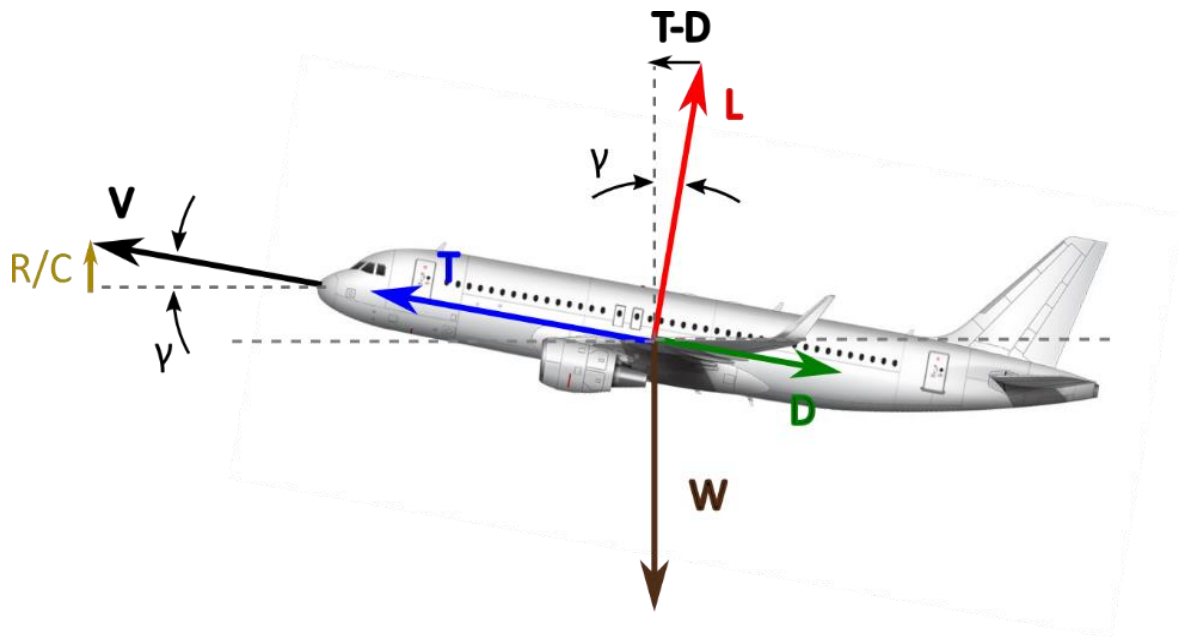
- Ταχύτητα V_{Dmin} για ελάχιστη οπισθέλκουσα:

$$V_{Dmin} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S}} \left(\frac{k}{C_{Dmin}} \right)^{1/4}$$

Ομαλή πτήση υπό σταθερή γωνία ίχνους πτήσης γ

Το αεροσκάφος εκτελεί ανοδική πτήση υπό σταθερή γωνία ίχνους πτήσης γ (flight path angle) με σταθερή ταχύτητα. :

$$\left. \begin{array}{l} T - D - W \sin \gamma = 0 \\ L - W \cos \gamma = 0 \end{array} \right\} \Rightarrow \begin{array}{l} T - D = W \sin \gamma \\ L = W \cos \gamma \end{array}$$



Διαιρώντας κατά μέλη:

$$\tan \gamma = \frac{T - D}{L}$$

Υποθέτοντας μικρή γωνία ίχνους πτήσης:

$$\tan \gamma \approx \sin \gamma \approx \gamma$$

Συνεπώς, η ανοδική συνιστώσα της ταχύτητας ή **ρυθμός ανόδου (R/C - Rate of Climb)**:

$$V \sin \gamma \approx V \cdot \frac{(T - D)}{L} = R/C$$

Είναι δηλαδή περίπου ανάλογος με την διαθέσιμη περίσσεια ισχύος $T-D$.

Ομαλή περιστροφή

Το αεροσκάφος κινείται σε κυκλική τροχιά με ακτίνα στροφής R και υπό μία γωνιά στροφής φ , ενώ:

$$T = D$$

⇒ Ασκείται στο αεροσκάφος μια **φυγόκεντρος δύναμη**, που εξισορροπείται από την αντίθετης φοράς, **οριζόντια συνιστώσα της άνωσης**:

$$L \sin \varphi = \text{φυγόκεντρος δύναμη} = \frac{mV^2}{R}$$

$$L \cos \varphi = W = mg$$

$$\tan \varphi = \frac{V^2}{Rg}, V = R\omega \rightarrow \tan \varphi = \frac{V\omega}{g}$$



- Ο μέγιστος συντελεστής άνωσης, αντιστοιχεί σε **ελάχιστη ακτίνα περιστροφής**:

$$R_{\min} = \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho g C_{L_{\max}} \sin \varphi_{\max}}$$

όπου

$\varphi_{\max} < 30^\circ$: μέγιστη γωνία περιστροφής και

W/S : φόρτιση της πτέρυγας.

- Παράμετρος φόρτισης N :**

$$N = \frac{L}{mg}$$

Αποδεικνύεται ότι:

$$R = \frac{V^2}{g \tan \varphi} = \frac{V^2}{g \sqrt{N^2 - 1}}$$

Η ανωτέρω σχέση συσχετίζει την **ικανότητα ελιγμών** του αεροσκάφους με την **ταχύτητα** και την **αντοχή** του.

Βασικές συνιστώσες τυπικού αεροσκάφους



Πτέρυγες

Η πρωταρχική λειτουργία της πτέρυγας, είναι η παροχή της απαιτούμενης άνωσης.

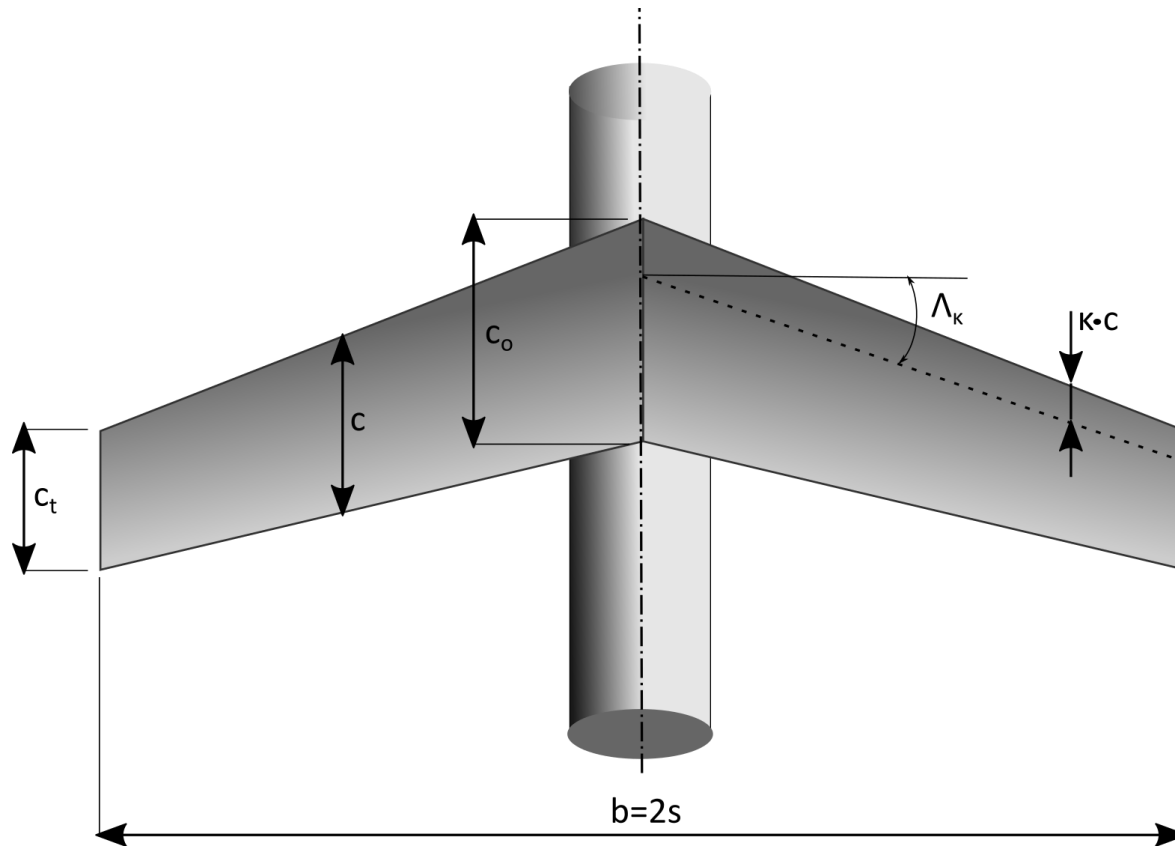
Επιφάνειες ελέγχου ή πηδάλια ελέγχου

Απαραίτητες για τον έλεγχο της κίνησης του αεροσκάφους.

Κινητήρες

Παρέχουν την απαιτούμενη ώση ώστε να υπερνικηθεί η αεροδυναμική αντίσταση.

Πτέρυγες



Βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτέρυγας:

- c : μήκος χορδής,
- b : επιπέταση πτέρυγας,
- c_0 : μήκος χορδής στη ρίζα της πτέρυγας,
- c_t : μήκος χορδής στην κορυφή της πτέρυγας,
- κ : ποσοστό (%) του μήκους χορδής,
- Λ_κ : γωνία οπισθόκλισης.

Βάσει αυτών των μεγεθών, ορίζονται:

- **Μέση πτερυγική επιφάνεια:**

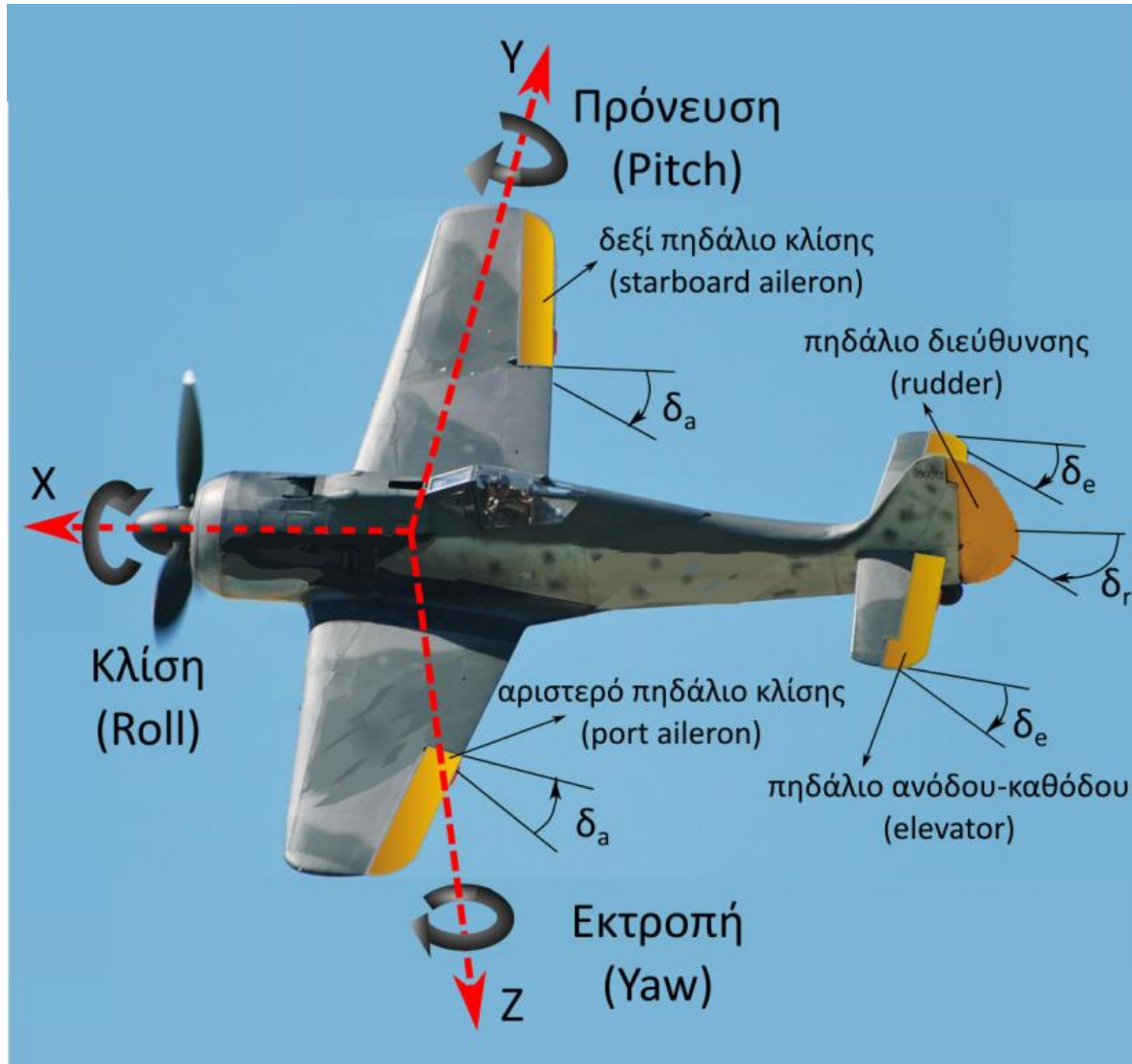
$$S = \bar{c} \cdot b$$

όπου \bar{c} : μέση χορδή.

- **Λόγος επί μήκους:**

$$AR = \frac{b}{\bar{c}} = \frac{b^2}{S}$$

Επιφάνειες ελέγχου



Πηδάλιο ανόδου-καθόδου (elevator): πτερύγιο τοποθετημένο κατά μήκος του οριζόντιου ουραίου σταθερού πτερυγίου με σκοπό τον έλεγχο της πρόνευσης (*pitch*).

Πηδάλιο εκτροπής ή διεύθυνσης (rudder): πτερύγιο τοποθετημένο κατά μήκος του κάθετου ουραίου σταθερού πτερυγίου με σκοπό τον έλεγχο της εκτροπής (*yaw*).

Πηδάλια περιστροφής ή κλίσης (ailerons): πτερύγια τοποθετημένα στην ακμή εκφυγής της κύριας πτέρυγας, κατά τη διεύθυνση του εκπετάσματος. Ο ρόλος τους είναι να παρέχουν την δυνατότητα εκτέλεσης ελιγμών περιστροφής (*roll*) και για το λόγο αυτό εκτρέπονται κατά αντίθετη φορά (το πτερύγιο της μίας πτέρυγας προς τα πάνω για εκτροπή του πτερυγίου της άλλης πτέρυγας προς τα κάτω).

Θετική δράση ελέγχου από τον πιλότο \Rightarrow Θετική απόκριση του αεροσκάφους

Θετική απόκλιση μιας επιφάνειας ελέγχου \Rightarrow Αρνητική απόκριση στο αεροσκάφος

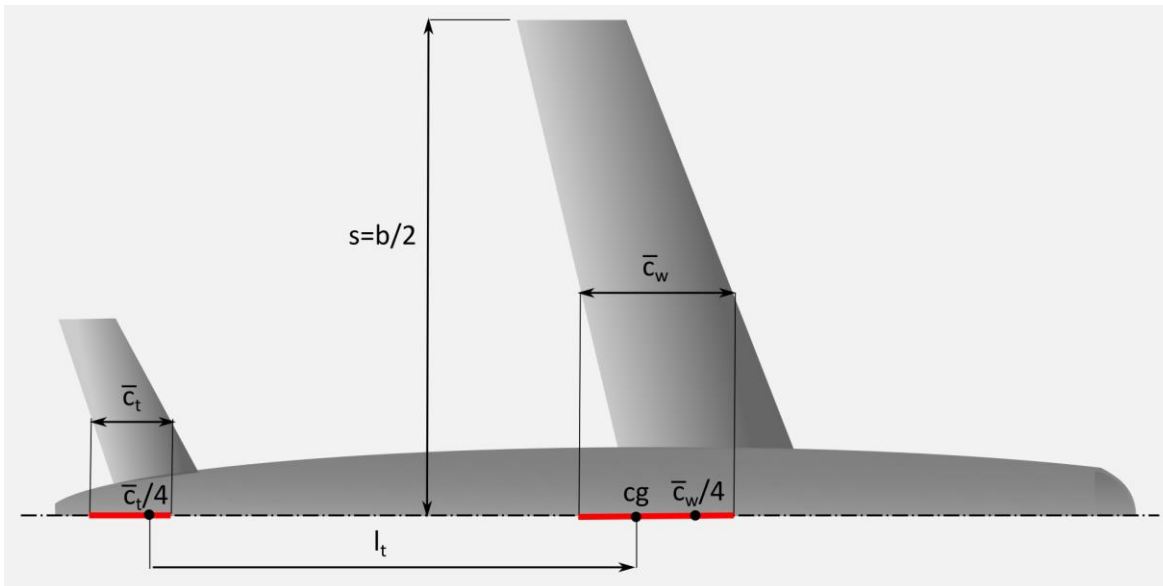
Γεωμετρία αναφοράς του αεροσκάφους

Μέση αεροδυναμική χορδή (Mean Aerodynamic Chord-MAC):

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

Κανονική μέση χορδή (Standard Mean Chord-SMC):

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



- **$h\bar{c}$ ή $h\bar{\bar{c}}$:** θέση του κέντρου βάρους (cg - centre of gravity location) συναρτήσει του \bar{c} ή του $\bar{\bar{c}}$, μετρούμενη από την ακμή προσβολής της χορδής αναφοράς. Συνήθως ισχύει $0.1 \leq h \leq 0.4$.
- **l_t :** μοχλοβραχίονας ροπής οριζόντιου σταθερού ουραίου πτερυγίου (tail moment arm): η διαμήκης απόσταση ανάμεσα στο κέντρο βάρους cg του αεροσκάφους και στο αεροδυναμικό κέντρο του οριζόντιου σταθερού ουραίου πτερυγίου (tailplane-horizontal tailplane).
- **V_H :** λόγος όγκου οριζόντιου σταθερού ουραίου πτερυγίου (tail volume ratio):

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

S_t : συνολική επιφάνεια του οριζόντιου σταθερού ουραίου πτερυγίου.

Γεωμετρία αναφοράς του αεροσκάφους



Ανάλογα για το κάθετο σταθερό ουραίο πτερύγιο (fin-vertical tail):

- l_f : μοχλοβραχίονας ροπής κάθετου σταθερού ουραίου πτερυγίου (fin moment arm): η διαμήκης απόσταση ανάμεσα στο **κέντρο βάρους cg** του αεροσκάφους και στο **αεροδυναμικό κέντρο** του κάθετου σταθερού ουραίου πτερυγίου.
- V_F : λόγος όγκου κάθετου σταθερού ουραίου πτερυγίου (fin volume ratio).

$$V_F = \frac{S_f l_f}{S_b}$$

S_F : η συνολική επιφάνεια του κάθετου σταθερού ουραίου πτερυγίου.