

ΑΡΧΕΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ
ΕΙΣΑΓΩΓΗ

ΜΕΡΟΣ 1^ο

Απαιτήσεις Σχεδιασμού Α/φ

- Οι **απαιτήσεις** σχεδιασμού ενός αεροσκάφους όπως π.χ.

1. Η ταχύτητα και το ύψος πτήσης,
2. Ο κινητήρας,
3. Οι επιδόσεις,
4. Οι κανονισμοί ασφαλείας

Αυξάνονται διαχρονικά

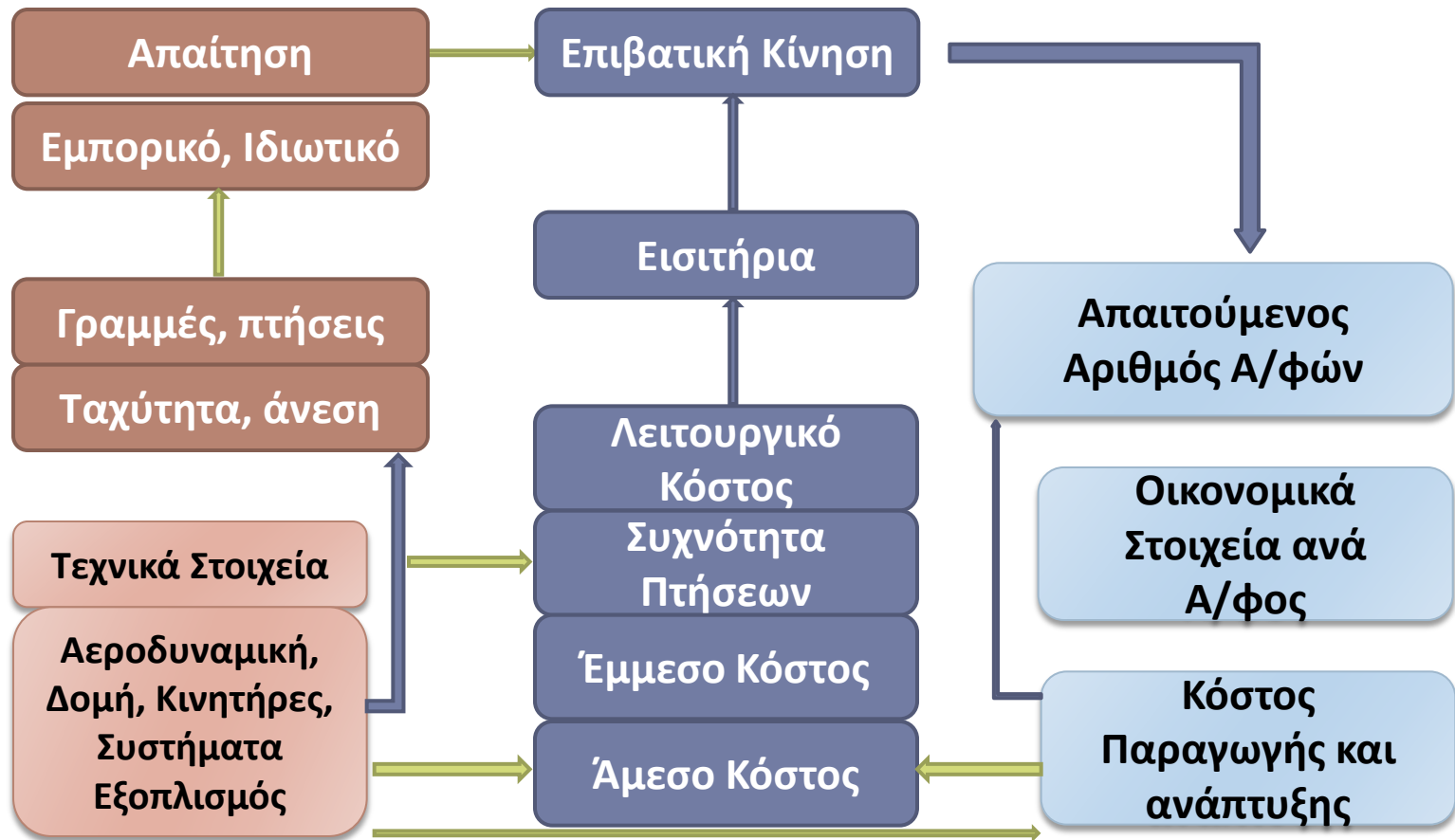
- Για την **επίτευξη** των ανωτέρω στόχων σήμερα **χρειάζεται**

- a) Συνεργασία έμπειρων και εξειδικευμένων Αεροναυπηγών Μηχανικών,
- b) Συνεργασία επιστημονικού προσωπικού με ειδικές γνώσεις σε τομείς όπως π.χ. ο εξοπλισμός Cockpit, το σύστημα προσγείωσης, ο ηλεκτρονικός εξοπλισμός, υδραυλικά συστήματα κτλ.
- c) **Βελτιστοποίηση τεχνικών χαρακτηριστικών** στα πλαίσια της υφιστάμενης τεχνολογίας
- d) **Ελαχιστοποίηση** κόστους σχεδιασμού, κατασκευής, κ λειτουργίας.

Εμπλεκόμενοι τομείς Αεροναυπηγικής στο Σχεδιασμό

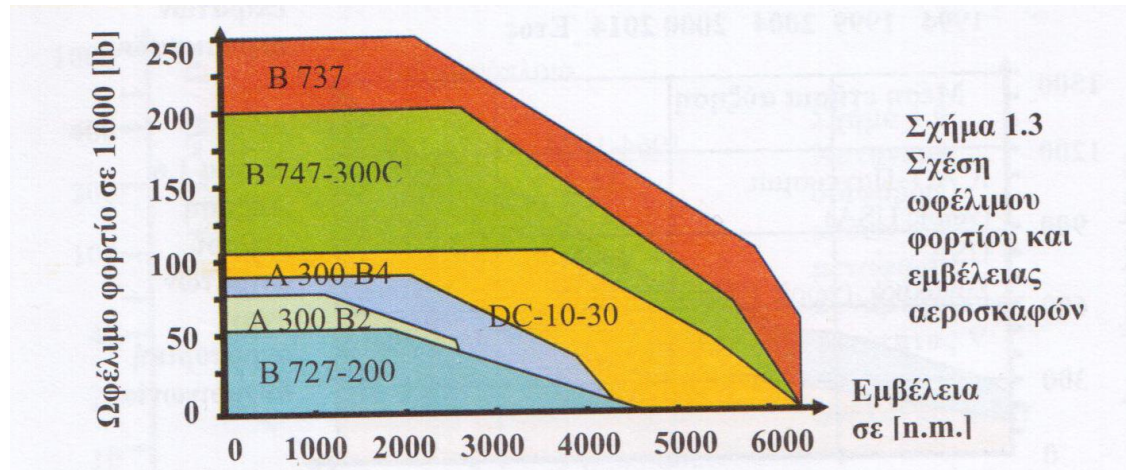


Παράγοντες στη Σχεδίαση Επιβατικού Αεροσκάφους



Κριτήρια υλοποίησης σχεδιασμού και κατασκευής

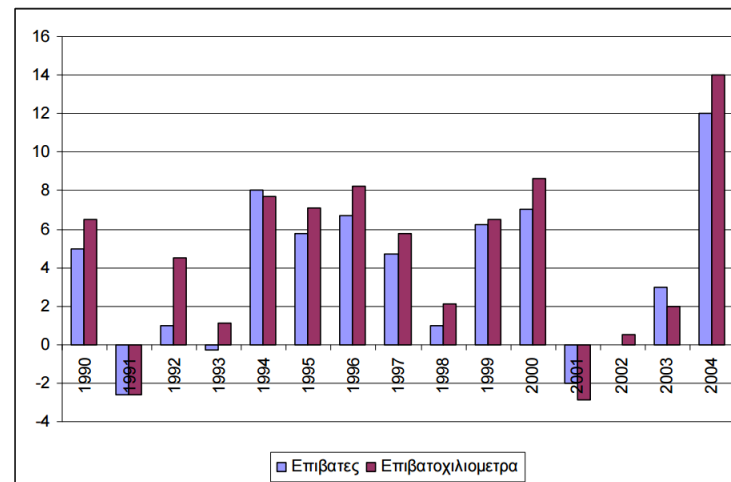
- **Παράγοντες υλοποίησης** ενός σχεδιασμού είναι το **κόστος** κατασκευής, συντήρησης και λειτουργίας.
- **Κύρια στοιχεία** των μέσων μεταφοράς είναι το **βάρος** του ωφέλιμου φορτίου, η **απόσταση** – εμβέλεια μεταφοράς, ο απαιτούμενος **χρόνος** μεταφοράς.
- Μεταφορικό Έργο:
- $E_{M.E.} = W_{\Omega.\Phi.} \cdot R$, $W_{\Omega.\Phi.}$ = βάρος ωφέλιμου φορτίου, R = απόσταση



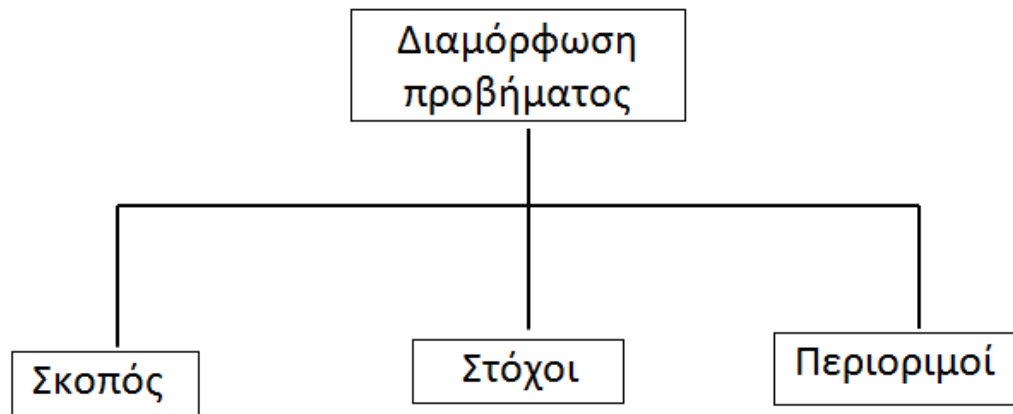
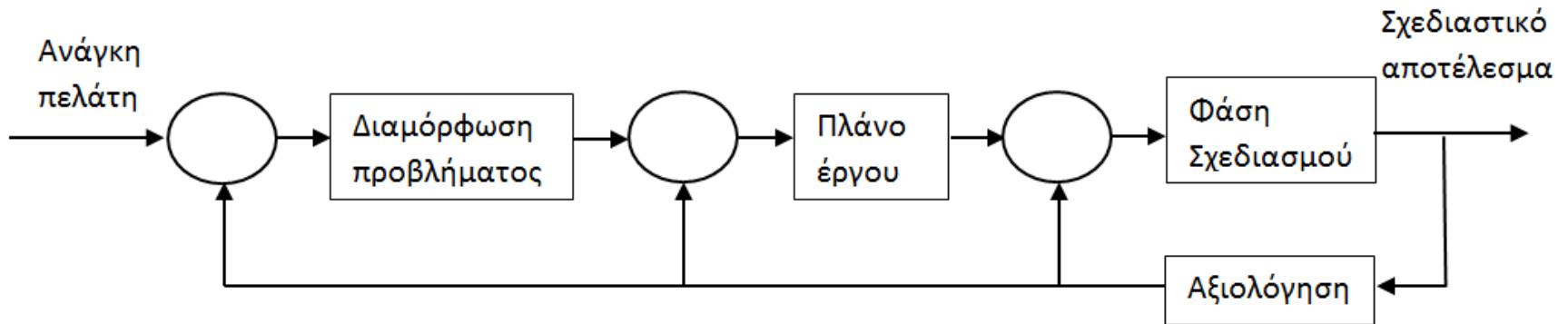
Κριτήρια υλοποίησης σχεδιασμού και κατασκευής

- **Μεταφορική Απόδοση:**
- $P_{M.A.} = E_{M.A.}/t$, t = απαιτούμενος χρόνος μεταφοράς
- **Διαθέσιμα καθίσματα επιβατών ανά μίλια** ανά κατηγορία υφιστάμενων α/φων.
- **Ρυθμός μεταβολής επιβατοχιλιομέτρων.**

Διάγραμμα 1. Συγκριτική ποσοστιαία ανάπτυξη της παγκόσμιας επιβατικής κυκλοφορίας τακτικών γραμμών σε επιβάτες και επιβατοχιλιόμετρα, 1990 – 2004



Λογικό διάγραμμα τεχνικού σχεδιασμού



Λήψη αποφάσεων

- **Βήμα 1:**
- Καθορίστε όλες τις εναλλακτικές λύσεις που περιλαμβάνονται στο πρόβλημα.
- Να προσπαθήσετε να παράγετε όσο το δυνατόν περισσότερες ιδέες σχεδίασης χρησιμοποιώντας την τεχνική του καταιγισμού ιδεών.
- Στην συνέχεια, με βάση τα μέσα που απαιτούνται να κριθούν όλες οι εναλλακτικές επιλογές που υπάρχουν, ώστε να μειωθούν αισθητά.
- **Βήμα 2:**
- Το δεύτερο βήμα είναι ο εντοπισμός και ο καθορισμός των κριτηρίων.
- Τα κριτήρια χρησιμεύουν για την αξιολόγηση των επιλογών.

Τυπικοί στόχοι με τα αντίστοιχα κριτήρια στο σχεδιασμό ενός οχήματος.

A/A	Σκοπός	Δεδομένα μέτρησης	Κριτήριο	Μονάδα μέτρησης
1)	Φθηνή αγορά	Μονάδα κόστους παραγωγής	Κόστος παραγωγής	Δολλάριο
2)	Φθινό κόστος λειτουργίας	Κατανάλωση καυσίμου ανα χιλιόμετρο	Λειτουργικό κόστος	l/km
3)	Ελαφρύ	Συνολικό βάρος	Βάρος	N
4)	Μικρό μέγεθος	γεωμετρία	Διαστάσεις	m
5)	Γρήγορο	Ταχύτητα λειτουργίας	Απόδοση	Km/h
6)	συντηρίσιμο	Ώρες συντήρησης	Δυνατότητα συντήρησης	Man-hour
7)	Δυνατότητα παραγωγής	Τεχνολογία που απαιτείται για κατασκευή	Κατασκευή	-
8)	ανακυκλώσιμο	Ποσότητα επικύνδινων ή μη ανακυκλώσιμων υλικών	Δυνατότητα ανακύκλωσης	Kg
9)	ευέλικτο	Ακτίνα στοφής	Δυνατότητα ευελιξίας	m
10)	Άνετο	Εργονομικοί κανόνες	Ανθρώπινος παράγοντας	-
11)	Αξιοπιστία για ασφαλή πτήση	Κανόνες ασφάλειας	Ασφάλεια	-
12)	Κανένα ατύχημα στην εργασία	Ποσοστό τραυματισμένων επιβατων σε ένα στίγνισμα	Αντοχή στις συγκρούσεις	-

Λήψη αποφάσεων

- **Βήμα 3:** Καθορισμός της μεθόδου μέτρησης.
- Μέσω των μετρήσεων περιγράφονται εν συντομία τα κριτήρια απόδοσης και μονάδες μέτρησης.
- Οι μετρήσεις είναι τα μέσα με τα οποία μπορούμε να λύσουμε ένα δύσκολο πρόβλημα σύγκρισης (π.χ. σύγκριση ανόμοιων πραγμάτων) με την δημιουργία μιας κοινής κλίμακας αξιολόγησης πάνω στην οποία υπάρχουν τα κριτήρια.
- Με αυτή την κλίμακα το κάθε κριτήριο μπορεί να αξιολογηθεί και να θεωρηθεί είτε ως εξαιρετικό, είτε ως επαρκές, ή είτε ως λάθος κριτήριο.

Παραδείγματα κριτηρίων με μετρήσεις κοινής κλίμακας

	Κοινή κλίμακα		Μετρήσεις για κριτήρια		
A/A	Προτεινόμενο επίπεδο	Τιμή	Παράδειγμα 1: Μήκος (m)	Παράδειγμα2: Μέγιστη ταχύτητα (km/h)	Παράδειγμα 3: Μάζα (kg)
1	Τέλειο	10	35	60	500
2	Άριστο	9	29,1	52	550
3	Πολύ καλό	8	25,7	41	620
4	Καλό	7	21,4	32	680
5	Ικανοποιητικό	6	18,4	27	740
6	Επαρκές	5	16,6	21	790
7	Εφικτό	4	12,7	17	830
8	Φτωχό	3	8,4	17	910
9	Πολύ φτωχό	2	6,7	14	960
10	Ακατάλληλο	1	4,3	10	1020
11	Άχρηστο	0	2,5	7	1100

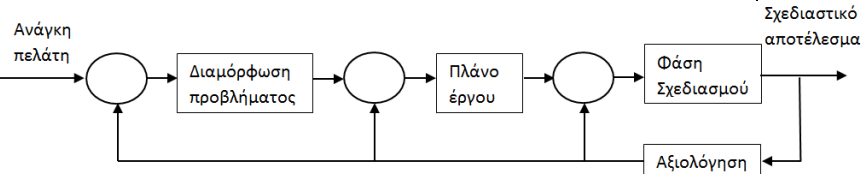
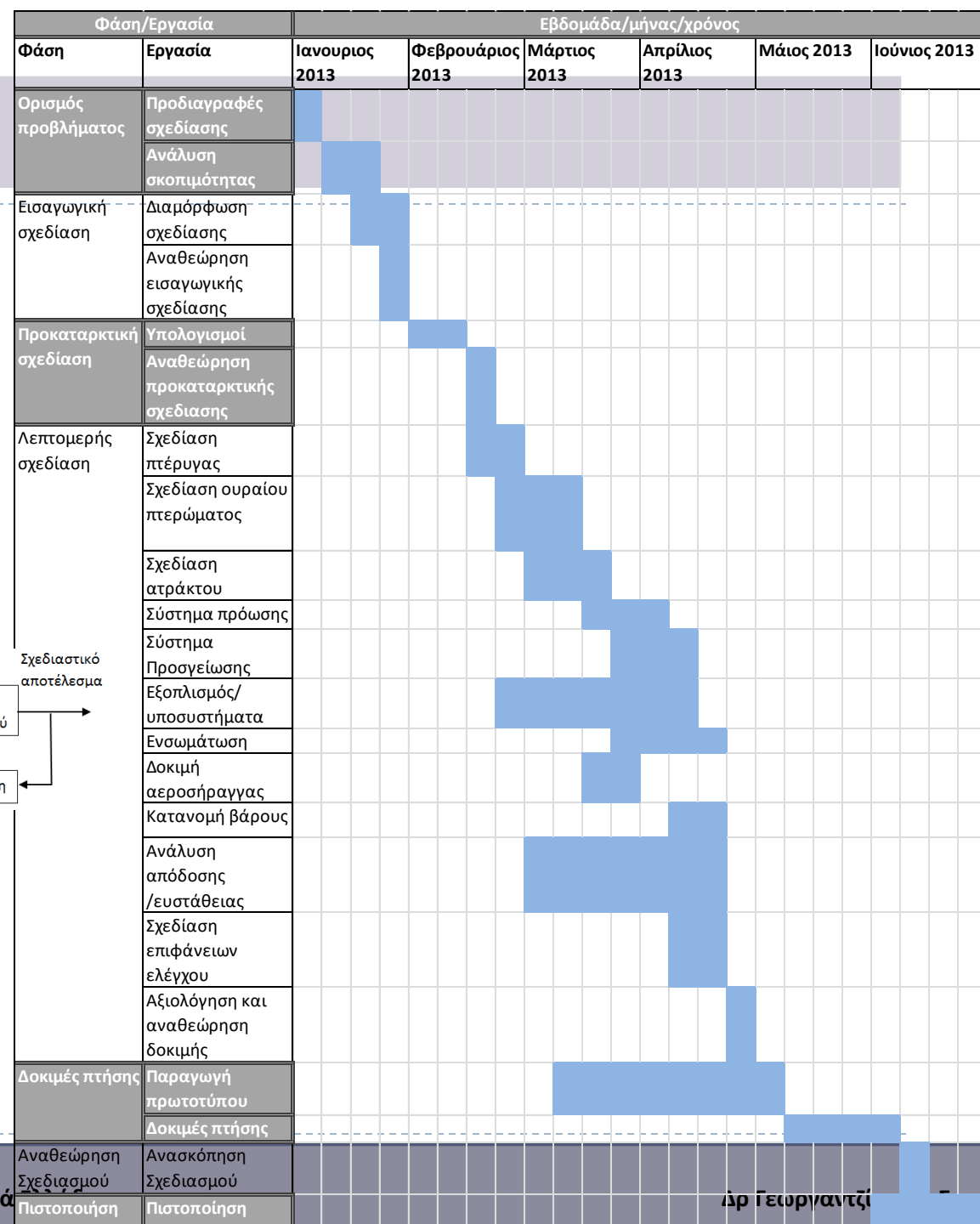
		Κριτήρια		
A/A	Επιλογή Σχεδίασης (όχημα)	Κόστος λειτουργίας	Ασφάλεια	Απόδοση (μέγιστη ταχύτητα)
1	Ποδήλατο	1	1	7
2	Μηχανάκι	2	7	3
3	Αυτοκίνητο	5	6	4
4	Λεωφορείο	3	5	5
5	Τρένο	4	3	2
6	πλοίο	6	4	6
7	Αεροσκάφος	7	2	1

Λήψη αποφάσεων

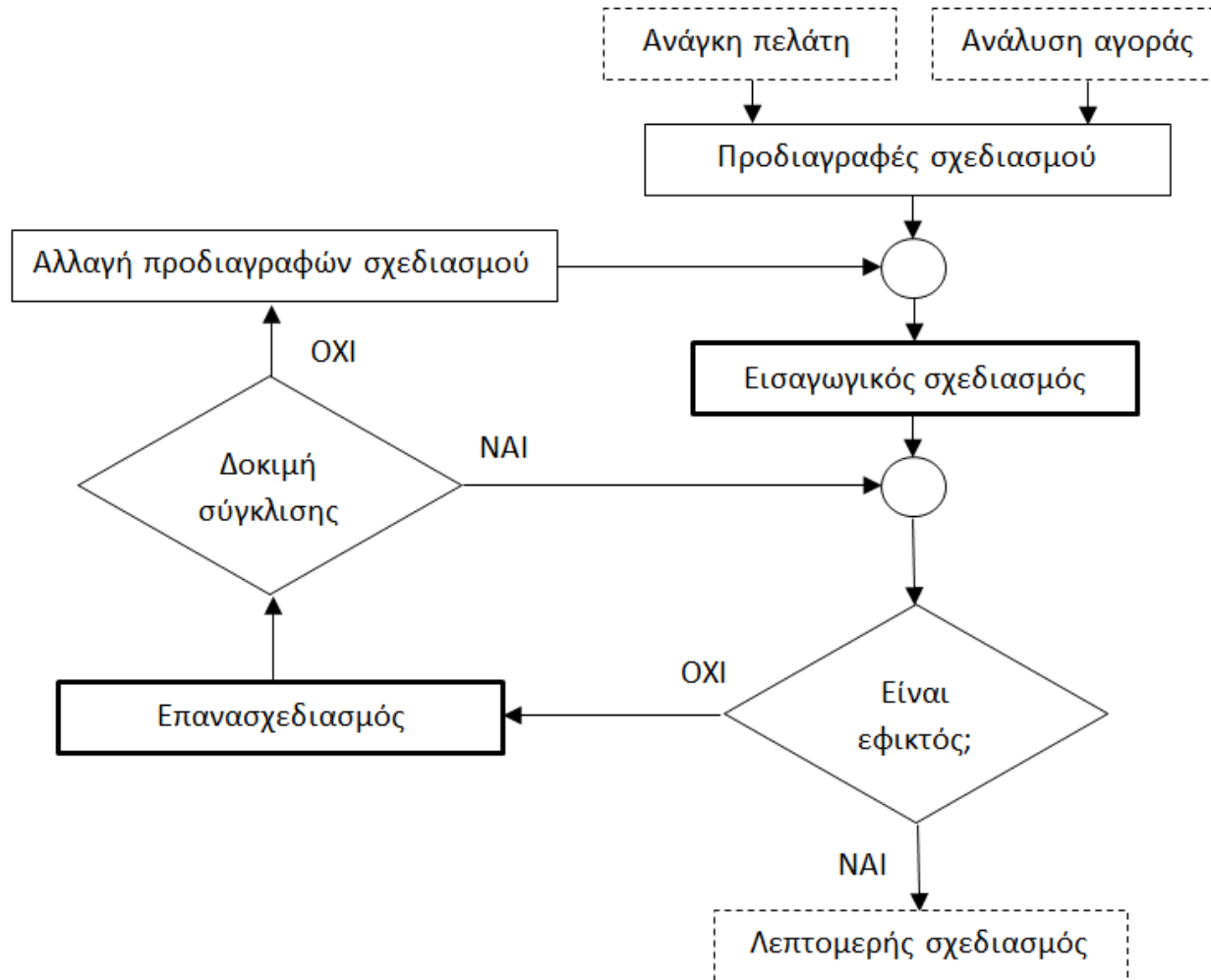
- **Βήμα 4:**
- Εξετάζουμε τα κριτήρια που έχουν μη ισοδύναμη σημασία.
- Ο σχεδιαστής κάποιες φορές θεωρεί ότι δεν είναι όλα τα κριτήρια εξίσου σημαντικά.
- Πρέπει να διαπιστώνει την σημασία της κάθε απαίτησης (δηλ. κριτήριο) του πελάτη.
- **Βήμα 5:**
- Επιλέξτε την εναλλακτική επιλογή, η οποία έχει την πιο υψηλή αριθμητική τιμή.
- Είναι αναμενόμενο, ότι με την ολοκλήρωση της διαδικασίας λήψης απόφασης θα έρθει και το πιο επιθυμητό αποτέλεσμα.

Πλάνο Σχεδιασμού

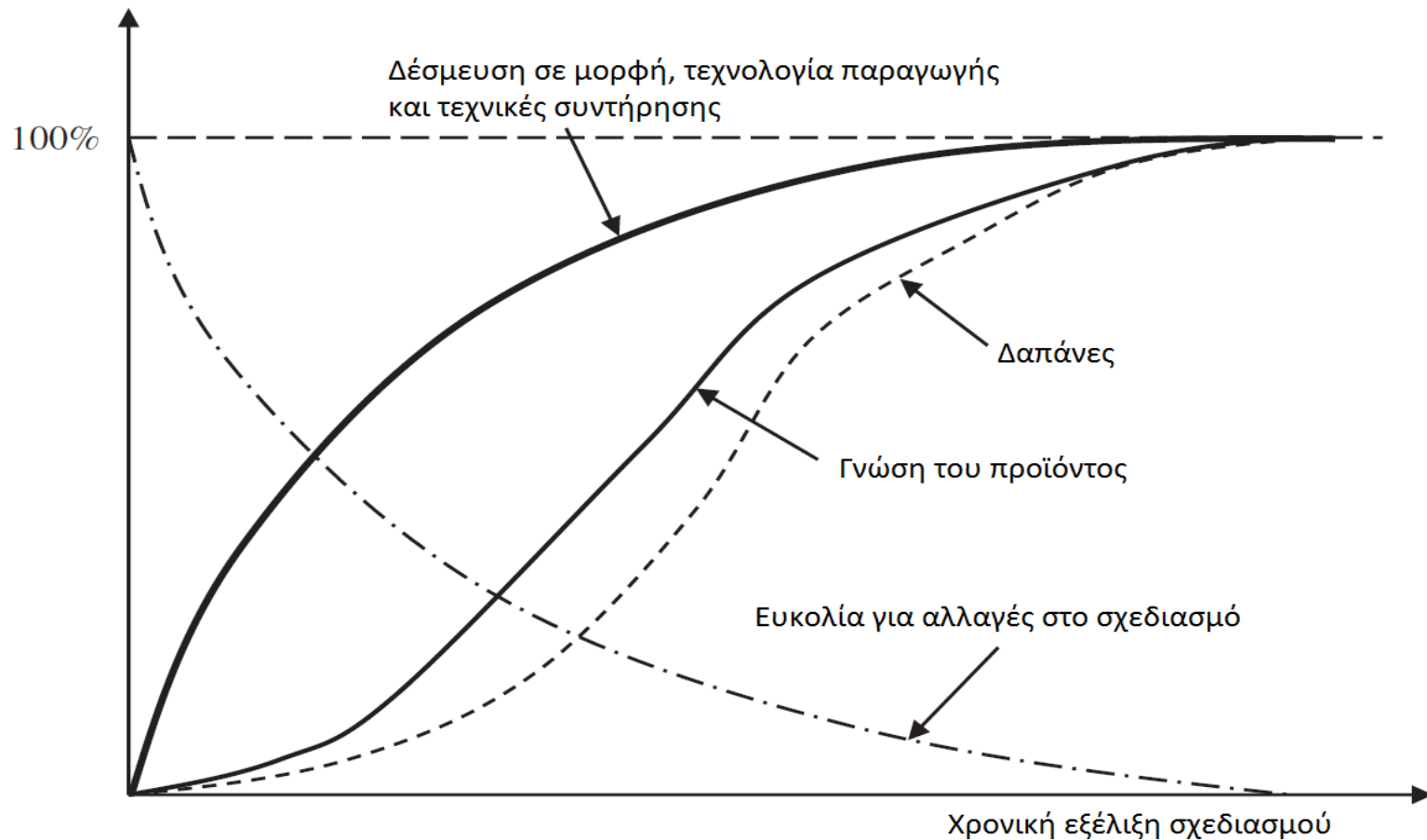
Τυπικό διάγραμμα Gantt για την σχεδίαση μονοθέσιου αεροσκάφους.



Διαδικασία ανάλυσης σκοπιμότητας



Μεταβολή σχεδιαστικών χαρακτηριστικών κατά την εξέλιξη του σχεδιασμού.

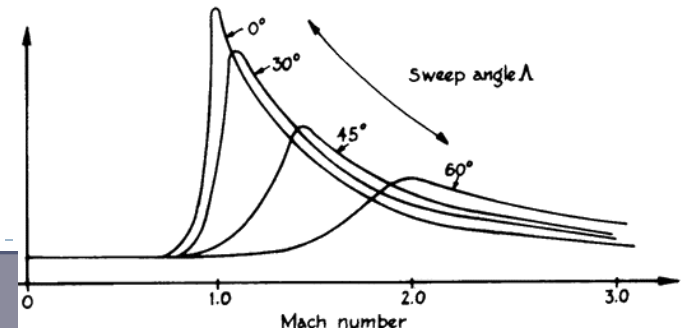


Ταξινόμηση Α/φων

- Με βάση τη διαμόρφωσή τους διακρίνονται στις ακόλουθες κατηγορίες.
 1. Υποηχητικά – διηχητικά - υπερηχητικά
 2. Υψηλοπτέρυγα – μεσοπτέρυγα - χαμηλοπτέρυγα
 3. Ελικοφόρα – στροβιλοελικοφόρα -στροβιλοφόρα
 4. Κανονικών διαδρόμων – STOL - VTOL
 5. Σταθερών πτερύγων – κινητών πτερύγων
 6. Ξηράς – θάλασσας - αμφίβια

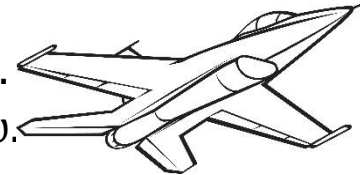
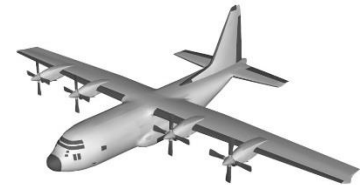
Υποηχητικά – Διηχητικά - Υπερηχητικά

- Ταξινόμηση βάση **ταχύτητας**
- **Κρίσιμη ταχύτητα** ή κρίσιμος αριθμός Mach είναι ο αριθμός στο οποίο εμφανίζονται στη ράχη των πτερύγων τα πρώτα κρουστικά κύματα με συνέπεια τη ραγδαία αύξηση της οπισθέλκουσας.
- **Υποηχητικά** Πετούν στην υποηχητική περιοχή, δηλ. η μέγιστη ταχύτητα είναι μικρότερη του ήχου ή της κρίσιμης ταχύτητας.
- **Διηχητικά** Φθάνουν στην διηχητική περιοχή (μεταξύ υπερηχητικής και υποηχητικής)
- **Υπερηχητικά** Μέγιστη ταχύτητα μεγαλύτερη του ήχου. Περνούν την διηχητική περιοχή σε ελάχιστα δευτερόλεπτα με ευκολία.
- Η διηχητική περιοχή εξαρτάται από τον κρίσιμο αριθμό Mach, ο οποίος εξαρτάται από γωνία βέλους των πτερύγων



Υψηλοπτέρυγα – μεσοπτέρυγα - χαμηλοπτέρυγα

- Η θέση της πτέρυγας εξαρτάται από την αποστολή του α/φους
- Επηρεάζει την αεροδυναμική, την ευστάθεια και την κατασκευή της δομής.
- **Υψηλοπτέρυγα** Επιβατικά και μεταγωγικά. Αυξημένη εγκάρσια ευστάθεια και βέλτιστη προσιτότητα φόρτωσης και εκφόρτωσης. Έχουν μεγάλο κάθετο ουραίο και μηδενική ή αρνητική δίδρο γωνία για να κατέβει το κ.β. και να αυξηθεί η ροπή επαναφοράς.
- **Μεσοπτέρυγα** Ελάχιστη οπισθέλκουσα, και πλεονέκτημα σε ελιγμούς. Απώλεια ωφέλιμου χώρου στην περιοχή σύνδεσης πτέρυγας ατράκτου.
- **Χαμηλοπτέρυγα** Εύκολη κατασκευή, συντήρηση και επιθεώρηση λόγω πρόσβασης σε πτέρυγες και κινητήρες. Εύκολη φόρτωση και εκφόρτωση. Θετική δίδρο για αποφυγή πρόσκρουσης των πτερύγων στο έδαφος.



Ελικοφόρα – στροβιλοελικοφόρα -στροβιλοφόρα

- Το είδος του κινητήρα καθορίζει τη **μέγιστη ταχύτητα πτήσης**
- **Ελικοφόρα** για μικρές ταχύτητες. Προωθείται με χρήση ελίκων που περιστρέφονται με χρήση εμβολοφόρου κινητήρα. **Πλεονεκτήματα:** Μικρή κατανάλωση καυσίμου. Απλή και φθηνή κατασκευή και συντήρηση. **Μειονεκτήματα:** Ταχύτητα μέχρι 0,8 Mach. Μικρό σχετικό όριο ζωής. Εγκατάσταση κινητήρων πιο ψηλά λόγω έλικας.
- **Ελικοστροβιλοφόρα:** για μεσαίες ταχύτητες στροβιλοκινητήρες που περιστρέφουν έλικα και παράγουν ώση (85-95% ώση από τον έλικα και το υπόλοιπο από τα αέρια του ακροφυσίου). Βελτιωμένη απόδοση στη φάση προσγείωσης απογείωσης και βέλτιστη απόδοση σε μεσαίες υποηχητικές ταχύτητες πλεύσης (0.4-0.6 Mach).
- **Στροβιλοκινητήρες:** για μεγάλες υποηχητικές (άνω των 0,75 Mach) και υπερηχητικές ταχύτητες. Μεγαλύτερο κόστος κατασκευής από τον εμβολοφόρο, αλλά 4 φορές μεγαλύτερη διάρκεια ζωής. Τοποθετούνται στην άτρακτο στα μαχητικά, και κάτω από τις πτέρυγες ή το ουραίο στα επιβατικά.

Κανονικών διαδρόμων – STOL - VTOL

- **Κανονικών διαδρόμων** Συμβατικής προσγείωσης απογείωσης σε μεγάλους διαδρόμους σύγχρονων αεροδρομίων. Μέτρια αναλογία ώσης βάρους και κλασικές υπεραντωτικές διατάξεις.
- **STOL:** Προσγείωση απογείωση σε μικρούς διαδρόμους 400 m ή και μικρότερους. Χρησιμοποιούνται σε ειδικές περιπτώσεις, πχ σε νησιά, έχουν μεγάλο κόστος κατασκευής και συντήρησης. Επιτυγχάνεται με πτέρυγες ειδικής σχεδίασης, ειδικές υπεραντωτικές διατάξεις, κινητήρες υπο γωνία σε σχέση με τον διαμήκη άξονα.
- **VTOL:** Δεν έτυχαν ευρείας εφαρμογής διότι στη φάση κάθετης προσγείωσης απογείωσης εμφανίζουν υπερβολική κατανάλωση καυσίμου, ηχορύπανση, και απαιτούνται ειδικά 'δάπεδα λόγω θερμών καυσαερίων. Επιτυγχάνεται με:
 1. Ανεξάρτητους κινητήρες για πτήση και προσγείωση απογείωση
 2. Περιστρεφόμενους κινητήρες με διαφορετική θέση στην πτήση και απογείωση
 3. Σταθερούς κινητήρες με διαφορετικά ακροφύσια στην πτήση και απογείωση
 4. Κινούμενες πτέρυγες με κινητήρες σε διαφορετική θέση στη πτήση και απογείωση

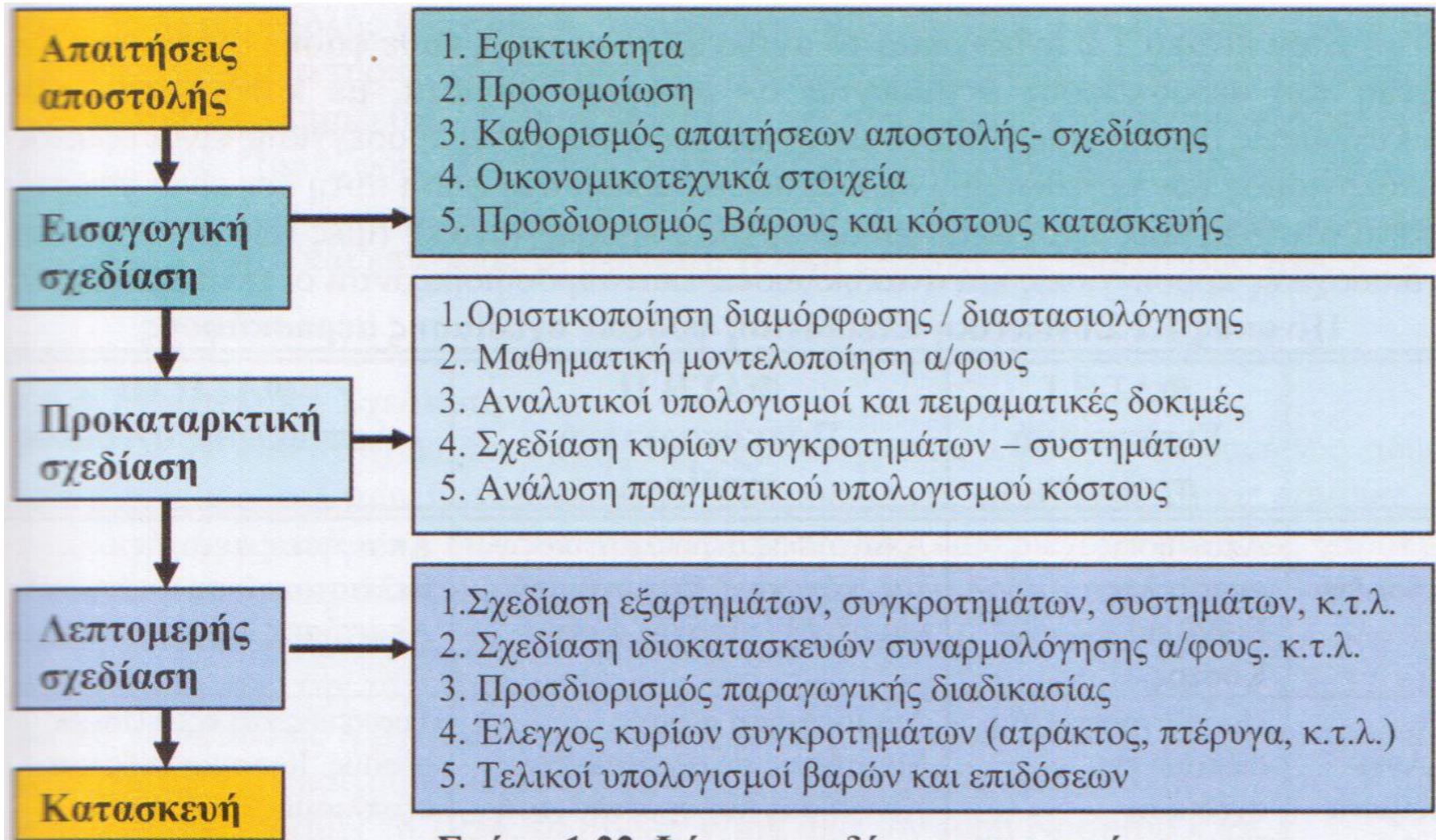
Σταθερών πτερύγων – κινητών πτερύγων

- **Σταθερών πτερύγων** Πτέρυγες με σταθερή γωνία βέλους. Απλότητα κατασκευής και μειωμένο βάρος.
- **Κινητών πτερύγων:** Μεταβάλλουν την γωνία βέλους ανάλογα τις συνθήκες πτήσης. Βελτιωμένα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά. Μικρή γωνία βέλους σε μικρές ταχύτητες και μεγαλύτερη πτερυγική επιφάνεια. Μεγαλώνει η γωνία βέλους σε μεγαλύτερες ταχύτητες.
- **Μειονεκτήματα:** Αυξημένο κόστος κατασκευής, επιπρόσθετο βάρος συστήματος κίνησης πτερύγων, κτλ.

Ξηράς – Θάλασσας - αμφίβια

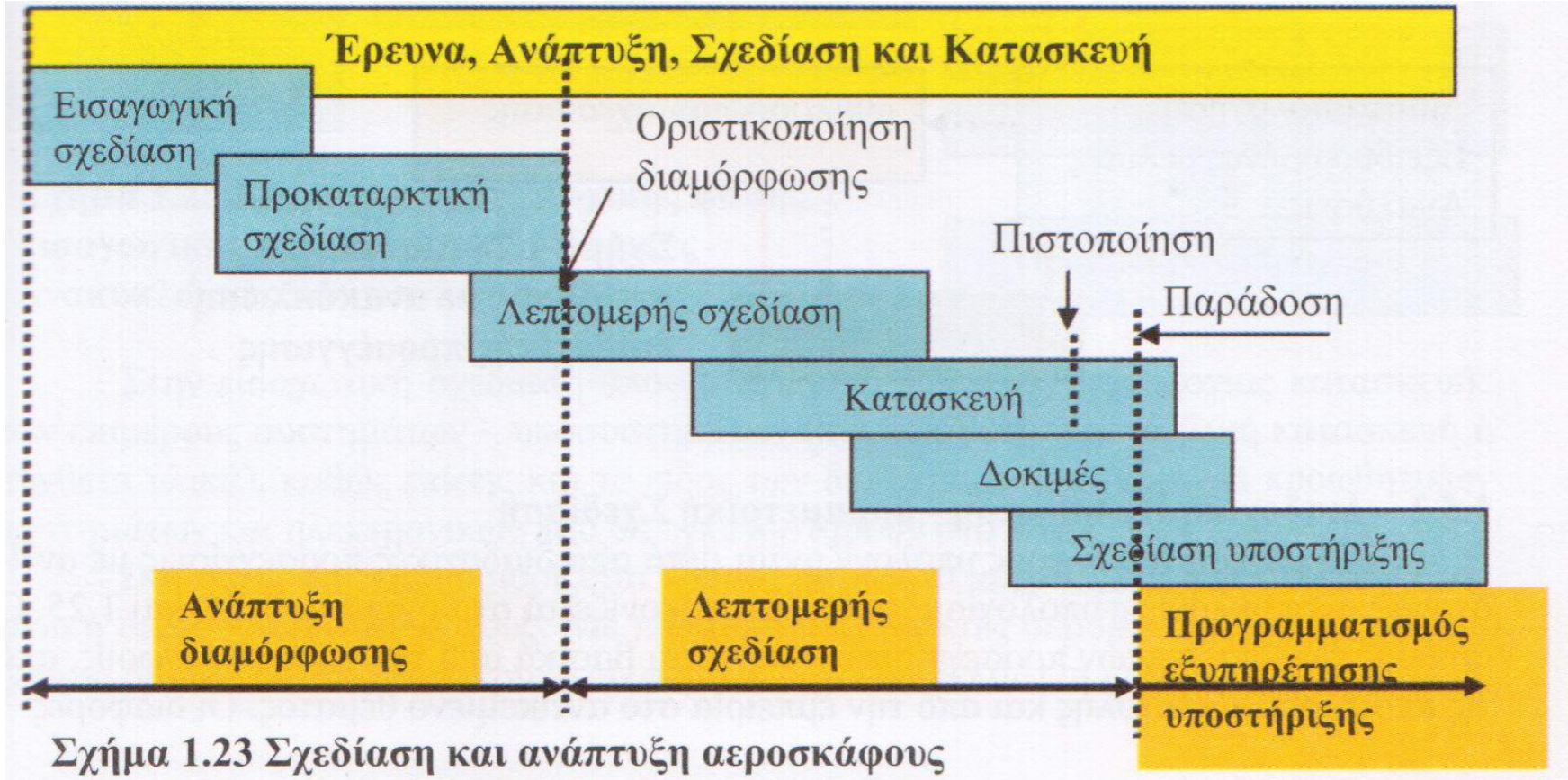
- **Ξηράς** Ανήκουν και τα αεροσκάφη των αεροπλανοφόρων.
- **Θαλάσσης (Υδροπλάνα)**: Δεν υπάρχει σύστημα προσγείωσης, αλλά το κάτω μέρος είναι σχεδιασμένο όπως τα πλοία. Μέχρι το 1940 επικράτησαν. Μεγάλη κατανάλωση καυσίμου μικρή ταχύτητα.
- **Αμφίβια**: Έχουν σύστημα προσγείωσης και "άτρακτο σχεδιασμένη στο κάτω τμήμα όπως τα πλοία. Σε ελαφρά σκάφη ξηράς τοποθετούνται σε ειδικές περιπτώσεις πλωτήρες για προσγείωση ή απογείωση στο νερό.

Φάσεις σχεδιασμού Α/φους



Σχήμα 1.22 Φάσεις σχεδίασης αεροσκάφους

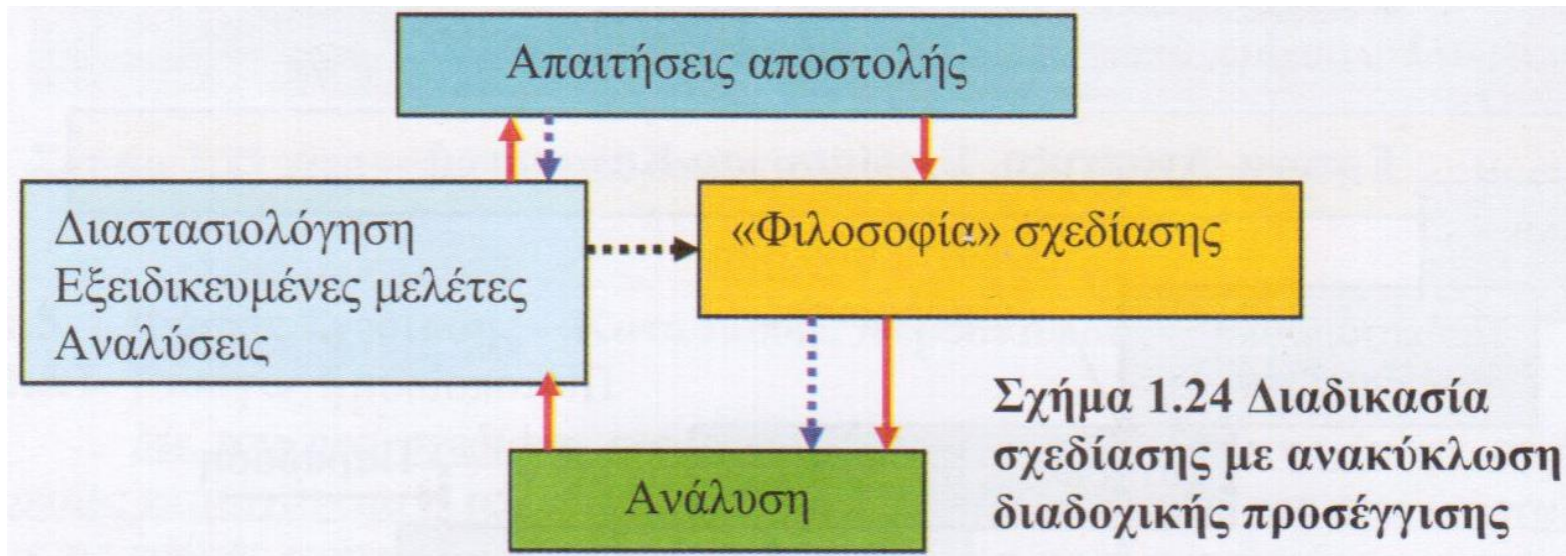
Σχεδιασμός και ανάπτυξη αεροσκάφους



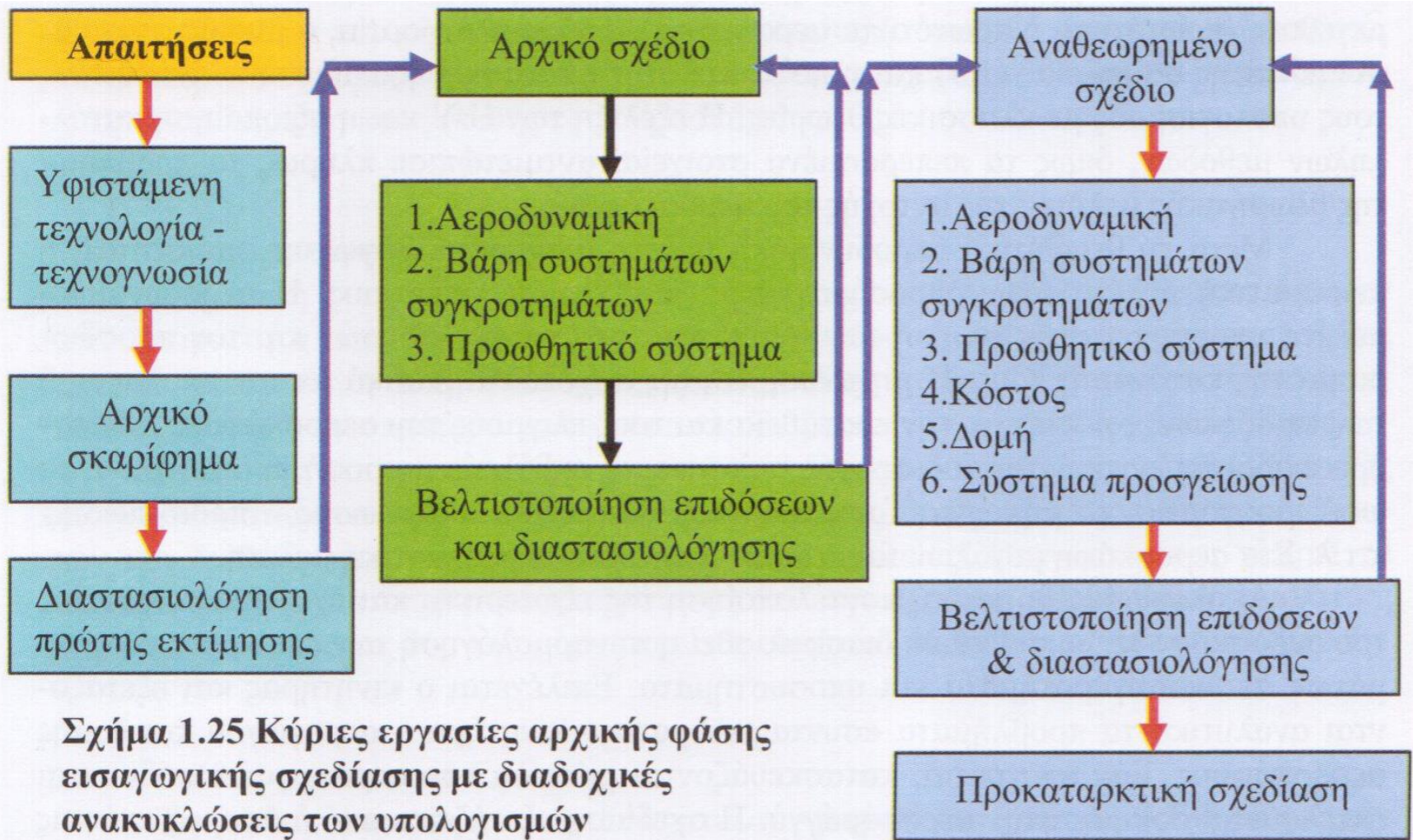
Φάσεις σχεδιασμού

	ΦΑΣΗ I Εισαγωγική σχεδίαση	ΦΑΣΗ II Προκαταρκτική σχεδίαση	ΦΑΣΗ III Λεπτομερής σχεδίαση
Δεδομένα	Απαιτήσεις αποστολής Εμβέλεια Κόστος	Απαιτήσεις αεροελαστικότητας, κόπωσης, πτερυγισμού και ολικής αντοχής α/φους	Απαιτήσεις αντοχής. Βελτιστοποίηση παραγωγής Απαιτήσεις λειτουργικότητας
Αντικείμενα μελέτης	Προδιαγραφές που διέπουν την σχεδίαση. Είδος και ισχύς προωθητικού συστήματος. Επιδόσεις Βάρος και κόστος	Διαμόρφωση α/φους. Μετρήσεις σε αεροσήραγγες. Κινητήρας και εγκατάστασή του στο α/φος. Φορτία, τάσεις και παραμορφώσεις (πτερυγισμός, κόπωση, κ.τ.λ.). Βάρος α/φους.	Συσκευές και εξοπλισμός α/φους. Ιδιοσυσκευές και εξοπλισμός διαδικασίας παραγωγής. Έλεγχος αντοχής κυρίων δομικών υλικών με κατασκευή και δοκιμή σε εργαστήρια.
Αποτελέσματα	Γεωμετρική διαμόρφωση α/φους και κυρίων συγκροτημάτων του. Βάρος επιμέρους συγκροτημάτων και ολικό κόστος κατασκευής	Οριστικοποίηση γεωμετρικής διαμόρφωσης α/φους. Σχεδίαση κυρίων εξαρτημάτων – συγκροτημάτων. Ακριβής υπολογισμός κόστους επιμέρους συγκροτημάτων	Σχεδίαση εξαρτημάτων Σχεδίαση ιδιοσυσκευών παραγωγής Προσδιορισμός διαδικασίας παραγωγής και ποιοτικού ελέγχου. Ακριβής προσδιορισμός βάρους και επιδόσεων

Επαναληπτική διαδικασία διαδοχικής προσέγγισης



Εισαγωγικός Σχεδιασμός



Σχήμα 1.25 Κύριες εργασίες αρχικής φάσης εισαγωγικής σχεδίασης με διαδοχικές ανακυκλώσεις των υπολογισμών

Προκαταρκτικός Σχεδιασμός

1. Εκτελείται **θεωρητική μελέτη** αεροδυναμικής, αντοχής, μηχανικής πτήσης, αεροελαστικότητας συστημάτων. Μεγαλύτερη δυσκολία στην μελέτη αντοχής, η οποία λύθηκε με την ανάπτυξη της μεθόδου των **πεπερασμένων στοιχείων**.
2. Αρχίζουν οι **πειραματικές μετρήσεις** αεροδυναμικής, στη δομή, στο προωθητικό σύστημα, την ευστάθεια και τα συστήματα ελέγχου πτήσης.
3. Με χρήση μοντέλων του αεροσκάφους γίνεται μελέτη στην **αεροσραγγα**.
4. Γίνεται μαθηματική **μοντελοποίηση της εξωτερικής επιφάνειας** με σκοπό τη διασφάλιση της συναρμολόγησης των επιμέρους κομματιών.
5. **Επιλέγεται ο κινητήρας** και εξετάζεται η σύνδεση κινητήρα-αεραγωγού με τη δομή του α/φους.
6. Γίνονται προκαταρκτικά σχέδια και **οριστικοποιείται η τελική διαμόρφωση** του α/φους και εκτιμάται το **κόστος κατασκευής**.

Λεπτομερής Σχεδιασμός

1. **Ολοκληρώνεται** η λεπτομερής σχεδίαση της δομής, δηλαδή η σχεδίαση όλων των επιμέρους εξαρτημάτων, της συναρμολόγησης.
2. **Καθορίζονται** οι συσκευές και ο εξοπλισμός του α/φους.
3. Σχεδιάζεται η διαμόρφωση των **εσωτερικών χώρων** του α/φους.
4. Αναλύεται η διαδικασία **παραγωγής**.
5. **Ολοκληρώνονται** οι πειραματικές μετρήσεις και έλεγχοι των διάφορων συστημάτων.
6. Σε **εξομοιωτές πτήσης** εκτελούνται πτήσεις από δοκιμαστές πιλότους.
7. Γίνεται **έλεγχος αντοχής** σε στατικά, δυναμικά φορτία και σε κόπωση.
8. Προσδιορίζεται αναλυτικά το **κόστος**.
9. Η λεπτομερής σχεδίαση τελειώνει με την **κατασκευή** του α/φους.

Συναρμολόγηση - Δοκιμή

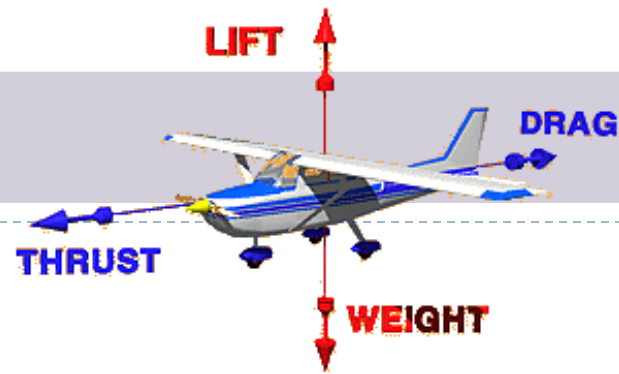
1. Τοποθετούνται στο α/φος τα επιμέρους τμήματα.
2. Ακολουθεί δοκιμή στο έδαφος και μετά σε πτήση.
3. Οι δοκιμές διαρκούν μέχρι αρκετές χιλιάδες ώρες.
4. Διαπιστώνεται αν το α/φος πληροί τους όρους των τεχνικών προδιαγραφών και διεθνών κανονισμών κατασκευής και ασφαλείας.
5. Παίρνει το πιστοποιητικό πλοϊμότητας από την αρμόδια στρατιωτική ή πολιτική υπηρεσία.
6. Παραδίδεται προς εκμετάλλευση.

Ορισμός

- Αεροσκάφη είναι συσκευές μεταφοράς που έχουν σχεδιαστεί για τη μετακίνηση ανθρώπων και φορτίων από το ένα μέρος στο άλλο.
- Διατίθενται σε πολλά διαφορετικά σχήματα και μεγέθη ανάλογα με την αποστολή του αεροσκάφους.
- <https://www.grc12.com/airplane/airplane.html>

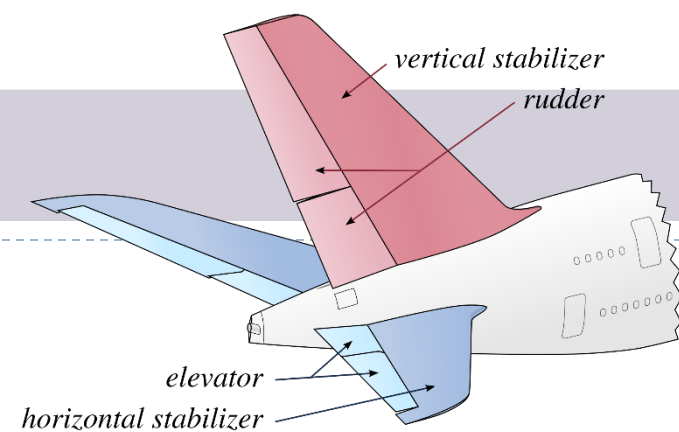


Ισορροπία



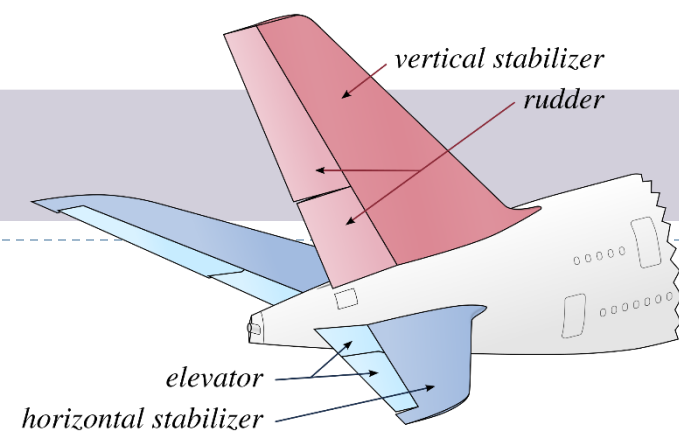
- Για οποιοδήποτε αεροπλάνο για να **πετάξει**, πρέπει να σηκώσει το ίδιο **βάρος** (**weight**) του αεροπλάνου, των καυσίμων, των επιβατών και του φορτίου.
- Οι πτερυγες παράγουν το μεγαλύτερο μέρος της **άντωσης** (**lift**) για να κρατήσει το αεροπλάνο στον αέρα. Για τη δημιουργία άντωσης, το αεροπλάνο πρέπει να ωθείται στον αέρα.
- Ο αέρας αντιστέκεται στην κίνηση, με τη μορφή της αεροδυναμικής **οπισθέλκουσας** (**drag**).
- Οι **στροβιλοκινητήρες**, παρέχουν την ώση (**thrust**) για να ξεπεραστεί οπισθέλκουσας και να ωθήσει το αεροπλάνο προς τα εμπρός μέσω του αέρα.
- Μικρότερα, αεροπλάνα χαμηλής ταχύτητας χρήση **έλικες** για το σύστημα πρόωσης αντί των στροβιλοκινητήρων.

Έλεγχος και ελιγμοί



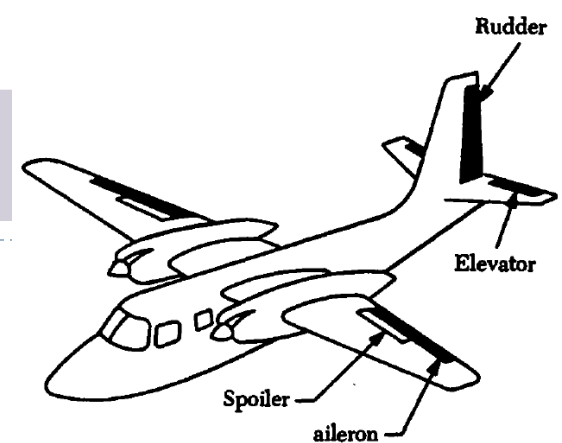
- Για τον έλεγχο (**control**) και τον χειρισμό (**maneuver**) του αεροσκάφους, υπάρχουν μικρότερες πτέρυγες που βρίσκονται στο ουραίο πτέρωμα (**tail assembly**) του αεροσκάφους.
- Το ουραίο έχει συνήθως ένα σταθερό οριζόντιο πτερύγιο, το οποίο ονομάζεται **οριζόντιο σταθερό** (**horizontal stabilizer**), και ένα σταθερό κατακόρυφο κομμάτι, που ονομάζεται **κάθετο σταθερό** (**vertical stabilizer**).
- Σκοπός των σταθερών είναι να παρέχει ευστάθεια στο αεροσκάφος.
- Το κάθετο σταθερό εμποδίζει τη δεξιά-αριστερά εκτροπή του ρύγχους του αεροσκάφους, η οποία ονομάζεται **εκτροπή** (**yaw**).
- Το οριζόντιο σταθερό παρεμποδίζει τη πάνω-κάτω κίνηση του ρύγχους, η οποία ονομάζεται **πρόνευση** (**pitch**).

Έλεγχος και χειρισμοί

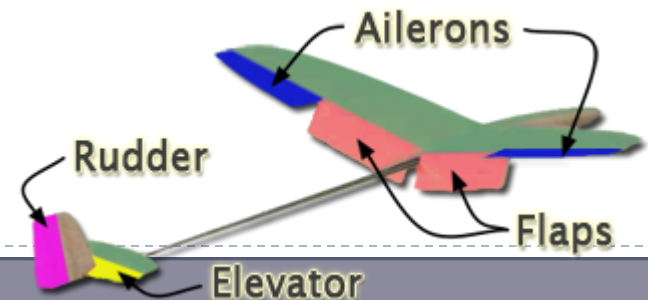


- Στο πίσω μέρος της πτέρυγας και των σταθεροποιητών βρίσκονται μικρά κινούμενα τμήματα που συνδέονται με τα σταθερά τμήματα και ονομάζονται **επιφάνειες ελέγχου (control surfaces)**.
- Αλλάζοντας το οπίσθιο τμήμα ενός πτερυγίου, αλλάζει η ποσότητα της δύναμης που παράγει το πτερύγιο.
- Η ικανότητα να αλλάζει τις δυνάμεις μας δίνει ένα μέσο για τον έλεγχο και το χειρισμό του αεροπλάνου.
- Το αρθρωτό τμήμα του κατακόρυφου σταθερού του ουραίου ονομάζεται **πηδάλιο διεύθυνσης (rudder)** και χρησιμοποιείται για να εκτρέψει το ουραίο αριστερά και δεξιά.
- Το αρθρωτό τμήμα του οριζόντιου σταθερού ονομάζεται **πηδάλιο ανόδου – καθόδου (elevator)**.

Έλεγχος και χειρισμοί

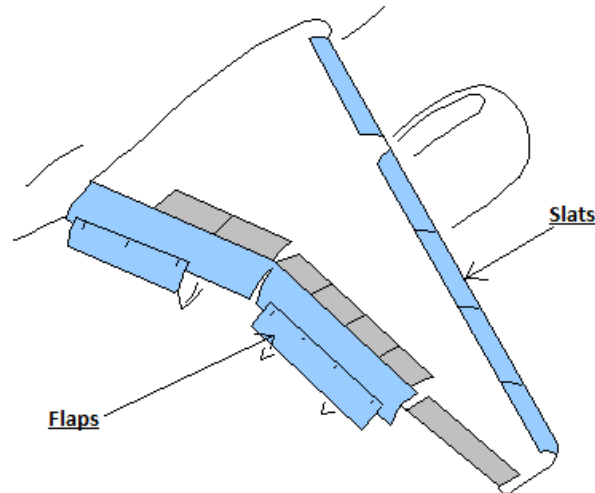


- **Διατοιχισμός (roll)** είναι η περιστροφή του αεροσκάφους περί τον διαμήκη άξονα.
- Ο διατοιχισμός πραγματοποιείται με την βοήθεια των **πηδαλίων κλίσης (ailerons)**, τα οποία είναι τοποθετημένα στις άκρες και στο πίσω μέρος της **κύριας πτέρυγας (wing)**.
- Τα περισσότερα αεροπλάνα μπορούν επίσης να ελέγξουν τον διατοιχισμό χρησιμοποιώντας τους **καταστροφείς άντωσης (spoilers)**.
- Τα σπόιλερ είναι μικρές πλάκες που χρησιμοποιούνται για να διακόψουν τη ροή πάνω από τη πτέρυγα και να αλλάξει το μέγεθος της δύναμης με τη μείωση της άντωσης, όταν αυτά αναπτύσσονται.



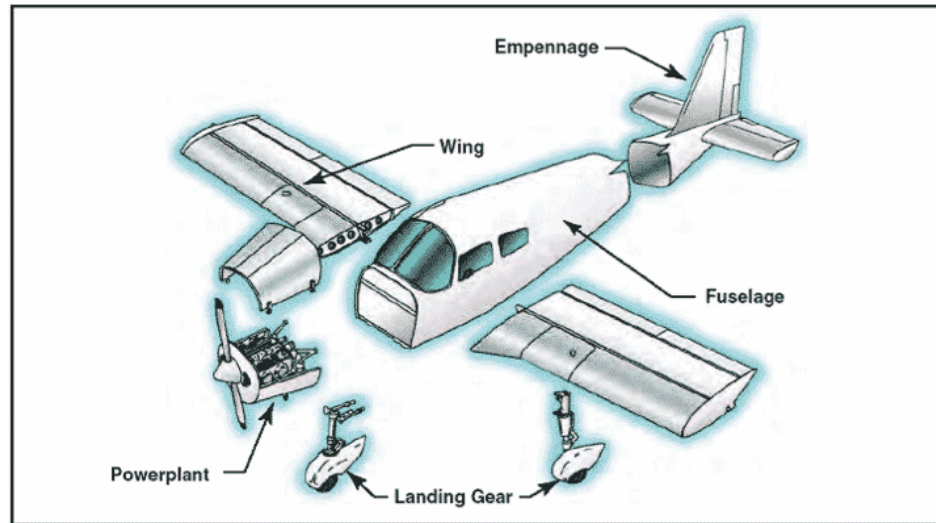
Έλεγχος και χειρισμοί

- Οι υπεραντωτικές διατάξεις (**flaps and slats**) βρίσκονται στο πίσω μέρος της πτέρυγας (**flaps**) είτε στο εμπρός (**slats**) και χρησιμοποιούνται για την αύξηση της κατακόρυφης δύναμης – άντωσης σε χαμηλές ταχύτητες πτήσης.



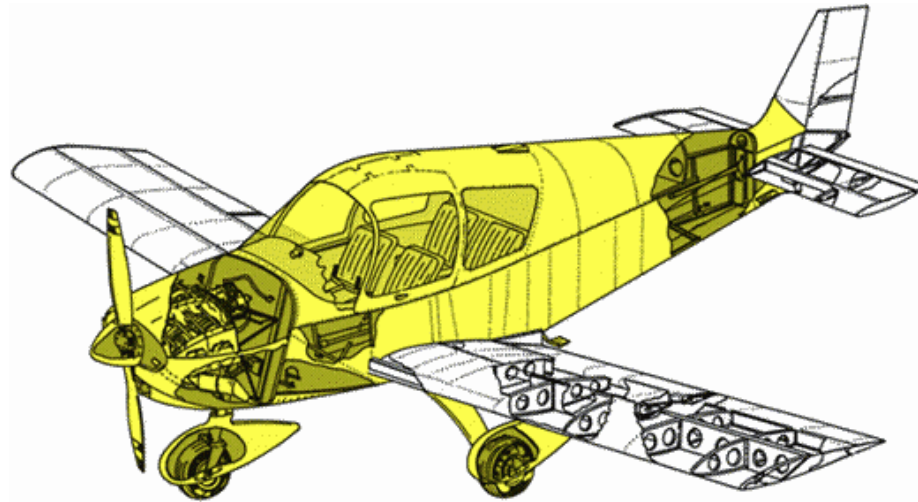
Πρωθητικό σύστημα και σύστημα προσγείωσης

- Το **πρωθητικό σύστημα (powerplant)** του αεροσκάφους χρησιμοποιείται για την παραγωγή της δύναμης που το κινεί, που ονομάζεται **ώθηση (thrust)**.
- Το **σύστημα προσγείωσης (landing gear)**, υποστηρίζει το αεροσκάφος όταν βρίσκεται στο έδαφος (ή το νερό) κατά τη φάση της προσγείωσης και της απογείωσης.

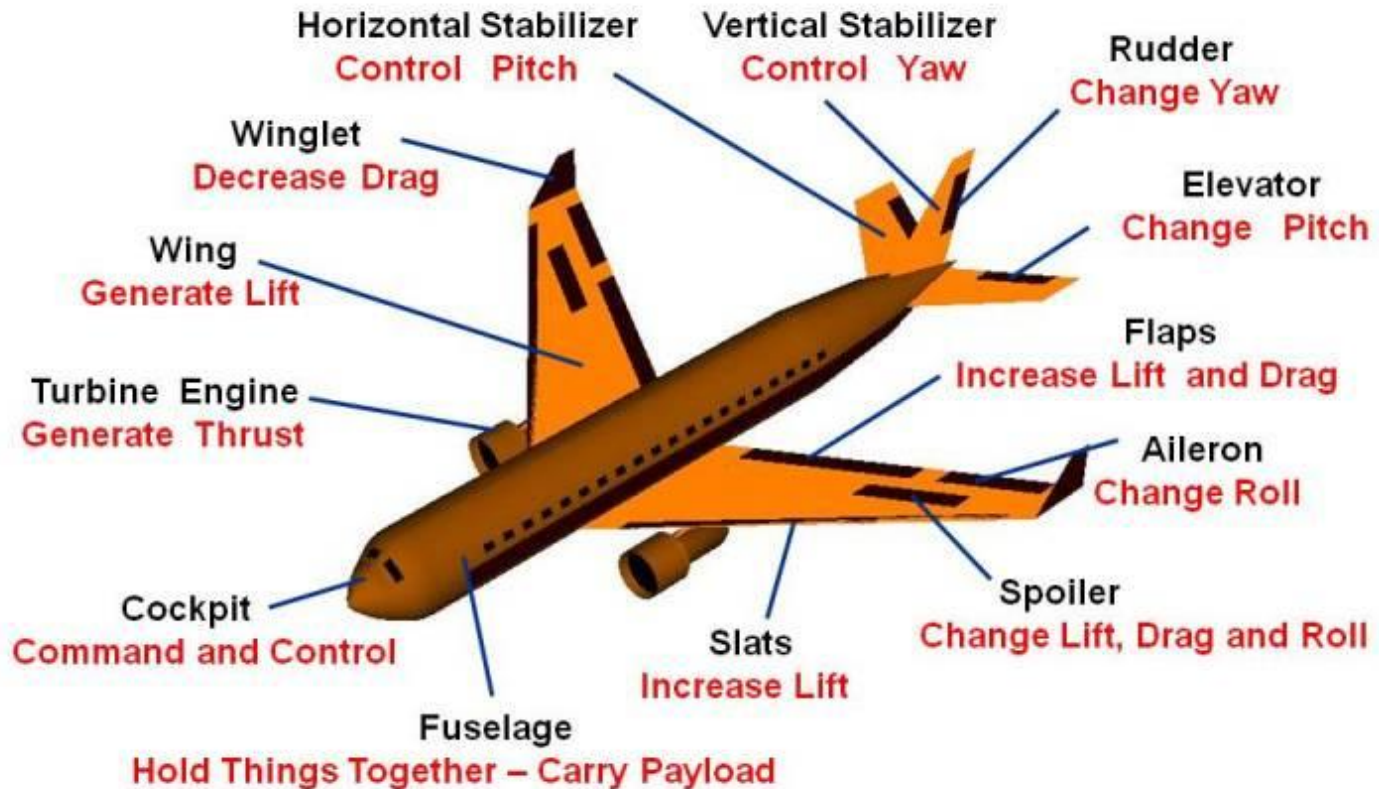


Άτρακτος

- Η **άτρακτος (fuselage)** ή σώμα του αεροσκάφους περιλαμβάνει το **θάλαμο διακυβέρνησης (cockpit)** και όλα τα συστήματα, διατάξεις και συσκευές που είναι απαραίτητες για τη λειτουργία και τον έλεγχό του.
- Μπορεί να είναι σχεδιασμένο να παρέχει χώρο για επιβάτες, φορτίο, οπλισμό ή πρόσθετες συσκευές που έχουν σχέση με την αποστολή του.
- Όλα τα υπόλοιπα τμήματα είναι συνδεδεμένα σε αυτήν
- Το σχήμα είναι αεροδυναμικό για να παρουσιάζει ελάχιστες τριβές.



Airplane Parts *and* Function



ΑΡΧΕΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ
ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΒΑΡΟΥΣ ΑΠΟΓΕΙΩΣΗΣ

ΜΕΡΟΣ 3^ο

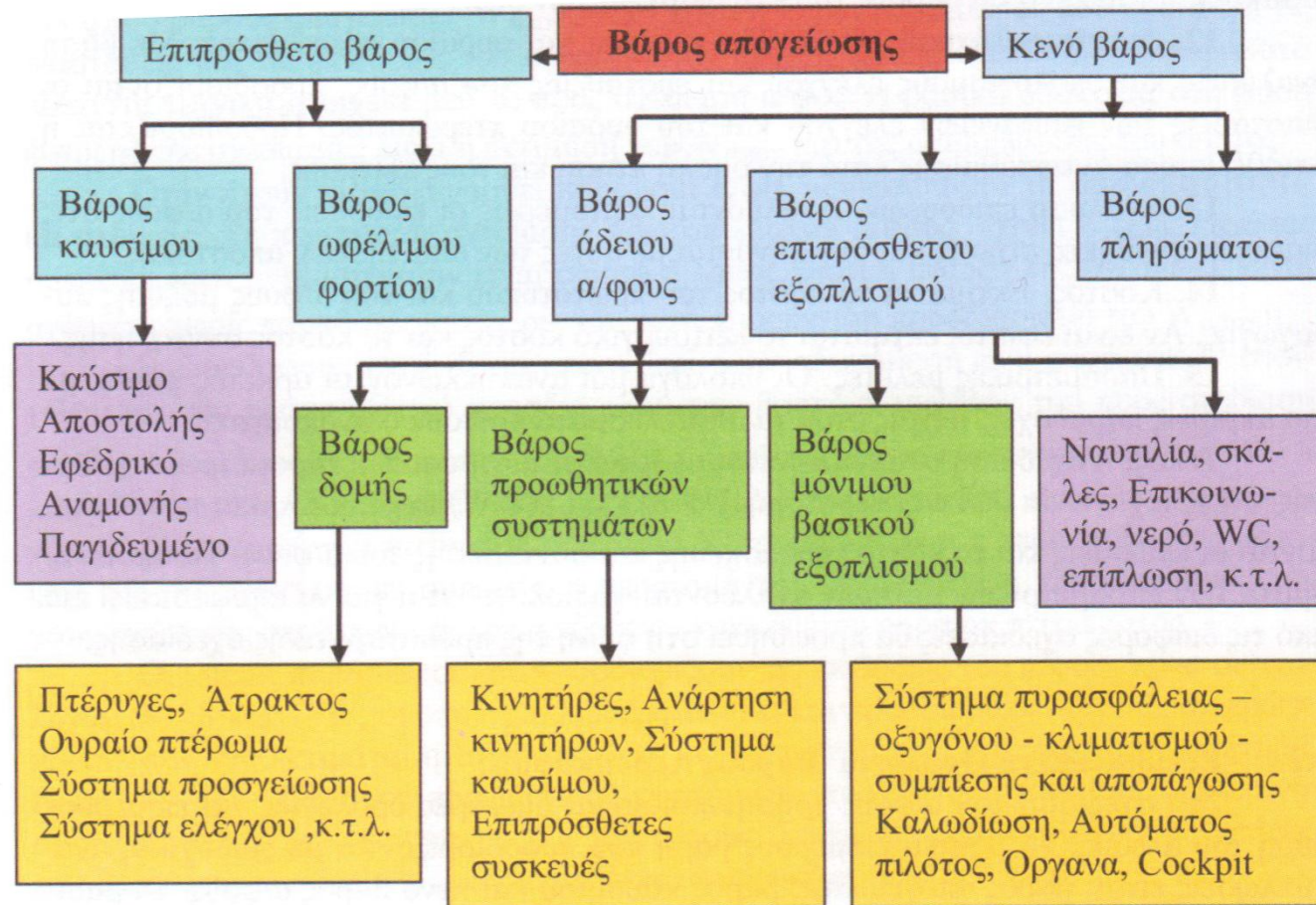
Ορολογία Βάρους Α/φους

- **Βάρος απογείωσης $W_{Απογ}$** = το ολικό βάρος τη στιγμή της απελευθέρωσης του συστήματος πέδησης ή της στιγμής έναρξης της φάσης απογείωσης.
- **Ολικό βάρος $W_{Ο.Β.}$** = το ολικό βάρος του αεροσκάφους σε κάθε στιγμή της πτήσης, οπότε μεταβάλλεται κατά τη διάρκεια της πτήσης.
- **Μέγιστο Βάρος $W_{Μ.Β.}$** = το μέγιστο από όλα τα βάρη
- **Σταθερό Βάρος $W_{Σ.Β.}$** = βάρος συσκευών, προσώπων, φορτίων κτλ. που η αφαίρεσή τους δεν επηρεάζει την πτητική ικανότητα του αεροσκάφους, π.χ. πλήρωμα, προσωπικό εξυπηρέτησης, ωφέλιμο φορτίο. Είναι το ωφέλιμο βάρος προσαυξημένο κατά ένα ποσοστό. Στη σχεδίαση λαμβάνεται ίσο με το ωφέλιμο φορτίο.

Ορολογία Βάρους Α/φους

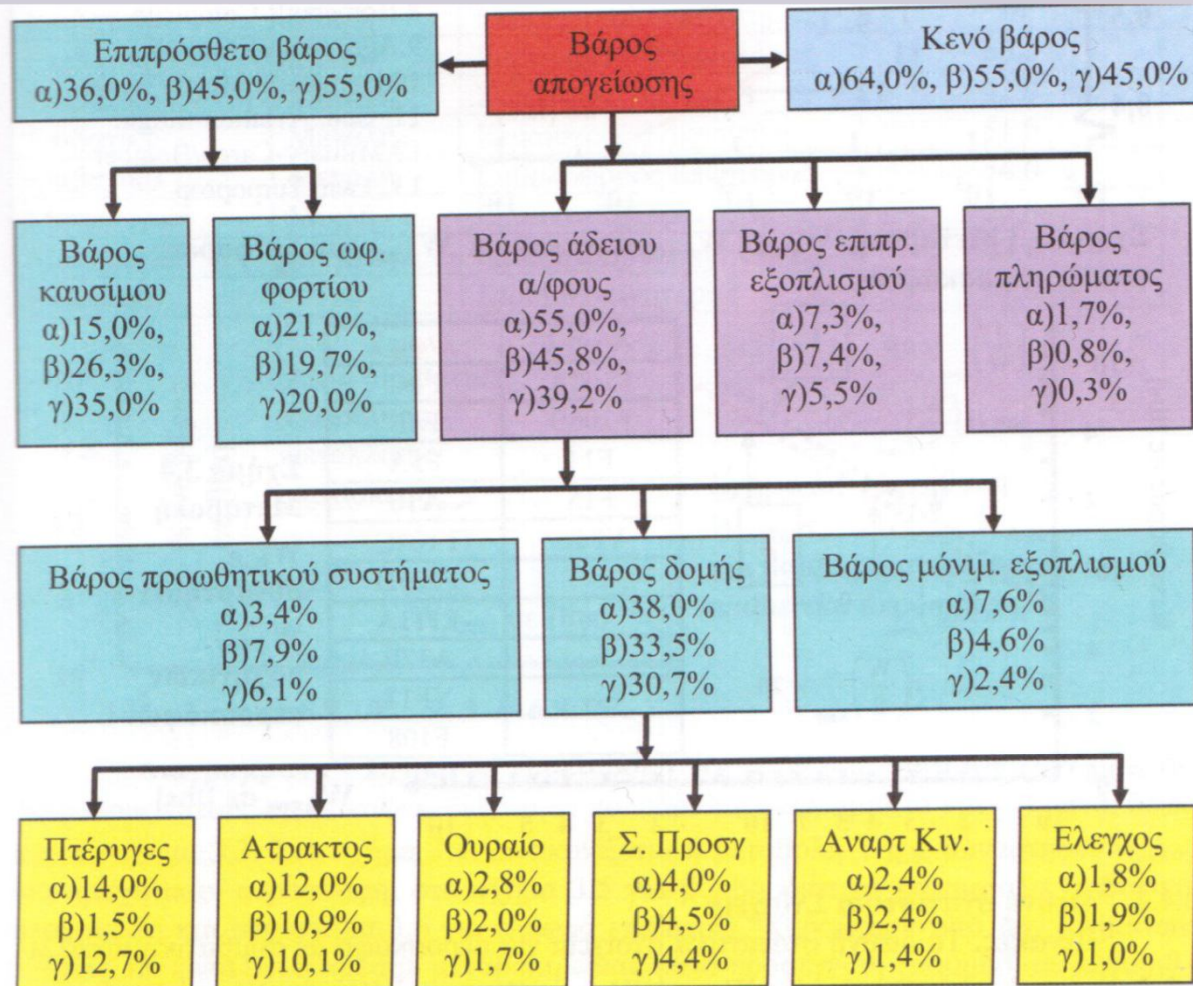
- **Κενό βάρος $W_{\text{Κ.Β.}}$** = βάρος απογείωσης μείον το σταθερό βάρος και το βάρος καυσίμου, δηλ. το βάρος της δομής των συγκροτημάτων και των συστημάτων του αεροσκάφους.
- **Βάρος επι πληρωμή φορτίου $W_{\text{Ε.Π.Φ.}}$** = είναι το ωφέλιμο φορτίο ή $W_{\text{Ω.Φ.}}$.
- **Βάρος πληρώματος $W_{\text{Πλ}}$** = είναι το βάρος του πληρώματος που είναι απαραίτητο για τη λειτουργία του αεροσκάφους (πιλότοι, μηχανικοί, αεροσυνοδοί κτλ.)
- **Βάρος Συνολικού καυσίμου $W_{\text{Σ.Κ.}}$** = είναι το άθροισμα του βάρους καυσίμου και των καταναλώσιμων ρευστών και χημικών του προωθητικού συστήματος.
- **Μέγιστο Καυσίμου** = είναι το βάρος καυσίμου του α/φους σε κάθε χρονική στιγμή της πτήσης οπότε μεταβάλλεται κατά τη διάρκεια της πτήσης.

Κατανομή βάρους α/φους πολιτικής αεροπορίας



Σχήμα 3.1 Κλασσική κατανομή βάρους αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας

Κατανομή βάρους επιβατικού α/φους



Σχήμα 3.2 Κλασική κατανομή βάρους επιβατικού αεροσκάφους εμβέλειας
α) Μικρής (VFW 614), β) Μέσης (B 727 - 100) γ) Μεγάλης (B 747 - 100)

Υπολογισμός βάρους απογείωσης επιβατικού α/φους

$$W_{\text{Απογ}} = W_{\text{Πληρώματος}} + W_{\text{Καυσίμου}} + W_{\text{Κ.Β.}} + W_{\text{Ε.Π.Φ}}$$
$$W_{\text{Απογ}} = W_{\text{Σ.Β.}} + W_{\text{Καυσίμου}} + W_{\text{Κ.Β.}}$$

$$W_{\text{Απογ}} = \frac{W_{\text{Σ.Β.}}}{1 - (W_{\text{Κ.Β.}}/W_{\text{Απγ}}) - (W_{\text{Καυσίμου}}/W_{\text{Απγ}})} \Rightarrow$$

$$W_{\text{Απογ}} = \frac{W_{\text{Πληρώματος}} + W_{\text{Ε.Π.Φ.}}}{1 - (W_{\text{Κ.Β.}}/W_{\text{Απγ}}) - (W_{\text{Καυσίμου}}/W_{\text{Απγ}})}$$

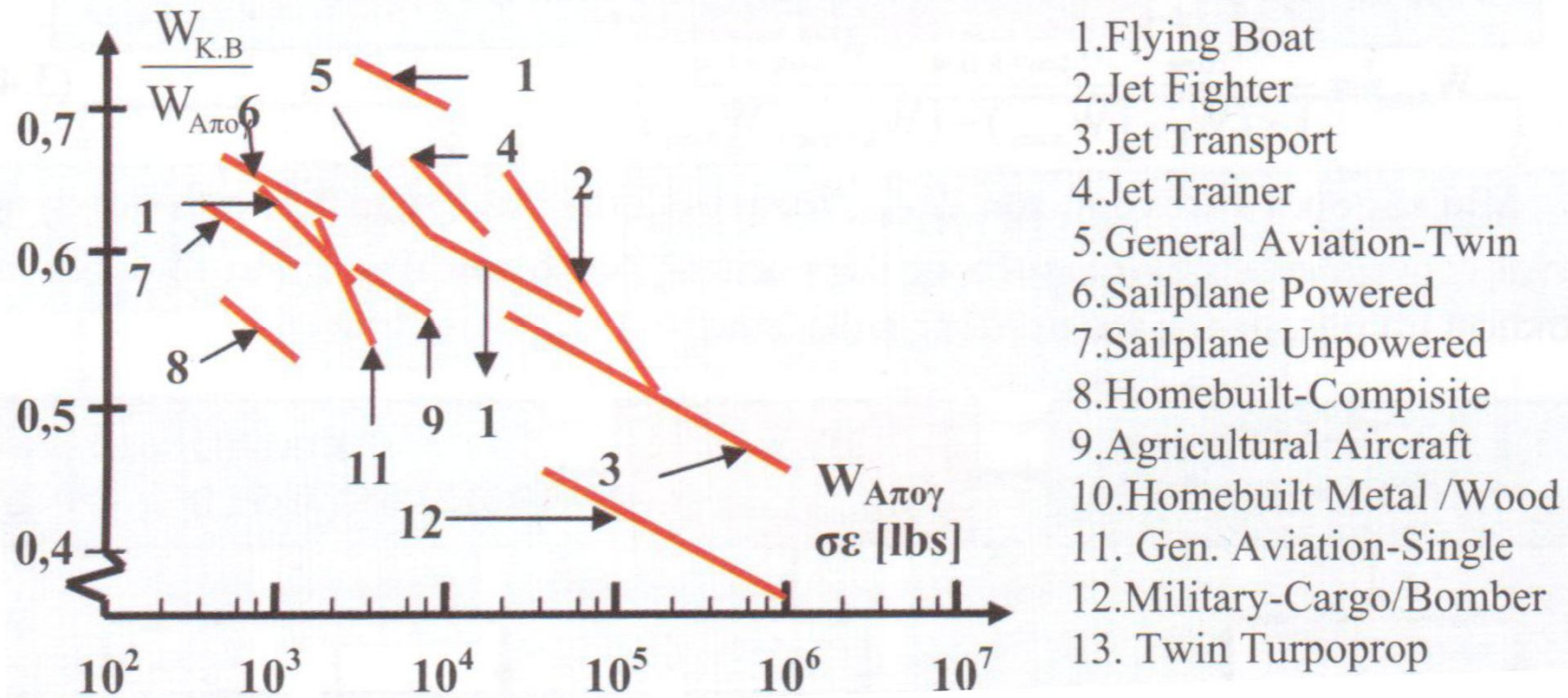
Υπολογισμός βάρους απογείωσης στρατιωτικού α/φους

$$W_{\text{Απογ}} = W_{\text{Πληρ}} + W_{\text{Σ.Καυσ}} + W_{\text{Κ.Β.}} + W_{\text{Σταθ Ε..Π.Φ}} + W_{\text{Απορ Ε..Π.Φ}}$$

$$W_{\text{Απογ}} = \frac{W_{\text{Πληρ}} + W_{\text{Σταθ. Ε.Π.Φ.}} + W_{\text{Απορ.Ε.Π.Φ.}}}{1 - (W_{\text{Κ.Β.}}/W_{\text{Απογ}}) - (W_{\text{Σ.Καυσ}}/W_{\text{Απογ}})}$$

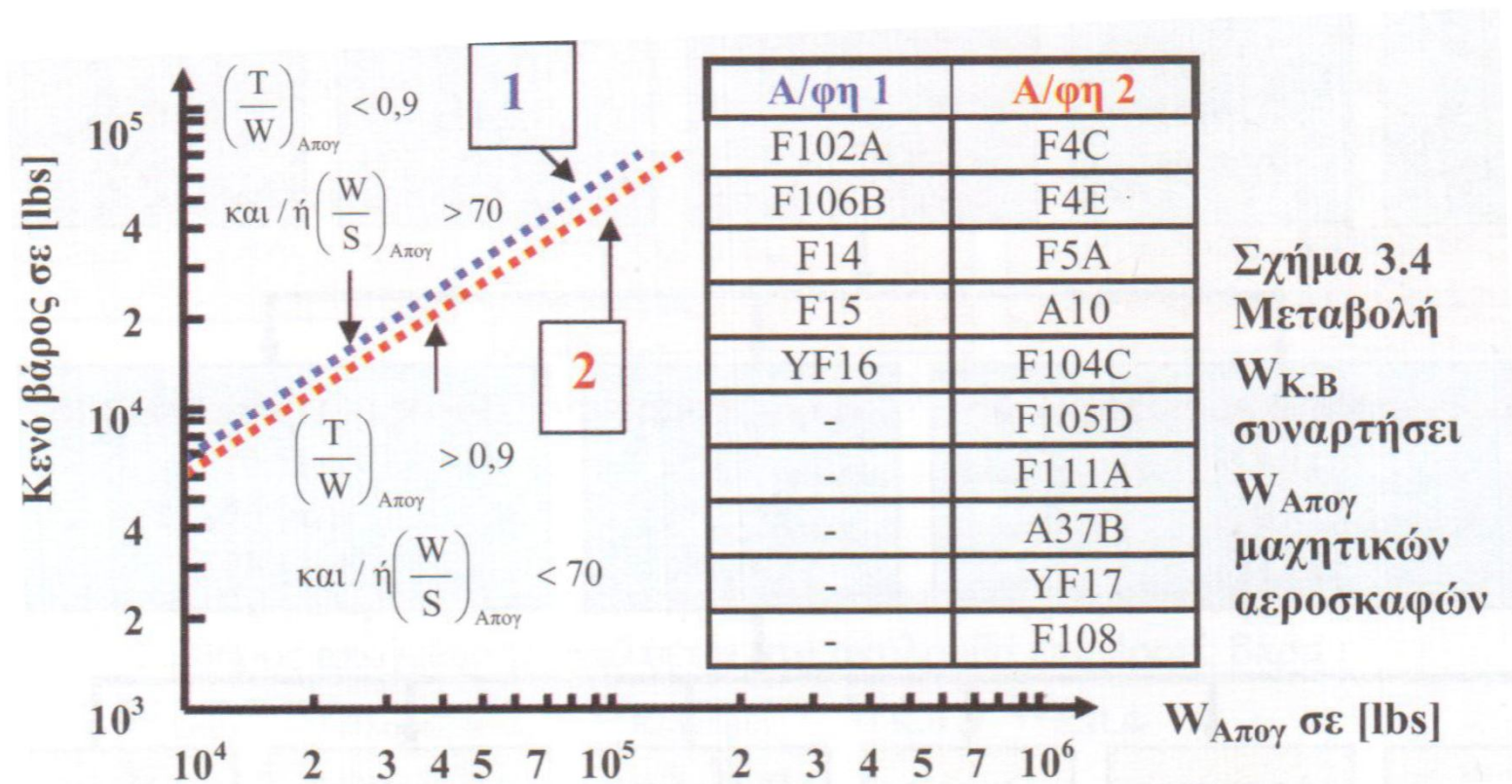
Μεταβολή $K.B./W_{Απογ.}$ σε σχέση με το $W_{Απογ.}$

Εύρεση με χρήση στατιστικών στοιχείων



Μεταβολή Κ.Β. σε σχέση με το $W_{\text{Απογ}}$. μαχητικών

Εύρεση με χρήση στατιστικών στοιχείων



Κατανομή βάρους απογείωσης

Εύρεση με χρήση στατιστικών στοιχείων

Τύπος Α/φους	Ωφέλιμο φορτίο	Καύ-σιμο	Φορτίο	Κενό βάρος
Κλασσική κατασκευή, επανδρωμένο	55	-	55	45
Ανεμόπτερο	40		70	60
Ανεμόπτερο με κινητήρα	28	4	32	68
Μονοκινητήριο εκπαιδευτικό, επιβατικό	30	10	40	60
Μονοκινητήριο γεωργικής χρήσης	40	10	50	50
Δικινητήριο επιβατικό	23	15	38	62
Δικινητήριο turboprop	10(min)	30(max)	40	60

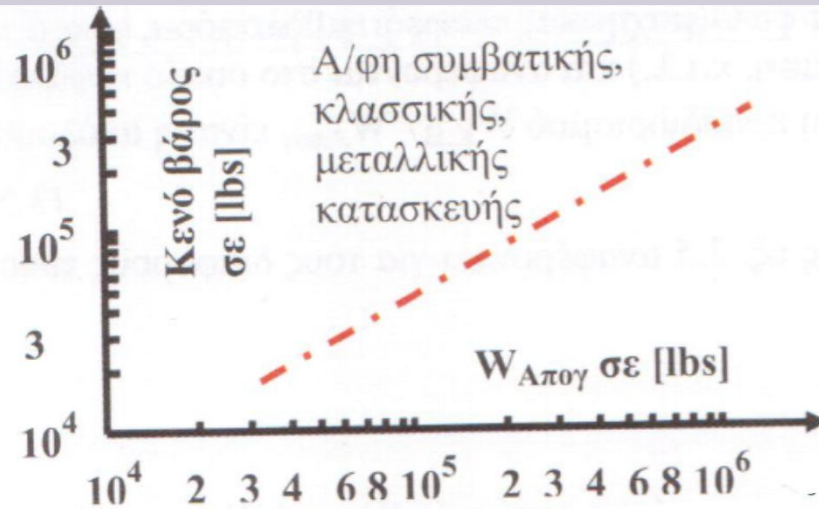
Κατανομή βάρους απογείωσης επιβατικών

Εύρεση με χρήση στατιστικών στοιχείων

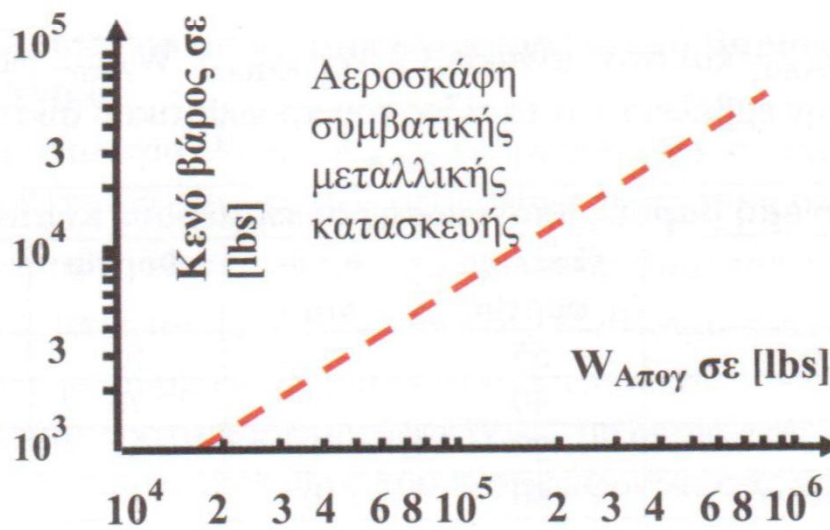
Πίνακας 3.2 Τυπικές αναλογίες $W_{K.B.}/W_{Απογ}$ επιβατικών αεροσκαφών

Τύπος Α/φους	Εμβέλεια	Κινητήρας	$W_{K.B.}/W_{Απογ}$
Επιβατικό	Μικρή	Στροβιλοκινητήρας	53
Επιβατικό	Μικρή	Ελικοστροβιλοκινητήρας	58
Επιβατικό	Μικρή	Εμβολοφόρος Κινητήρας	65,5
Επιβατικό	Μεγάλη	Στροβιλοκινητήρας	42,0
Επιβατικό	Μεγάλη	Ελικοστροβιλοκινητήρας	51,0
Επιβατικό	Μεγάλη	Εμβολοφόρος Κινητήρας	54,0
Μεταγωγικό	Μικρή	Ελικοστροβιλοκινητήρας	56,0
Μεταγωγικό	Μεγάλη	Ελικοστροβιλοκινητήρας	43,0
Executive		Στροβιλοκινητήρας	51,0

Μεταβολή Κ.Β. συναρτήσει του $W_{Απογ}$.



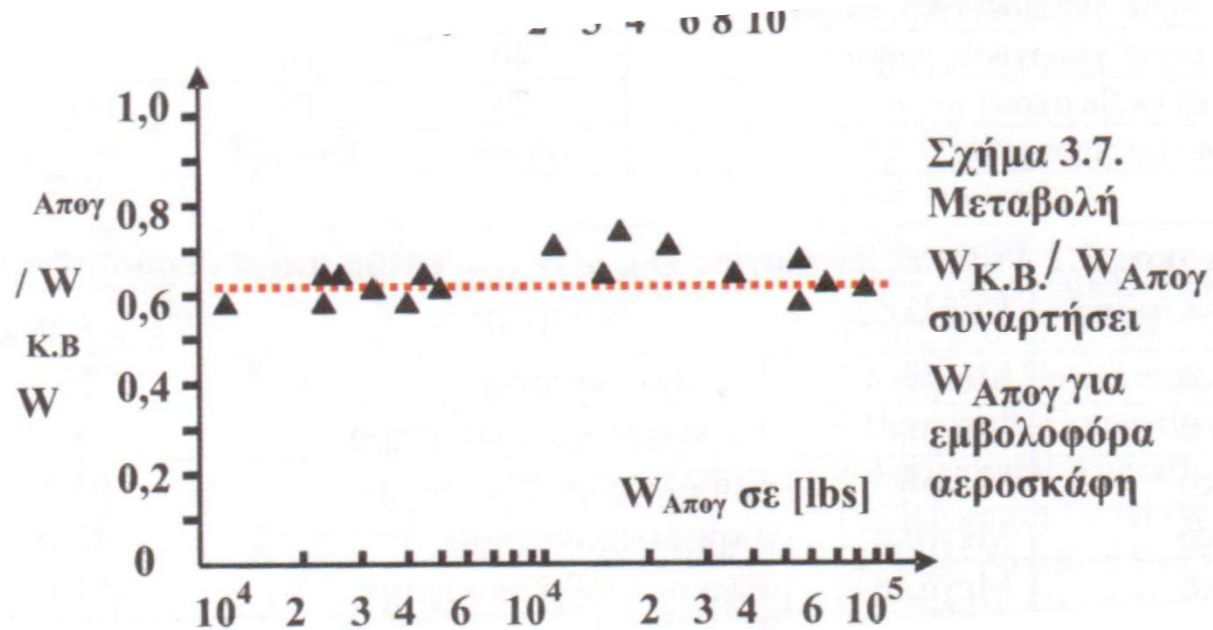
Σχήμα 3.5 Μεταβολή $W_{Κ.Β.}$ συναρτήσει $W_{Απογ}$ για βομβαρδιστικά και επιβατικά αεροσκάφη



Σχήμα 3.6 Μεταβολή $W_{Κ.Β.}$ συναρτήσει $W_{Απογ}$ για ελαφρά επιβατικά αεροσκάφη

Μεταβολή Κ.Β. συναρτήσει του $W_{Απογ}$.

Εύρεση με χρήση στατιστικών στοιχείων



Χρήσιμα συμπεράσματα

- $W_{\text{Κ.Β.}} / W_{\text{Απογ.}} = 0,3 - 0,7$
- Ο λόγος $W_{\text{Κ.Β.}} / W_{\text{Απογ.}}$ Μειώνεται καθώς αυξάνεται το $W_{\text{Απογ}}$
- Το **βάρος της δομής** (άτρακτος, πτέρυγα, ουραίο πτέρωμα) μειώνεται μέχρι και **25%** με χρήση προηγμένων **σύνθετων υλικών**, ενώ το βάρος του **προωθητικού συστήματος** κατά **12%**.
- Μπορεί να επιτευχθεί μείωση μέχρι και **16% συνολικά**.
- **Πρακτικά** επιτυγχάνεται συνολική μείωση **10%** με τάση προς αύξηση.

Προσεγγιστικός προσδιορισμός βάρους καυσίμου

- **Προπτήσης καύσιμο** = καταναλωμένο καύσιμο από τη στιγμή εκκίνησης του προωθητικού συστήματος μέχρι τη στιγμή της απογείωσης.
- **Καύσιμο αποστολής** = καταναλωμένο καύσιμο από τη στιγμή απογείωσης μέχρι τη στιγμή προσγείωσης.
- **Εφεδρικό καύσιμο** = προσδιορίζεται από διεθνείς κανονισμούς και είναι συνήθως το 5% του καυσίμου αποστολής.
- **Παγιδευμένο καύσιμο** = είναι το καύσιμο στις σωληνώσεις, αντλίες, και του συστήματος καυσίμου που δεν καταναλώνεται. Μαζί με τα λιπαντικά αποτελούν το 1% του καυσίμου αποστολής.
- **Καύσιμο αναμονής** = καταναλώνεται στη πτήση αναμονής για την προσγείωση και διασφαλίζει 30 min πτήσης.

Προσεγγιστικός προσδιορισμός βάρους καυσίμου

- Το **καύσιμο αποστολής** εξαρτάται από την **ειδική κατανάλωση** καυσίμου του προωθητικού συστήματος και από την **αεροδυναμική του α/φους**, δηλ. τον συντελεστή οπισθέλκουσας.
- Το $W_{\Sigma.Κ.} / W_{Απογ.}$ κυμαίνεται μεταξύ 10% (για μικρά)- 45% (για μεγάλα α/φοι)
- Προσεγγιστικά προσδιορίζεται από διεθνή στατιστικά στοιχεία παρόμοιων α/φων

Στοιχεία διάφορων α/φων

Πίνακας 4.1 Αναλογία $W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$ επιβατικών α/φων με ελικοστροβιλοκινητήρα και σύγχρονων μαχητικών και εκπαιδευτικών α/φων

Επιβατικά με στροβιλοκινητήρα		Σύγχρονα μαχητικά και εκπαιδευτικά α/φη			
Τύπος α/φους	$W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$	Τύπος α/φους	$W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$	Τύπος α/φους	$W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$
AN-32	20,2	Hawk200	15	MIG-29	-
ATR-42-300	26,9	Jaguar		X-31A	26
ATR-72	23,2	A-10	22	IAI Lavi	14,1
Jetstream Super 31	18,7	F-117A		Eurofight	19,0
Jetstream 41	25,9	Harrier II	25	JAS 39	18,2
ATP	22,1	YAK-38	-	Rafale D	-
CN235-100	28,0	YAK-141	-	Tornado	16,7
DASH8-300A	13,8	F-15E	16,2	F-14A	24,8
Brasilia EMB – 120	22,6	F-16C	16,2	Hawk100	14,3
Fairchild Metro 23	26,3	F/A-18E	21,8	S 211	26,6
50-100 Fokker	20,7	F-20	17,3	PC-9	-
Saab 340B	20	YF-22	36,7		
Saab 2000	18,9	YF-23	37,5		
Shorts 330-200	19,5	Su-27	-		

Εμπειρικοί τύποι για εμβολοφόρα α/φοι

$$\text{Για } R \text{ σε n.m : } \frac{W_{\text{Καυσίμο}}}{W_{\text{Απογ}}} = 0,31 \frac{R}{1000} \cdot r_{\text{Ατρακ}} \cdot \Lambda^{-0,5} + 0,035$$

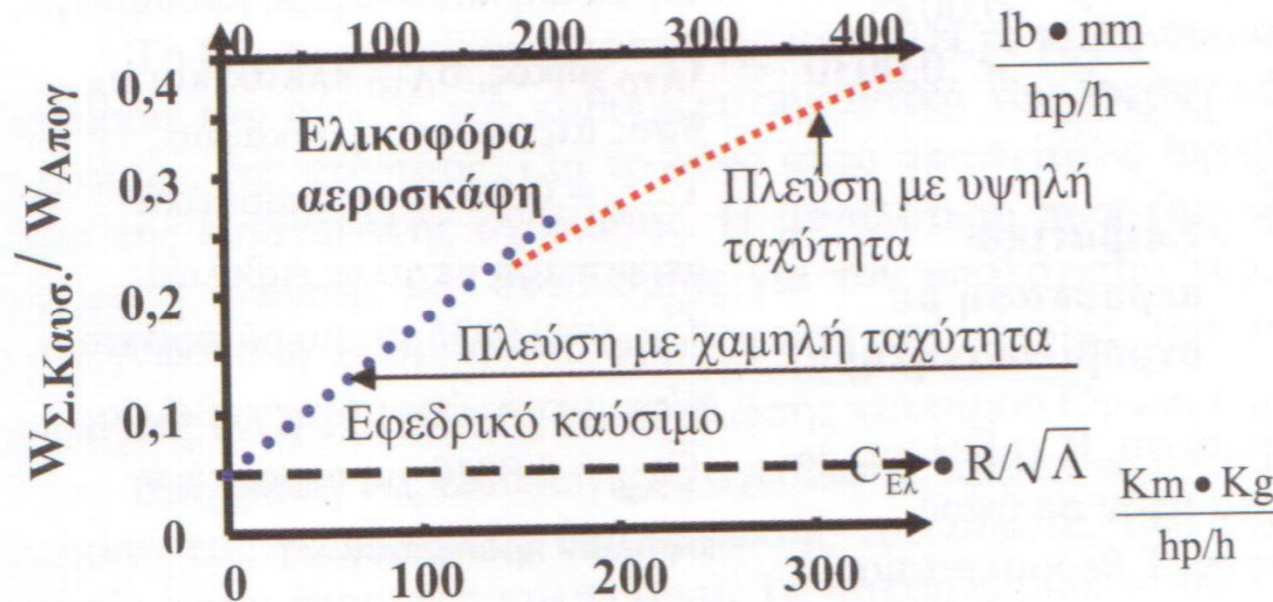
$$\text{Για } R \text{ σε Km : } \frac{W_{\text{Καυσίμου}}}{W_{\text{Απογ}}} = 0,17 \frac{R}{1000} \cdot r_{\text{Ατρακ}} \cdot \Lambda^{-0,5} + 0,035$$

όπου R η εμβέλεια και Λ ο λόγος διατάμματος και

- $r_{\text{Ατρακτου}} = 1,35$ για μη πτυσσόμενα, μη αεροδυναμικά διαμορφωμένα σκέλη
- $= 1,25$ για μη πτυσσόμενα, αεροδυναμικά διαμορφωμένα σκέλη
- $= 1,08$ για πτυσσόμενα σκέλη στην άτρακτο του αεροσκάφους (π.χ. C-130)
- $= 1,03$ για πτυσσόμενα στο ατρακτίδιο του κινητήρα σκέλη

Εμπειρικοί τύποι

Αεροσκάφη με ελικοστροβιλοκινητήρα. Η αναλογία $W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$ προσδιορίζεται από το σχήμα 4.1 συναρτήσει $C_{Ελ} \cdot R/\sqrt{\Lambda}$, όπου $C_{Ελ}$ η ειδική κατανάλωση καυσίμου των ελικοστροβιλοκινητήρων, R η εμβέλεια και Λ ο λόγος διατάμματος.



Σχήμα 4.1
Προσδιορισμός
αναλογίας
 $W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$
για μικρά και
μεταφορικά
αεροσκάφη με
ελικοστροβιλο
κινητήρα

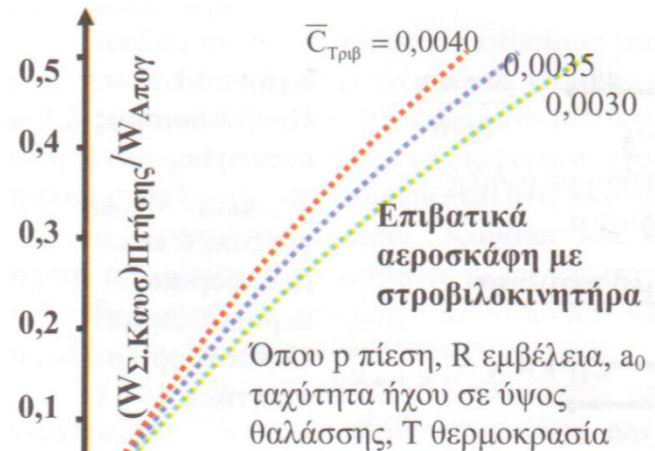
Εμπειρικοί τύποι για α/φοι με στροβιλοκινητήρα

$$W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ} = (W_{\Sigma.Καυσ.})_{Πτήσης} / W_{Απογ} + (W_{\Sigma.Καυσ.})_{Εφεδρ} / W_{Απογ}$$

$$(W_{\Sigma.Καυσ})_{Πλεύση} / W_{Απογ} = 1 - e^{-\frac{R \cdot C_T \cdot \sqrt{\Theta}}{a_0 \cdot Ma} \cdot \frac{c_D}{c_L}}$$

$$(W_{\Sigma.Καυσ})_{Εφεδρ} / W_{Απογ} = 0,18 \cdot \frac{C_T / \sqrt{T}}{\sqrt{\Lambda}}$$

όπου R η εμβέλεια, C_T η ειδική κατανάλωση καυσίμου του στροβιλοκινητήρα, a_0 η ταχύτητα ήχου σε επίπεδο θαλάσσης και T η θερμοκρασία περιβάλλοντος.



C_T ειδική κατανάλωση καυσίμου,
 $l_{Ατρ}$ μήκος, $b_{Ατρ}$ πλάτος και $h_{Ατρ}$
 ύψος ατράκτου αεροσκάφους
 $\bar{C}_{Τριβ} = 0,0030$ για επιβατικά
 αεροσκάφη μεγάλης εμβελείας
 $\bar{C}_{Τριβ} = 0,0035$ για μικρά επιβατικά
 α/φη μικρής έως μέσης εμβελείας
 $\bar{C}_{Τριβ} = 0,0040$ για αεροσκάφη
 υψηλών προσώπων

Σχήμα 4.2 Προσδιορισμός

$(W_{Καυσ})_{Πλεύσης} / W_{Απογ}$
 επιβατικών αεροσκαφών
 μικρής, μέσης και μεγάλης
 εμβελείας

$$\frac{R}{a_0} \cdot \frac{C_T}{\sqrt{T}} \cdot \left[\frac{1}{Ma \sqrt{\Lambda}} + 0,068p \cdot Ma \cdot \frac{l_{Ατρ} \cdot (b_{Ατρ} + h_{Ατρ})}{2 \cdot W_{Απογ}} \right]$$

Υπολογισμός βάρους ωφέλιμου φορτίου

No	Passenger	Weight Per Passenger (<i>lb</i>)	
		Summer	Winter
1	Average adult	190	195
2	Average adult male	200	205
3	Average adult female	179	184
4	Child weight (2 years to less than 13 years of age)	82	87

Για τον επιβάτη αποδεκτός μέσος όρος

$$W_{\text{pass}} = 180 \text{ lb}$$

Για τις αποσκευές αποδεκτός μέσος όρος

$$W_b = 100 \text{ lb}$$

Υπολογισμός βάρους πληρώματος

Each certificate holder shall provide at least the following flight attendants on each passenger-carrying airplane used:

- (1) For airplanes having more than 19 but less than 51 passengers—one flight attendant.*
- (2) For airplanes having more than 50 but less than 101 passengers—two flight attendants.*
- (3) For airplanes having more than 100 passengers—two flight attendants plus one additional flight attendant for each unit (or part of a unit) of 50 passengers above 100 passengers.*

Για τους πιλότους ένας αποδεκτός μέσος όρος

$$1 \text{ lb} = 0.455 \text{ kg}$$

$$W_c = 200 \text{ lb}$$

Για τους συνοδούς ένας αποδεκτός μέσος όρος

$$W_c = 140 \text{ lb}$$

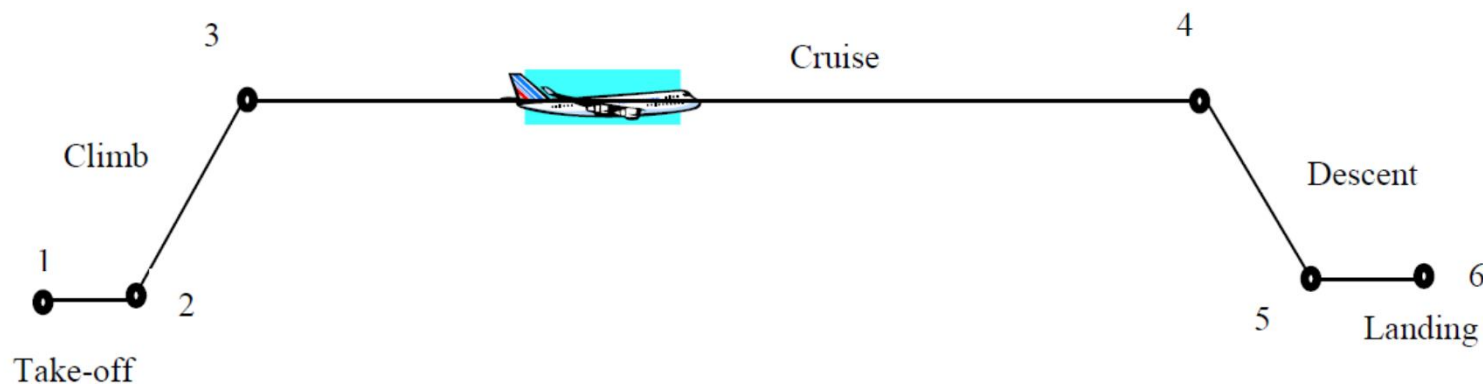
Υπολογισμός βάρους πληρώματος

No	Aircraft	W_c/W_{TO} (%)
1	Hang glider/Kite/Paraglider	70-80
2	Single-seat Glider/Sail plane	10-20
3	Two-seat Motor glider	10-30
4	Ultra-light	30-50
5	Micro-light	20-40
6	Very light aircraft (VLA)	15-25
7	GA single-seat piston engine	10-20
8	GA multi-seat	10-30
9	Agriculture	2-3
10	Business jet	1.5-3
11	Jet trainer	4-8
12	Large transport aircraft	0.04-0.8
13	Fighter	0.2-0.4
14	Bomber	0.1-0.5

Υπολογισμός βάρους καυσίμου προς βάρος απογείωσης

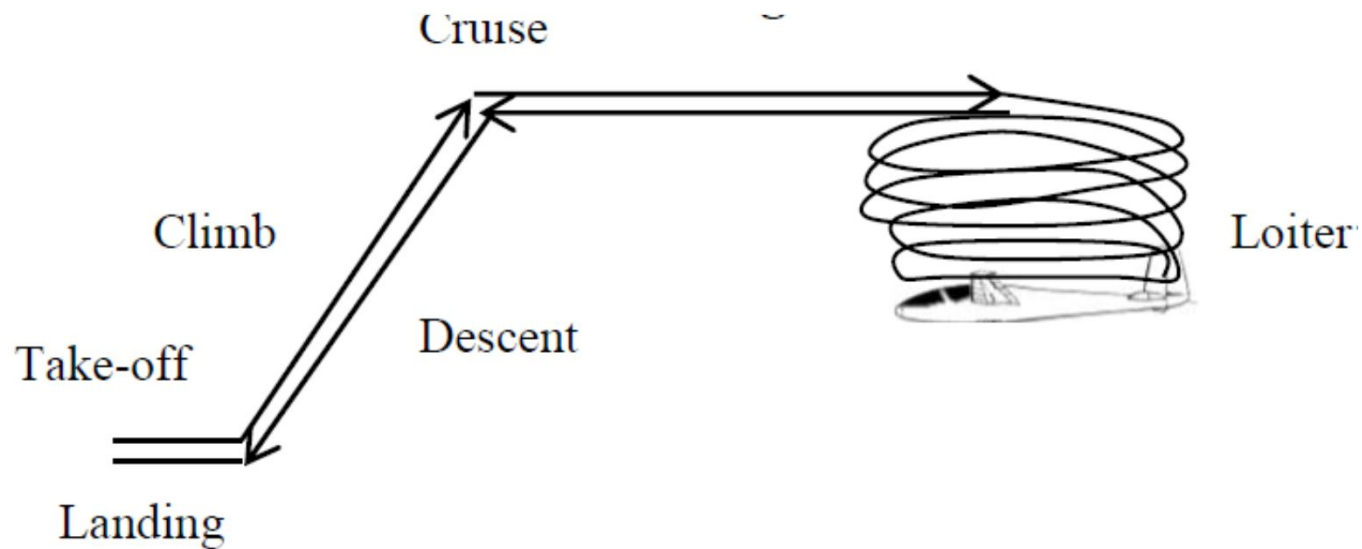
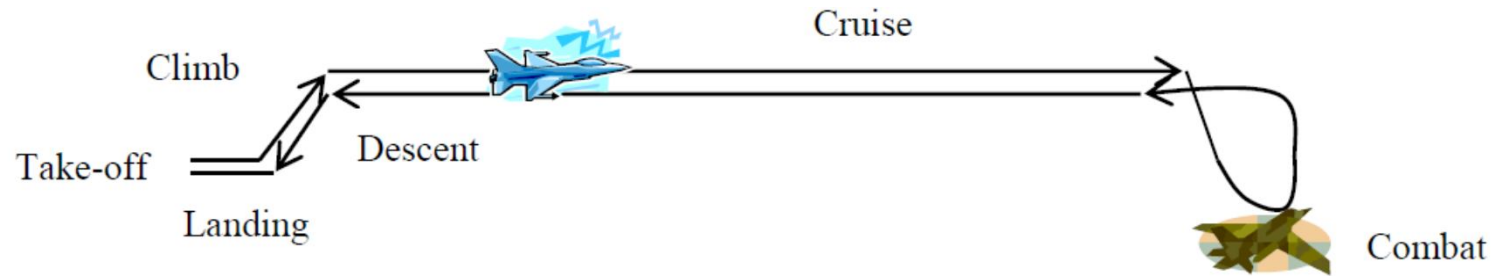
1. Φάσεις πτήσης

- Το καύσιμο εξαρτάται από τις φάσεις πτήσης του α/φους.
- Φάσεις πτήσης π.χ. προθέρμανση-τροχοδότηση-απογείωση, αναρρίχηση-επιτάχυνση, πτήση πλεύσης κτλ.
- Σε κάθε φάση υπολογίζεται η αναλογία W_{i+1} / W_i , δηλ. η αναλογία βάρους του αε/φους στο τέλος προς την αρχή της φάσης αυτής.



Υπολογισμός βάρους καυσίμου προς βάρος απογείωσης

Φάσεις πτήσης



Υπολογισμός βάρους καυσίμου προς βάρος απογείωσης

$$W_{TO} - W_{Land} = W_f$$

$$\frac{W_{Landing}}{W_{TO}} = \frac{W_{TO} - W_f}{W_{TO}}$$

Υποθέτοντας 5 φάσεις πτήσης

$$\frac{W_f}{W_{TO}} = 1 - \frac{W_6}{W_1}$$

Η τελική αναλογία μπορεί να εκτιμηθεί χρησιμοποιώντας τις επιμέρους αναλογίες

$$\frac{W_6}{W_1} = \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5}$$

No	Mission segment	W_{i+1}/W_i
1	Taxi and take-off	0.98
2	Climb	0.97
3	Descent	0.99
4	Approach and landing	0.997

Προσθέτουμε ένα περίπου 5% επιλέον καυσίμου ανάλογα τον κανονισμό ως εφεδρεία, άρα

$$\frac{W_f}{W_{TO}} = 1.05 \left(1 - \frac{W_6}{W_1} \right)$$

Υπολογισμός W_{i+1}/W_i πλεύσης α/φους με στροβιλοκινητήρα

No	Aircraft	Type	Range (km)	S (m ²)	m _{TO} (kg)	m _f (kg)	$\frac{m_f}{m_{TO}}$
1	MIT Daedalus 88	Man-powered	N/C ¹	29.98	104	0	0
2	Volmer VJ-25 Sunfun	Hang glider/Kite	N/C	15.14	140.5	50	0
3	Manta Fledge III	Sailplane/Glider	N/C	14.95	133	0	0
4	Merlin E-Z	Ultra-light	-	15.33	476	163	0.342
5	Pilatus PC-12	Turboprop transport	3,378	25.81	4,100	1,200	0.293
6	C-130J Hercules	Military transport	5,250	162.12	70,305	17075	0.243
7	Beech super king air B200	Light transport	2,204	28.18	5,670	1,653	0.292
8	Hawkeye E-2C	Early warning	2,854	65.03	24,687	5,624	0.228
9	MD-95 ER	Jet transport	3,705	92.97	54,885	10433	0.19
10	Airbus 380-841	Wide bodied airliner	15,200	845	590,000	247,502	0.419
11	Boeing 777	Airliner	10,556	427.8	229,520	94,210	0.41
12	Beechcraft 390	Light business jet	1,457	22.95	5,670	1,758	0.31
13	F-16C	Fighter	2,742	27.87	19,187	3,104	0.16
14	Voyager	Circumnavigation	39,000	30.1	4398	3168	0.72
15	Global hawk	Unmanned reconnaissance	24,985	50.2	10,387	6536	0.629

Υπολογισμός W_{i+1}/W_i πλεύσης α/φους με στροβιλοκινητήρα

$$R_{\max} = \frac{0.866V_{R_{\max}}}{C} \left(\frac{L}{D}\right)_{\max} \ln\left(\frac{W_i}{W_{i+1}}\right)$$

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-R \cdot C}{0.866V(L/D)_{\max}}}$$

No	Aircraft type	(L/D) _{max}
1	Sailplane (glider)	20-35
2	Jet transport	12-20
3	GA	10-15
4	Subsonic military	8-11
5	Supersonic fighter	5-8
6	Helicopter	2-4
7	Homebuilt	6-14
8	Ultralight	8-15

No	Engine type	SFC in cruise	SFC in loiter	Unit (British Unit)
1	Turbojet	0.9	0.8	lb/hr/lb
2	Low bypass ratio Turbofan	0.7	0.8	lb/hr/lb
3	High bypass ratio Turbofan	0.4	0.5	lb/hr/lb
4	Turboprop	0.5-0.8	0.6 – 0.8	lb/hr/hp
5	Piston (fixed pitch)	0.4 – 0.8	0.5 – 0.7	lb/hr/hp
6	Piston (variable pitch)	0.4 – 0.8	0.4 – 0.7	lb/hr/hp

$$SFC = 0.5 \frac{lb}{hr \cdot hp} = 0.5 \frac{lb}{(3600 \text{ sec}) \cdot \left(550 \frac{lb \cdot ft}{sec}\right)} = \frac{0.5}{3600 \times 550} \frac{1}{ft} = \frac{0.5}{1980000} \frac{1}{ft} = 2.52 \times 10^{-7} \frac{1}{ft}$$

$$SFC = 0.7 \frac{lb}{hr \cdot lb} = 0.7 \frac{1}{3600 \text{ sec}} = 0.000194 \frac{1}{sec}$$

Υπολογισμός W_{i+1}/W_i πλεύσης ελικοφόρου α/φους

$$R_{\max} = \frac{\eta_P (L/D)_{\max}}{C} \ln \left(\frac{W_i}{W_{i+1}} \right)$$

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-R \cdot C}{\eta_P (L/D)_{\max}}}$$

No	Aircraft type	(L/D) _{max}
1	Sailplane (glider)	20-35
2	Jet transport	12-20
3	GA	10-15
4	Subsonic military	8-11
5	Supersonic fighter	5-8
6	Helicopter	2-4
7	Homebuilt	6-14
8	Ultralight	8-15

No	Engine type	SFC in cruise	SFC in loiter	Unit (British Unit)
1	Turbojet	0.9	0.8	lb/hr/lb
2	Low bypass ratio Turbofan	0.7	0.8	lb/hr/lb
3	High bypass ratio Turbofan	0.4	0.5	lb/hr/lb
4	Turboprop	0.5-0.8	0.6 – 0.8	lb/hr/hp
5	Piston (fixed pitch)	0.4 – 0.8	0.5 – 0.7	lb/hr/hp
6	Piston (variable pitch)	0.4 – 0.8	0.4 – 0.7	lb/hr/hp

$$SFC = 0.5 \frac{lb}{hr \cdot hp} = 0.5 \frac{lb}{(3600 \text{ sec}) \cdot \left(550 \frac{lb \cdot ft}{sec} \right)} = \frac{0.5}{3600 \times 550} \frac{1}{ft} = \frac{0.5}{1980000} \frac{1}{ft} = 2.52 \times 10^{-7} \frac{1}{ft}$$

$$SFC = 0.7 \frac{lb}{hr \cdot lb} = 0.7 \frac{1}{3600 \text{ sec}} = 0.000194 \frac{1}{sec}$$

Εξίσωση Υπολογισμού Κενού Βάρους

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = aW_{TO} + b$$

σε (lb)

- Οι παράμετροι ισχύουν για κατασκευή από **αλουμίνιο**
- Αν γίνει από **σύνθετα υλικά** τότε το κενό βάρος πρέπει να πολλαπλασιαστεί με 0.9
- Αν το σκάφος GA είναι **ακροβατικού** τύπου τότε το κενό βάρος πρέπει να πολλαπλασιαστεί με 1.06.

No	Aircraft	a	b
1	Hang glider	-1.58×10^{-4}	0.29
2	Man-powered	-1.05×10^{-5}	0.31
3	Glider/Sailplane	-2.3×10^{-4}	0.59
4	Motor-glider	1.21×10^{-4}	0.55
5	Micro-light	-7.22×10^{-5}	0.481
6	Homebuilt	-4.6×10^{-5}	0.68
7	Agricultural	-7.62×10^{-6}	0.6
8	GA-single engine	1.543×10^{-5}	0.57
9	GA-twin engine	5.74×10^{-6}	0.59
10	Twin turboprop	-8.2×10^{-7}	0.65
11	Jet trainer	1.39×10^{-6}	0.64
12	Jet transport	-7.754×10^{-8}	0.576
13	Business jet	1.13×10^{-6}	0.48
14	Fighter	-1.1×10^{-5}	0.97
15	Long-range, long-endurance	1.07×10^{-5}	0.126
16	Small remote controlled (RC)	-0.00296	0.87

Παράδειγμα

Βήμα 1. Καθόρισε τα βασικά τμήματα του σχεδίου πτήσης

Βήμα 2. Καθόρισε το βάρος του πληρώματος και το λόγο με το βάρος απογείωσης

Βήμα 3. Προσδιορίστε το συνολικό βάρος των ωφέλιμων φορτίων (επιβατών, αποσκευών, κλπ)

Βήμα 4. Καθορίστε αναλογίες βάρους καυσίμων για τα τμήματα της απογείωσης, αναρρίχησης, κάθοδου, προσέγγιση-προσγείωση.

Βήμα 5. Καθορίστε αναλογίες βάρους καυσίμου για τα τμήματα της πλεύσης και της πτήσης αναμονής.

Βήμα 6. Βρείτε το λόγο του συνολικού βάρους καυσίμου

Βήμα 7. Αντικαταστήστε το λόγο στην βασική εξίσωση.

Βήμα 8. Χρησιμοποιείτε την εξίσωση της αναλογίας κενού βάρους

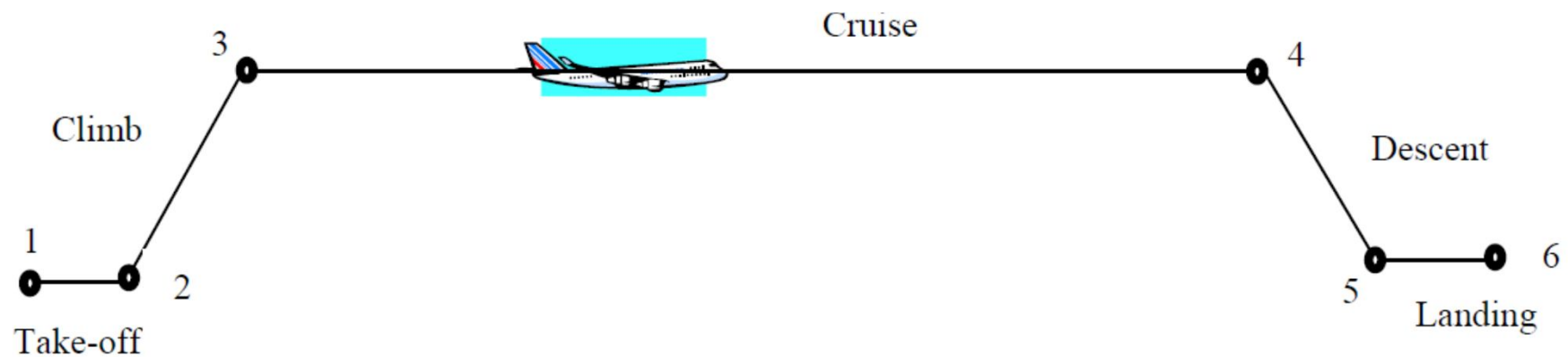
Βήμα 9. Λύστε το σύστημα των δύο εξισώσεων των βημάτων 7 και 8 και υπολογίστε του 2 αγνώστους W_{TO} και W_E / W_{TO}

Παράδειγμα

Είστε στην ομάδα σχεδιασμού ενός συμβατικού αεροσκάφους της πολιτικής αεροπορίας που μπορεί να μεταφέρει 700 επιβάτες και τις αποσκευές τους. Το αεροσκάφος πρέπει να πετά με ταχύτητα πλεύσης Mach 0.8, και με εμβέλεια 9500 χιλιόμετρα. Σε αυτό το σημείο, του σχεδιασμού απαιτείται να εκτιμηθεί το μέγιστο βάρος απογείωσης του α/φους. Υποθέτουμε ότι το αεροσκάφος είναι εφοδιασμένο με δύο (high bypass) στροβιλοκινητήρες και ταξιδεύει σε υψόμετρο 35.000 ft.

Παράδειγμα

Βήμα 1. Καθόρισε τα βασικά τμήματα του σχεδίου πτήσης



Παράδειγμα

Βήμα 2. Καθόρισε το βάρος του πληρώματος και το λόγο με το βάρος απογείωσης

For airplanes having more than 100 passengers -- two flight attendants plus one additional flight attendant for each unit (or part of a unit) of 50 passengers above 100 passengers.

Since there are 700 passengers, number of flight attendants must be 14.

$$700 = 100 + (12 \times 50) \Rightarrow 2 + (12 \times 1) = 14$$

$$200 + 200 + (14 \times 140) \Rightarrow W_C = 2,360 \text{ lb}$$

Βήμα 3. Προσδιορίστε το συνολικό βάρος των ωφέλιμων φορτίων (επιβατών, αποσκευών, κλπ)

$$(700 \times 180) + (700 \times 100) \Rightarrow W_{PL} = 196,000 \text{ lb}$$

Παράδειγμα

Βήμα 4. Καθορίστε αναλογίες βάρους καυσίμων για τα τμήματα της απογείωσης, αναρρίχησης, καθόδου, προσέγγιση-προσγείωση.

$$\text{Taxi, take-off: } \frac{W_2}{W_1} = 0.98 \quad \text{Climb: } \frac{W_3}{W_2} = 0.97$$

$$\text{Descent: } \frac{W_5}{W_4} = 0.99 \quad \text{Approach and landing: } \frac{W_6}{W_5} = 0.997$$

Παράδειγμα

Βήμα 5. Καθορίστε αναλογίες βάρους καυσίμου για τα τμήματα της πλεύσης και της πτήσης αναμονής.

$$\frac{W_4}{W_3} = e^{\frac{-R \cdot C}{0.866V(L/D)_{\max}}} \quad (R) \text{ is } 9500 \text{ km,}$$

$$C \text{ is } 0.4 \text{ lb/hr/lb or } 0.4/3600 \text{ 1/sec}$$

$$(L/D)_{\max} = 17$$

No	Aircraft type	(L/D) _{max}
1	Sailplane (glider)	20-35
2	Jet transport	12-20
3	GA	10-15
4	Subsonic military	8-11
5	Supersonic fighter	5-8
6	Helicopter	2-4
7	Homebuilt	6-14
8	Ultralight	8-15

No	Engine type	SFC in cruise	SFC in loiter	Unit (British Unit)
1	Turbojet	0.9	0.8	lb/hr/lb
2	Low bypass ratio Turbofan	0.7	0.8	lb/hr/lb
3	High bypass ratio Turbofan	0.4	0.5	lb/hr/lb
4	Turboprop	0.5-0.8	0.6 – 0.8	lb/hr/hp
5	Piston (fixed pitch)	0.4 – 0.8	0.5 – 0.7	lb/hr/hp
6	Piston (variable pitch)	0.4 – 0.8	0.4 – 0.7	lb/hr/hp

speed of sound at 35,000 ft altitude is 296.6 m/sec

$$V = M \cdot a = 0.8 \times 296.6 = 237.3 \frac{m}{sec} = 778.5 \frac{ft}{sec}$$

$$\frac{W_4}{W_3} = e^{\frac{-R \cdot C}{0.866V(L/D)_{\max}}} = e^{\frac{-9,500,000 \times 3.28 \times \frac{0.4}{3600}}{0.866 \times 778.5 \times 17}} = e^{-0.302} \Rightarrow \frac{W_4}{W_3} = 0.739$$

Παράδειγμα

Βήμα 6. Βρείτε το λόγο του συνολικού βάρους καυσίμου

$$\frac{W_6}{W_1} = \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} = 0.98 \times 0.97 \times 0.739 \times 0.99 \times 0.997 \Rightarrow \frac{W_6}{W_1} = 0.694$$

$$\frac{W_f}{W_{TO}} = 1.05 \left(1 - \frac{W_6}{W_1} \right) = 1.05(1 - 0.694) \Rightarrow \frac{W_f}{W_{TO}} = 0.322$$

Παράδειγμα

Βήμα 7. Αντικαταστήστε το λόγο στην βασική εξίσωση.

$$W_{TO} = \frac{W_{PL} + W_C}{1 - \left(\frac{W_f}{W_{TO}}\right) - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)} = \frac{196,000 + 2,360}{1 - 0.322 - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)} = \frac{198,360}{0.678 - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)}$$

Βήμα 8. Χρησιμοποιείτε την εξίσωση της αναλογίας κενού βάρους

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = aW_{TO} + b \Rightarrow \frac{W_E}{W_{TO}} = -7.754 \times 10^{-8} W_{TO} + 0.576$$

$$a = -7.754 \times 10^{-8}, \quad b = 0.576$$

No	Aircraft	a	b
1	Hang glider	-1.58×10^{-4}	0.29
2	Man-powered	-1.05×10^{-5}	0.31
3	Glider/Sailplane	-2.3×10^{-4}	0.59
4	Motor-glider	1.21×10^{-4}	0.55
5	Micro-light	-7.22×10^{-5}	0.481
6	Homebuilt	-4.6×10^{-5}	0.68
7	Agricultural	-7.62×10^{-6}	0.6
8	GA-single engine	1.543×10^{-5}	0.57
9	GA-twin engine	5.74×10^{-6}	0.59
10	Twin turboprop	-8.2×10^{-7}	0.65
11	Jet trainer	1.39×10^{-6}	0.64
12	Jet transport	-7.754×10^{-8}	0.576
13	Business jet	1.13×10^{-6}	0.48
14	Fighter	-1.1×10^{-5}	0.97
15	Long-range, long-endurance	1.07×10^{-5}	0.126

Παράδειγμα

Βήμα 9. Λύστε το σύστημα των δύο εξισώσεων των βημάτων 7 και 8 και υπολογίστε του 2 αγνώστους W_{TO} και W_E / W_{TO}

$$W_{TO} = \frac{198,360}{0.678 - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)} \quad y = \frac{198360}{0.678 - x} \quad x = -7.75410^{-8} \cdot y + 0.576$$

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = -7.754 \times 10^{-8} W_{TO} + 0.576$$

$$W_{TO} = 1,071,658 \text{ lb} = 4,766,972 \text{ N}$$

Παράδειγμα

Βήμα 9. Λύστε το σύστημα των δύο εξισώσεων των βημάτων 7 και 8 και υπολογίστε του 2 αγνώστους W_{TO} και W_E / W_{TO}

$$W_{TO} = \frac{198,360}{0.677 - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)} \Rightarrow 0.677 - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right) = \frac{198,360}{W_{TO}} \Rightarrow \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right) = 0.677 - \frac{198,360}{W_{TO}}$$
$$\frac{W_E}{W_{TO}} = -7.754 \times 10^{-8} W_{TO} + 0.576$$

$$0.677 - \frac{198,360}{W_{TO}} = -7.754 \times 10^{-8} W_{TO} + 0.576 \Rightarrow 7.754 \times 10^{-8} W_{TO} + 0.576 - 0.677 + \frac{198,360}{W_{TO}} = 0$$

$$\Rightarrow -7.754 \times 10^{-8} W_{TO} + \frac{198,360}{W_{TO}} - 0.101 = 0$$

Παράδειγμα

Βήμα 9. Λύστε το σύστημα των δύο εξισώσεων των βημάτων 7 και 8 και υπολογίστε του 2 αγνώστους W_{TO} και W_E / W_{TO}

$$-7.754 \times 10^{-8} W_{TO} + \frac{198,360}{W_{TO}} - 0.101 = 0$$

Iteration	Step 1	Step 2	Step 3	Error (%)
	Guess W_{TO} (lb)	Substitute W_{TO} of Step 1 into the first equation: $\frac{W_E}{W_{TO}} = -7.754 \times 10^{-8} W_{TO} + 0.576$	Substitute W_E/W_{TO} of Step 2 into the second equation: $W_{TO} = \frac{198,360}{0.677 - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)}$	
1	1,500,000	0.4597	912,797 lb	39.1
2	912,797	0.505	1,154,744 lb	-26.5
3	1,154,744	0.486	1,041,047 lb	9.8
4	1,041,047	0.495	1,091,552 lb	-4.8
5	1,091,552	0.491	1,068,525 lb	2.1
6	1,068,525	0.493	1,078,902 lb	-0.96
7	1,078,902	0.4923	1,074,201 lb	0.4

ΑΡΧΕΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ
ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΠΤΕΡΥΓΙΚΗΣ ΕΠΙΦΑΝΕΙΑΣ ΚΑΙ
ΩΣΗΣ/ΙΣΧΥΟΣ ΚΙΝΗΤΗΡΑ

ΜΕΡΟΣ 4^ο



Δεδομένα και Ζητούμενα

- Μετά τον προσδιορισμό του βάρους απογείωσης το επόμενο θεμελιώδες βήμα είναι ο προσδιορισμός της
 - ✓ πτερυγικής επιφάνειας (S)
 - ✓ και της ώσης του κινητήρα (T) ή της ισχύος του κινητήρα (P).
- Στη φάση αυτή τα ζητούμενα εξαρτώνται κυρίως από τις απαιτήσεις σε επιδόσεις και τη μηχανική πτήσης.
- Τα δεδομένα που εισάγονται στην ανάλυση είναι:
 - Η ταχύτητα απώλειας στήριξης (V_s)
 - Η μέγιστη ταχύτητα (V_{max})
 - Μέγιστος ρυθμός αναρύχισης (ROCmax)
 - Η διαδρομή απογείωσης (STO)
 - Οροφή (hc)
 - Οι απαιτήσεις σε ελιγμούς (ακτίνα στροφής και ρυθμός στροφής)

Νέοι παράμετροι

Πτερυγικός φόρτος (Wing loading) = ο λόγος του βάρους του α/φους προς τη πτερυγική επιφάνεια W/S . Ουσιαστικά δείχνει πόσο βάρος μπορεί να στηριχθεί ανά μια μονάδα επιφάνειας πτέρυγας.

Αναλογία Ώσης – Βάρους (Thrust-to-weight ratio) = ο λόγος της ώσης του α/φους προς το βάρος T/W . Ουσιαστικά δείχνει πόσο βαρύ είναι το α/φος σε σχέση με την ώση του κινητήρα.

Φόρτος ισχύος (Power loading) = ο λόγος του βάρους του α/φους προς την ισχύ του κινητήρα W/P . Ουσιαστικά δείχνει πόσο βάρος μεταφέρεται ανά μονάδα ισχύος του κινητήρα. Αυτή η παράμετρος σχετίζεται περισσότερο με ελικοφόρα α/φη.

Προσδιορισμός εξισώσεων απαιτήσεων επίδοσης

- Προσδιορίστε για κάθε απαίτηση επίδοσης του α/φους (π.χ. V_s , V_{\max} , ROC , S_{TO} , h_c , R_{turn} , ω_{turn}).
- Αν το α/φος είναι ελικοφόρο τότε οι εξισώσεις είναι **W/P** συναρτήσεις του **W/S**:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_s} = f_1\left(\frac{W}{S}, V_s\right)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = f_4\left(\frac{W}{S}, ROC\right)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{\max}} = f_2\left(\frac{W}{S}, V_{\max}\right)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{h_c} = f_5\left(\frac{W}{S}, h_c\right)$$

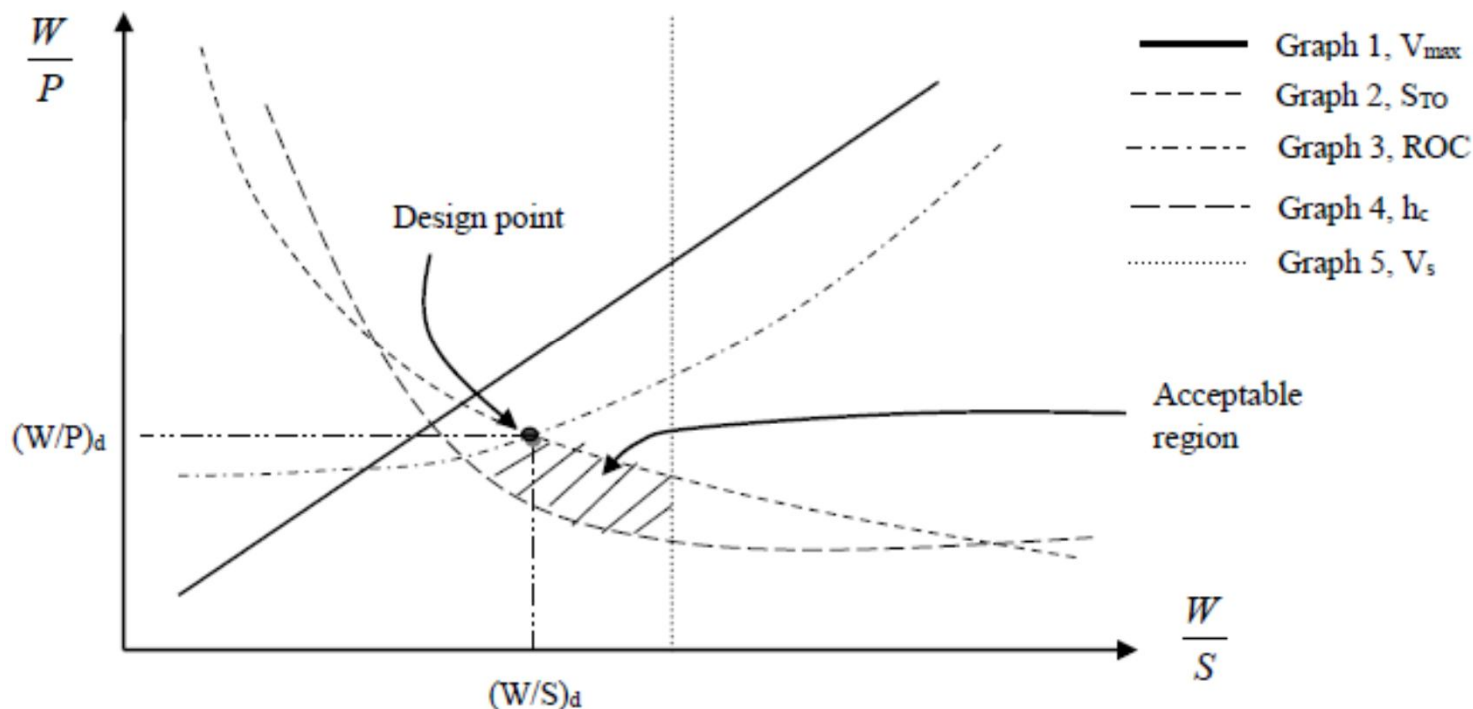
$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = f_3\left(\frac{W}{S}, S_{TO}\right)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{turn} = f_6\left(\frac{W}{S}, R_{turn}, \omega_{turn}\right)$$

- Αν το α/φος έχει στροβιλοκινητήρες τότε οι εξισώσεις είναι **T/W** συναρτήσεις του **W/S**

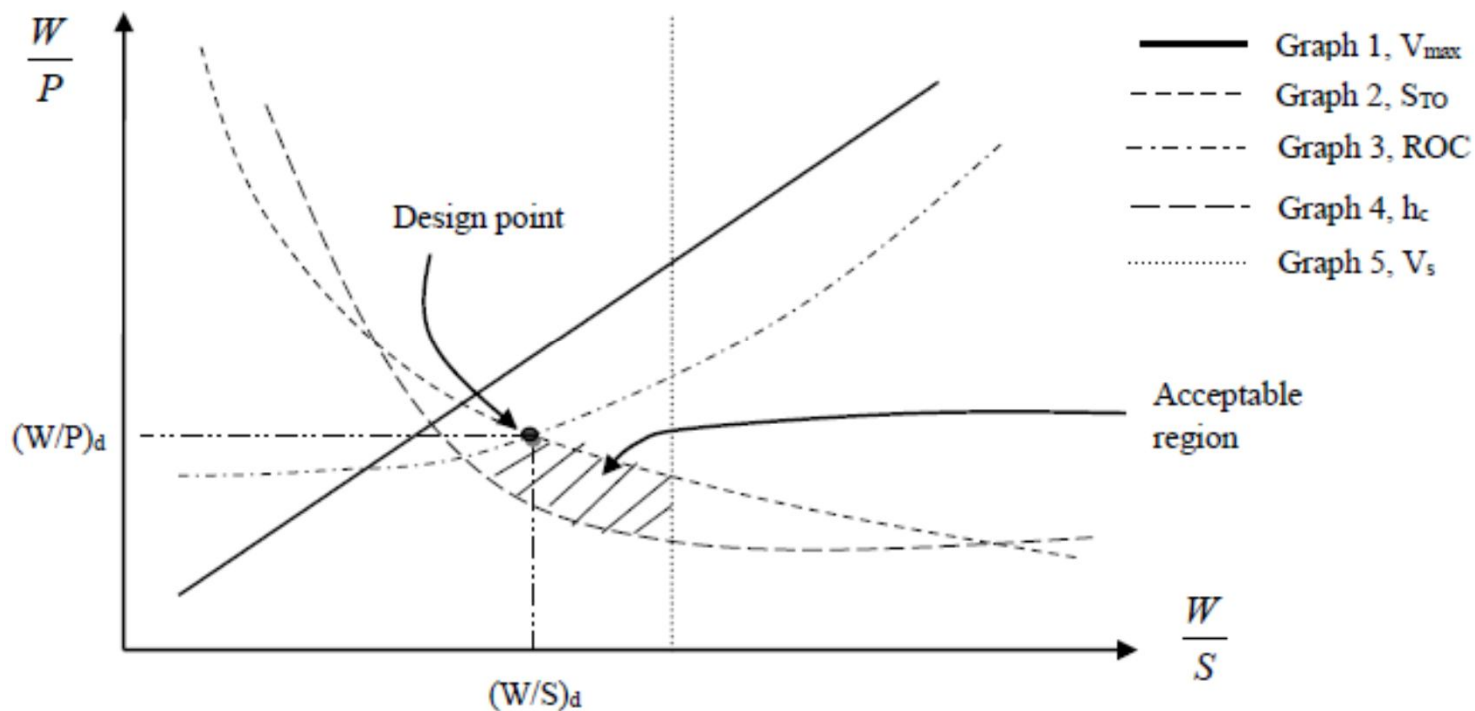
Κατασκευή όλων των καμπυλών σε ένα διάγραμμα

- Κάθε καμπύλη **W/P** συναρτήσει του **W/S** (για V_s , V_{max} , ROC, S_{TO} , h_c , R_{turn} , ω_{turn}) παρουσιάζεται στο ίδιο διάγραμμα.
- Οι καμπύλες τέμνονται μεταξύ τους και δημιουργούνται διάφορες περιοχές



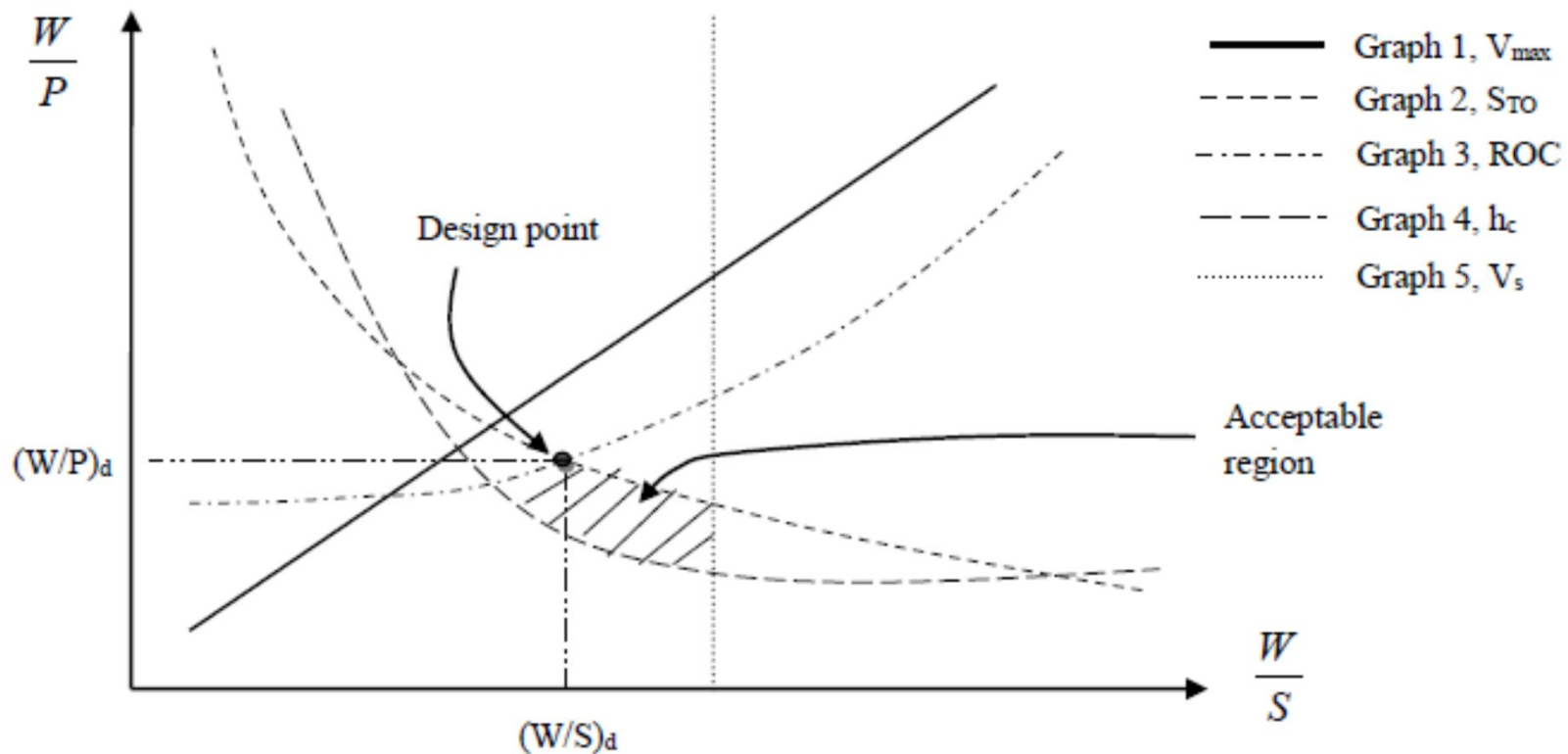
Εντοπισμός αποδεκτής περιοχής

- Μεταξύ των καμπυλών και των αξόνων δημιουργούνται διάφορες περιοχές.
- Η αποδεκτή περιοχή είναι αυτή που ικανοποιεί όλες τις απαιτήσεις.



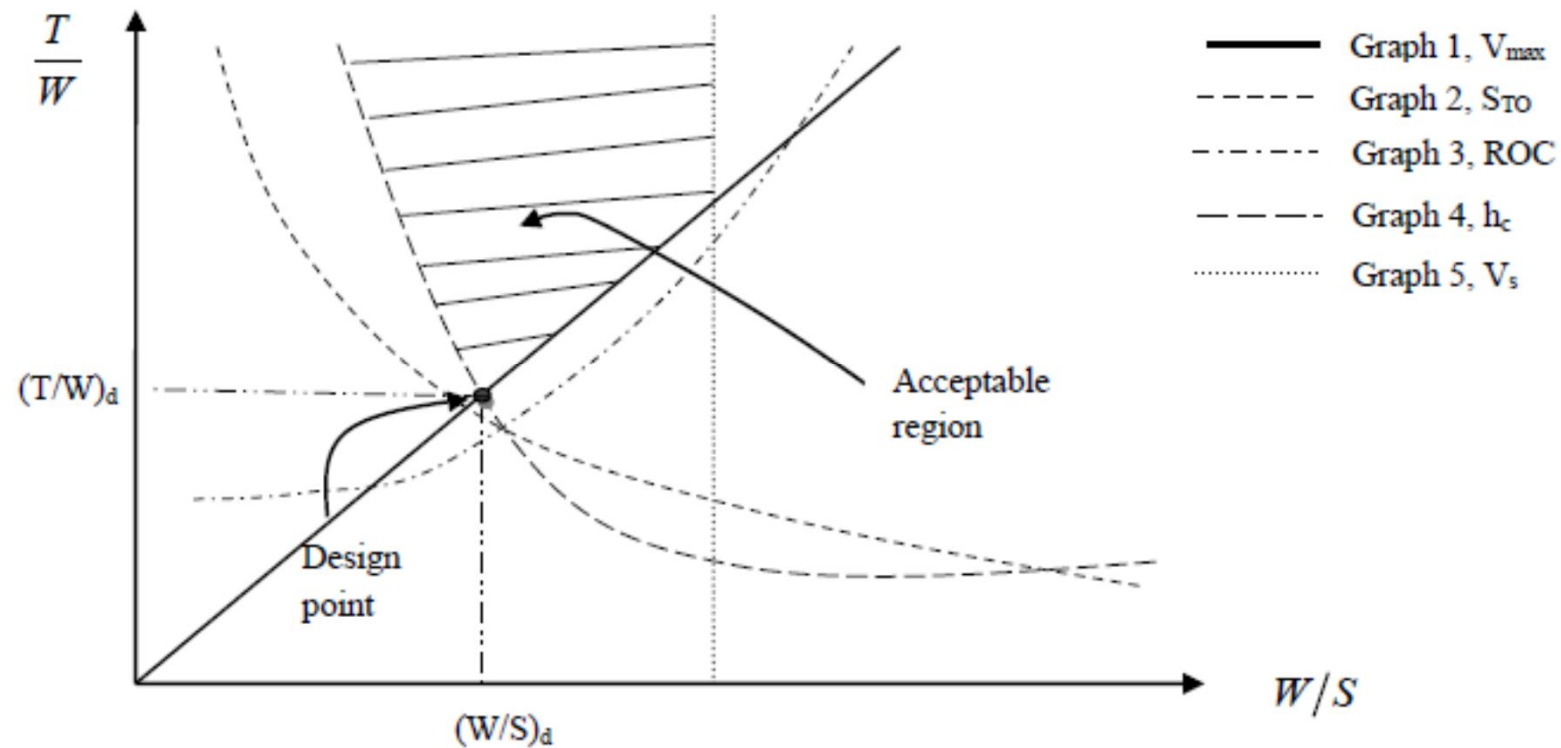
Εντοπισμός σημείου σχεδιασμού

- Το σημείο σχεδιασμού είναι μόνο ένα σημείο και αποδίδει τη μικρότερη ισχύ κινητήρα (μικρότερο κόστος). Αντίστοιχα για ένα τζετ α/φος βρίσκονται το σημείο μικρότερης ώσης.



Εύρεση πτερυγικού φόρτου και φόρτου ισχύος

- Παίρνουμε τις τιμές $(W/S)_d$ και $(W/P)_d$.
- Για τη περίπτωση τζετ α/φους παίρνουμε το $(T/W)_d$.



Υπολογισμός πτερυγικής επιφάνειας και κινητήρα

- Υπολογίστε την πτερυγική επιφάνεια και τον κινητήρα με χρήση του βάρους απογείωσης που υπολογίστηκε σε προηγούμενη φάση.

$$S = W_{TO} / \left(\frac{W}{S} \right)_d$$

$$P = W_{TO} / \left(\frac{W}{P} \right)_d$$

$$T = W_{TO} \times \left(\frac{T}{W} \right)_d$$

Ταχύτητα Απώλειας Στήριξης

- Μια από τις απαιτήσεις απόδοσης είναι η ελάχιστη επιτρεπόμενη ταχύτητα.
- Μόνο ελικόπτερα μπορούν να πετούν με μηδενική ποωθητική ταχύτητα.
- Ένα αεροσκάφος πετά μεταξύ της ταχύτητας απώλειας στήριξης και της μέγιστης ταχύτητας.
- Κατά τη διάρκεια πλεύσης με την ελάχιστη ταχύτητα το βάρος πρέπει να εξισορροπείται με την άντωση:

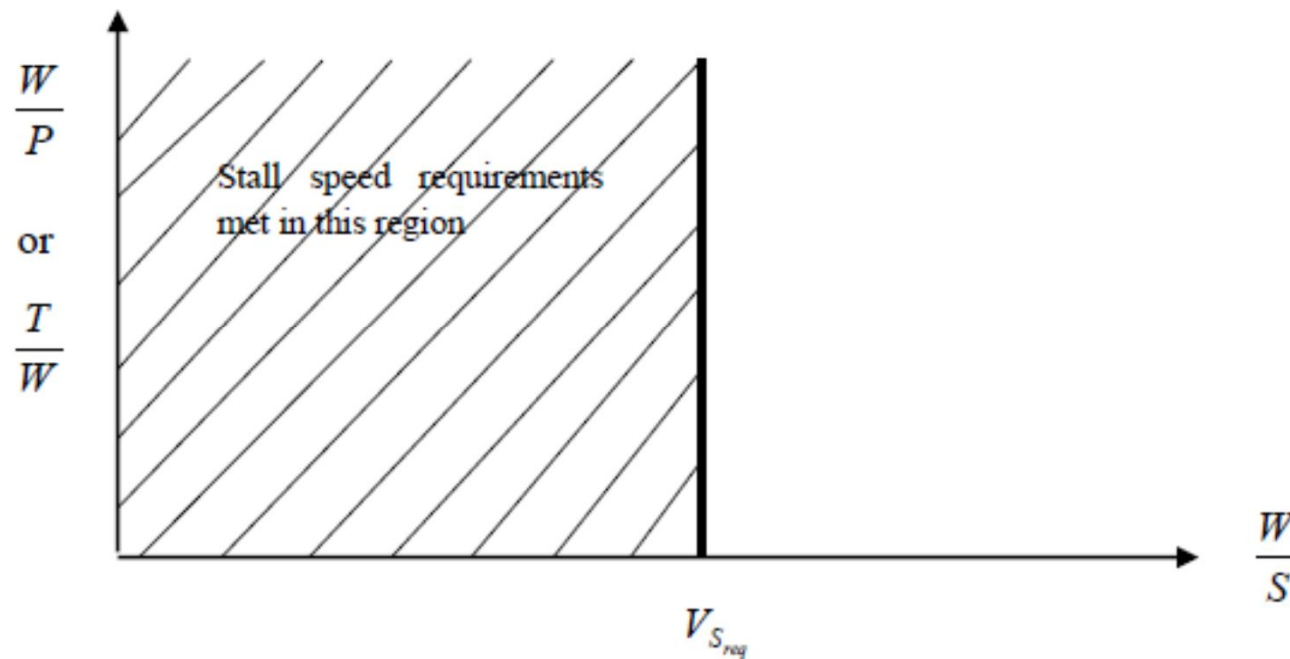
$$L = W = \frac{1}{2} \rho V_s^2 S C_{L_{\max}}$$

- ρ είναι η πυκνότητα του αέρα σε συγκεκριμένο ύψος, και $C_{L_{\max}}$ ο μέγιστος συντελεστής άντωσης του αεροσκάφους. Αρα:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{\max}}$$

Ταχύτητα Απώλειας Στήριξης

- Μια από τις απαιτήσεις απόδοσης είναι η ελάχιστη επιτρεπόμενη ταχύτητα.
- Όσο μικρότερη η ταχύτητα απώλειας στήριξης τόσο ασφαλέστερο το αεροσκάφος, εφόσον σε μικρές ταχύτητες απογείωσης και προσγείωσης είναι πιο ελέγξιμο.



Ταχύτητα Απώλειας Στήριξης

- Μια από τις απαιτήσεις απόδοσης είναι η ελάχιστη επιτρεπόμενη ταχύτητα.
- Όσο μικρότερη η ταχύτητα απώλειας στήριξης τόσο ασφαλέστερο το αεροσκάφος, εφόσον σε μικρές ταχύτητες απογείωσης και προσγείωσης είναι πιο ελέγξιμο.

$$V_s \leq 61 \text{ knot}$$

(FAR 23)

$$V_s \leq 45 \text{ knot}$$

(EASA CS-VLA)

$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ Στο επίπεδο της θάλασσας

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{\max}}$$

Ταχύτητα Απώλειας Στήριξης

No	Aircraft	Type	mTO (kg)	S (m ²)	V _s (knot)	C _{Lmax}
1	Volmer VJ-25 Sunfun	Hang glider/Kite	140.5	15.14	13	3.3
2	Manta Fledge III	Sailplane/Glider	133	14.95	15	2.4
3	Euro Wing Zephyr II	Microlight	340	15.33	25	2.15
4	Campana AN4	Very Light	540	14.31	34	1.97
5	Jurca MJ5 Sirocco	GA two seat	760	10	59	1.32
6	Piper Cherokee	GA single engine	975	15.14	47.3	1.74
7	Cessna 208-L	GA single turboprop	3,629	25.96	61	2.27
8	Short Skyvan 3	Twin turboprop	5,670	35.12	60	2.71
9	Gulfstream II	Business twin jet	29,700	75.2	115	1.8
10	Learjet 25	Business twin jet	6,800	21.5	104	1.77
11	Hawkeye E-2C	Early warning	24,687	65.03	92	2.7
12	DC-9-50	Jet Airliner	54,900	86.8	126	2.4
13	Boeing 727-200	Jet Airliner	95,000	153.3	117	2.75
14	Airbus 300	Jet Airliner	165,000	260	113	3
15	F-14 Tomcat	Fighter	33,720	54.5	110	3.1

Μέγιστη Ταχύτητα για α/φος με στροβιλοκινητήρα

- Με την μέγιστη ταχύτητα το α/φος ισορροπεί στους 2 άξονες

$$T_{\max} = D_{\max} \qquad T_{alt} = T_{SL} \left(\frac{\rho}{\rho_o} \right) = T_{SL} \sigma \quad \text{Ώση σε σχέση με το ύψος}$$

$$W = L$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S C_D$$

$$T_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S C_D$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S C_L$$

$$C_D = C_{D_o} + C_{D_i} = C_{D_o} + K \cdot C_L^2 \qquad K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR}$$

$$C_L = \frac{2W}{\rho V_{\max}^2 S}$$

$$T_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S (C_{D_o} + K \cdot C_L^2)$$

$$T_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S \left(C_{D_o} + K \cdot \left[\frac{2W}{\rho V_{\max}^2 S} \right]^2 \right)$$

Μέγιστη Ταχύτητα για α/φος με στροβιλοκινητήρα

$$T_{SL}\sigma = \frac{1}{2}\rho V_{\max}^2 S \left(C_{D_o} + K \cdot \left[\frac{2W}{\rho V_{\max}^2 S} \right]^2 \right)$$

$$T_{SL}\sigma = \frac{1}{2}\rho V_{\max}^2 S C_{D_o} + \frac{1}{2}\rho V_{\max}^2 S \frac{K(2W)^2}{(\rho V_{\max}^2 S)^2} = \frac{1}{2}\rho V_{\max}^2 S C_{D_o} + \frac{2KW^2}{\rho V_{\max}^2 S}$$

$$\frac{T_{SL}}{W}\sigma = \frac{1}{2}\rho V_{\max}^2 \frac{S}{W} C_{D_o} + \frac{2KW^2}{\rho V_{\max}^2 S W}$$

$$\left(\frac{T_{SL}}{W} \right)_{V_{\max}} = \rho_o V_{\max}^2 C_{D_o} \frac{1}{2} \left(\frac{W}{S} \right) + \frac{2K}{\rho \sigma V_{\max}^2} \left(\frac{W}{S} \right) \quad \left(\frac{T}{W} \right) = \frac{aV_{\max}^2}{\left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{b}{V_{\max}^2} \left(\frac{W}{S} \right)$$

$V_{\max} = 1.2V_c$ to $1.3V_c$ σχέση μέγιστης ταχύτητας με ταχύτητα πλεύσης

Μέγιστη Ταχύτητα για ελικοφόρο α/φος

$$P_{avl} = P_{req} \Rightarrow \eta_P P_{max} = TV_{max}$$

$$P_{ait} = P_{SL} \left(\frac{\rho}{\rho_o} \right) = P_{SL} \sigma \quad \eta_P P_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \eta_P \rho V_{max}^2 SC_D \cdot V_{max} = \frac{1}{2} \rho V_{max}^3 SC_D$$

$$\eta_P P_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{max}^3 S \left(C_{D_o} + K \cdot \left[\frac{2W}{\rho V_{max}^2 S} \right]^2 \right)$$

$$\eta_P P_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{max}^3 SC_{D_o} + \frac{1}{2} \rho V_{max}^3 S \frac{K(2W)^2}{(\rho V_{max}^2 S)^2} = \frac{1}{2} \rho V_{max}^3 SC_{D_o} + \frac{2KW^2}{\rho S V_{max}}$$

$$\frac{P_{SL}}{W} \eta_P \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{max}^3 \frac{S}{W} C_{D_o} + \frac{2KW^2}{\rho V_{max} S W} = \frac{1}{2} \rho C_{D_o} V_{max}^3 \left(\frac{1}{S} \right) + \frac{2K}{\rho V_{max}} \left(\frac{W}{S} \right)$$

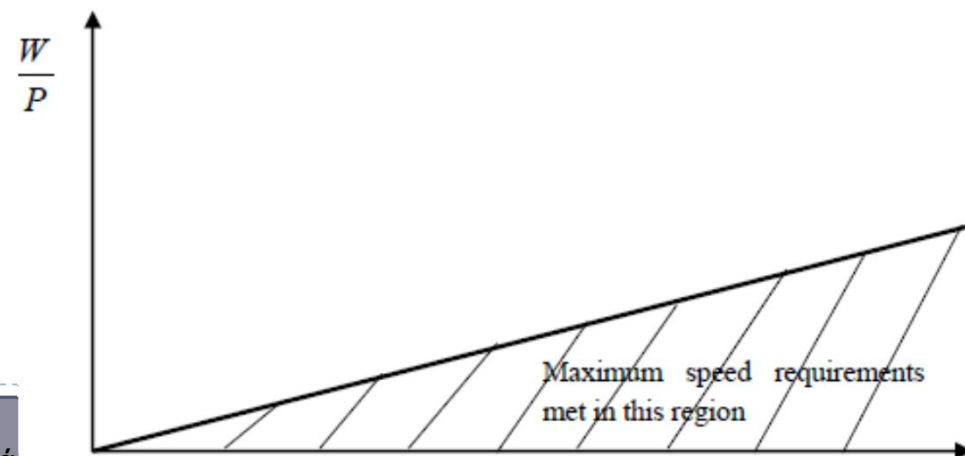
Μέγιστη Ταχύτητα για ελικοφόρο α/φος

$$\frac{P_{SL}}{W} \eta_P \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^3 \frac{S}{W} C_{D_o} + \frac{2KW^2}{\rho V_{\max} SW} = \frac{1}{2} \rho C_{D_o} V_{\max}^3 \left(\frac{W}{S} \right) + \frac{2K}{\rho V_{\max}} \left(\frac{W}{S} \right)$$

$$\left(\frac{W}{P_{SL}} \right) = \frac{\eta_P \sigma}{\frac{1}{2} \rho V_{\max}^3 C_{D_o} \left(\frac{W}{S} \right) + \frac{2K}{\rho V_{\max}} \left(\frac{W}{S} \right)} \Rightarrow$$

$$\left(\frac{W}{P_{SL}} \right)_{V_{\max}} = \frac{\eta_P}{\frac{1}{2} \rho_o V_{\max}^3 C_{D_o} \left(\frac{W}{S} \right) + \frac{2K}{\rho \sigma V_{\max}} \left(\frac{W}{S} \right)}$$

$$\left(\frac{W}{P} \right) = \frac{\eta_P}{\frac{aV_{\max}^3}{\left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{b}{V_{\max}} \left(\frac{W}{S} \right)}$$



Υπολογισμός του συντελεστή C_{D_0} του α/φους

$$\left(\frac{T_{SL}}{W}\right) = \rho_o V_{\max}^2 C_{D_0} \frac{1}{2\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho\sigma V_{\max}^2} \left(\frac{W}{S}\right)$$

$$\left(\frac{T_{SL}}{W}\right) - \frac{2KW}{\rho\sigma V_{\max}^2 S} = \rho_o V_{\max}^2 C_{D_0} \frac{S}{2W} \Rightarrow C_{D_0} = \frac{\frac{T_{SL}}{W} - \frac{2KW}{\rho\sigma V_{\max}^2 S}}{\rho_o V_{\max}^2 \frac{S}{2W}} \quad \eta_p = 0.7 \text{ to } 0.85 \quad \text{Για τη μέγιστη ταχύτητα}$$

$$C_{D_0} = \frac{2T_{SL_{\max}} - \frac{4KW^2}{\rho\sigma V_{\max}^2 S}}{\rho_o V_{\max}^2 S} \quad T_{\max} = \frac{P_{\max} \cdot \eta_P}{V_{\max}}$$

$$C_{D_0} = \frac{2 \frac{P_{SL_{\max}} \cdot \eta_P}{V_{\max}} - \frac{4KW^2}{\rho\sigma V_{\max}^2 S}}{\rho_o V_{\max}^2 S}$$

No	Aircraft type	C_{D_0}
1	Jet transport	0.015 – 0.02
2	Turboprop transport	0.018 – 0.024
3	Twin-engine piston prop	0.022 – 0.028
4	Small GA with retractable landing gear	0.02 – 0.03
5	Small GA with fixed landing gear	0.025 – 0.04
6	Agricultural	0.04 – 0.07
7	Sailplane/Glider	0.012 – 0.015
8	Supersonic fighter	0.018 – 0.035
9	Homebuilt	0.025 – 0.04
10	Microlight	0.02 – 0.035

Εκτίμηση του συντελεστή C_{d0} του α/φους

- Υπολογίζουμε με τις προηγούμενες εξισώσεις τον συντελεστή 5 παρόμοιων αεροσκαφών, και η εκτίμηση έρχεται μέσω του μέσου όρου

$$C_{D_0} = \frac{C_{D_{01}} + C_{D_{02}} + C_{D_{03}} + C_{D_{04}} + C_{D_{05}}}{5}$$

Παράδειγμα: Υπολογισμός του συντελεστή C_{do}

Υπολογίστε το συντελεστή οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης C_{do} του μαχητικού F/A-18 Hornet, το οποίο πετά με μέγιστη ταχύτητα Mach 1.8 σε ύψος 30,000 ft. Το α/φος έχει τα ακόλουθα χαρακτηριστικά:

$$T_{SL_{max}} = 2 \times 71,170 \text{ N}, m_{TO} = 16,651 \text{ kg}, S = 37.16 \text{ m}^2, AR = 3.5, e = 0.7$$

Η πυκνότητα του αέρα στα 30000ft είναι 0.46 kg/m³ και η θερμοκρασία 229 K.

$$a = \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{1.4 \times 287 \times 229} = 303.3 \frac{m}{sec} \quad M = \frac{V}{a} \Rightarrow V_{max} = M_{max} \cdot a = 1.8 \times 303.3 = 546 \frac{m}{sec}$$

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} = \frac{1}{3.14 \times 0.7 \times 3.5} \Rightarrow K = 0.13$$

$$C_{D_o} = \frac{2T_{SL_{max}} - \frac{4KW^2}{\rho \sigma V_{max}^2 S}}{\rho_0 V_{max}^2 S} = \frac{2 \times 2 \times 71,170 - \frac{4 \times 0.13 \times (16,651 \times 9.81)}{0.46 \times \left(\frac{0.46}{1.225}\right) \times (546)^2 \times (37.16)}}{1.225 \times (546)^2 \times (37.16)} = 0.02$$

Παράδειγμα: Εκτίμηση του συντελεστή C_{do}

Είστε μέλος της ομάδας σχεδιασμού ενός επιβατικού α/φους, το οποίο απαιτείται να μεταφέρουν 45 επιβάτες με τα παρακάτω χαρακτηριστικά:

1. Μέγιστη ταχύτητα: 300 knots στο επίπεδο της θάλασσας
2. Μέγιστη εμβέλεια: το ελάχιστο 1,500 km
3. Μέγιστος ρυθμός αναρίχησης: το λιγότερο 2,500 fpm
4. Μέγιστο ύψος: 28,000 ft
5. Διαδρομή απογείωσης: μικρότερη των 4,000 ft

Εκτιμήστε τον συντελεστή C_{do}

Παράδειγμα: Εκτίμηση του συντελεστή C_{D_o}

- Βρίσκουμε 5 α/φοι με παρόμοια χαρακτηριστικά.
- Τα επόμενα έχουν παρόμοια πτερυγική επιφάνεια 450 ft² - 605 ft²
- Έχουν παρόμοιο αριθμό επιβατών

No	Name	Pax	V_{max} (knot)	Range (km)	ROC (fpm)	S_{TO} (ft)	Ceiling (ft)
1	DHC-8 Dash 8-300B	50	287	1,711	1,800	3,600	25,000
2	Antonov 140 (Figure 3.15)	46	310 @ 23,620 ft	1,721	1,345	2,890	25,000
3	Embraer 145MP	50	410 @ 37,000 ft	3,000	1,750	6,465	37,000
4	Bombardier Challenger 604	19	471 @ 17,000 ft	4,274	3,395	2,910	41,000
5	Saab 340 (Figure 8.21)	35	280 @ 20,000 ft	1,750	2,000	4,325	25,000

$$C_{D_o} = \frac{2T_{SL_{max}} - \frac{4KW^2}{\rho\sigma V_{max}^2 S}}{\rho_o V_{max}^2 S} \quad C_{D_o} = \frac{2 \frac{P_{SL_{max}} \cdot \eta_P}{V_{max}} - \frac{4KW^2}{\rho\sigma V_{max}^2 S}}{\rho_o V_{max}^2 S}$$

Παράδειγμα: Εκτίμηση του συντελεστή C_{D_o}

No	Aircraft	Type	W_o (lb)	P (hp)/T (lb)	S (ft ²)	AR	C_{D_o}
1	DHC-8 Dash 8-300B	Twin-turboprop	41,100	2×2500 hp	605	13.4	0.02
2	Antonov An-140	Twin-turboprop	42,220	2×2,466 hp	549	11.5	0.016
3	Embraer EMB-145	Regional jet	42,328	2×7040 lb	551	7.9	0.034
4	Bombardier Challenger 604	Business jet	47,600	2×9,220 lb	520	8	0.042
5	Saab 340	Twin-turboprop	29,000	2×1750 hp	450	11	0.021

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} = \frac{1}{3.14 \times 0.85 \times 11} = 0.034$$

$$C_{D_o} = \frac{2 \frac{P_{SL_{max}} \cdot \eta_P}{V_{max}} - \frac{4KW^2}{\rho \sigma V_{max}^2 S}}{\rho \sigma V_{max}^2 S}$$

$$C_{D_o} = \frac{2 \frac{2 \times 1750 \times 550 \times 0.82}{280 \times 1.688} - \frac{4 \times 0.034 \times (29,000)^2}{0.001267 \times 0.533 \times (280 \times 1.688)^2 \times 450}}{0.002378 \times (280 \times 1.688)^2 \times 450} \Rightarrow C_{D_o} = 0.021$$

$$C_{D_o} = \frac{C_{D_{o1}} + C_{D_{o2}} + C_{D_{o3}} + C_{D_{o4}} + C_{D_{o5}}}{5} = \frac{0.02 + 0.016 + 0.034 + 0.042 + 0.021}{5}$$

$$\Rightarrow C_{D_o} = 0.027$$

Διαδρομή Απογείωσης για α/φος τύπου τζετ

- Η διαδρομή απογείωσης (S_{TO}) ορίζεται ως η απόσταση μεταξύ του σημείου εκκίνησης της απογείωσης και τη θέση ενός πρότυπου εμποδίου πάνω από το οποίο, η διαδρομή θα είναι «καθαρή».
- Το ύψος του εμποδίου καθορίζεται από τα πρότυπα αεροπλοΐας.

$$S_{TO} = \frac{1.65W}{\rho g S C_{D_G}} \ln \left[\frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}} \right]$$

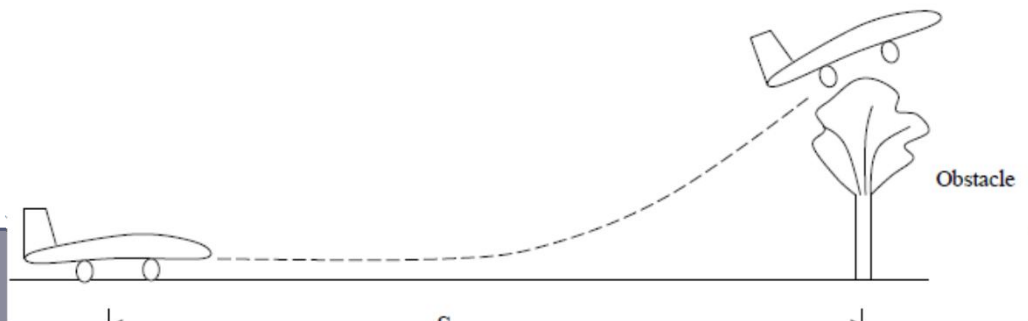
μ είναι ο συντελεστής τριβής του αεροδιαδρόμου

$$C_{D_G} = (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}}) \quad C_{L_R} = \frac{2mg}{\rho S V_R^2}$$

V_R είναι η ταχύτητα κατά τη περιστροφή = $1.1V_s - 1.2V_s$

V_s = ταχύτητα απώλειας στήριξης

$C_{D_{TO}}$ είναι ο συντελεστής οπισθέλκουσας στη φάση απογείωσης



Διαδρομή Απογείωσης για α/φος τύπου τζετ

$C_{D_{TO}}$ είναι ο συντελεστής οπισθέλκουσας στη φάση απογείωσης

$$C_{D_{TO}} = C_{D_{oTO}} + KC_{L_{TO}}^2$$

$$C_{D_{oTO}} = C_{D_o} + C_{D_{oLG}} + C_{D_{oHLD_TO}}$$

$C_{D_{oLG}}$ είναι ο συντελεστής οπισθέλκουσας του συστήματος προσγείωσης

$C_{D_{oHLD_TO}}$ είναι ο συντελεστής οπισθέλκουσας της υπεραντωτικής διάταξης (π.χ. flap)

$$C_{D_{oLG}} = 0.006 \text{ to } 0.012$$

$$C_{D_{oHLD_TO}} = 0.003 \text{ to } 0.008$$

$$C_{L_{TO}} = C_{L_c} + \Delta C_{L_{flapTO}}$$

$C_{L_{TO}}$ είναι ο συντελεστής άντωσης κατά τη πλεύση (τυπική τιμή = 0.3 για υποηχητικά και 0.05 για υπερηχητικά)

ΔC_{flapTO} είναι ο συντελεστής άντωσης της υπεραντωτικής διάταξης (0.3-0.8)

Διαδρομή Απογείωσης για α/φος τύπου τζετ

$$\frac{\rho g S C_{D_G} S_{TO}}{1.65 W} = \ln \left[\frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}} \right] \Rightarrow \frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}} = \exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right) \Rightarrow$$

$$\frac{T}{W} - \mu = \left(\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}} \right) \left[\exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right) \right] \Rightarrow$$

$$\frac{T}{W} - \mu = \left(\frac{T}{W} \right) \left[\exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right) \right] - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}} \right) \left[\exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right) \right] =$$

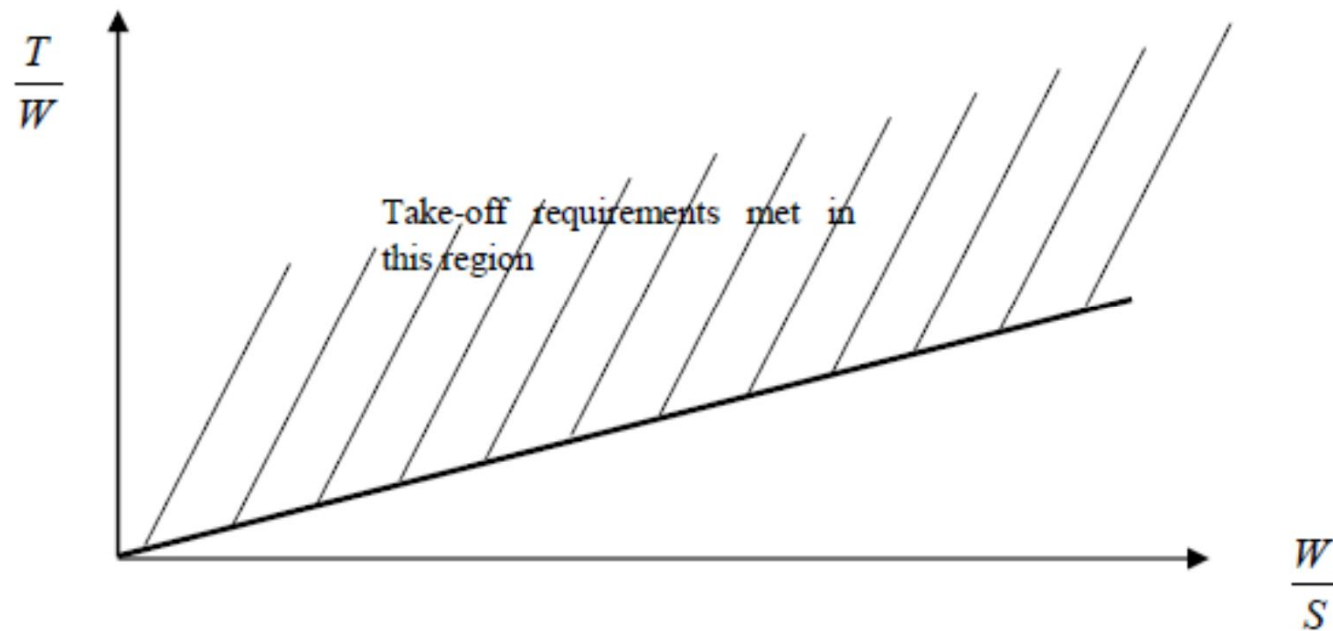
$$\frac{T}{W} - \left(\frac{T}{W} \right) \left[\exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right) \right] = \mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}} \right) \left[\exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right) \right] =$$

$$\frac{T}{W} \left[1 - \left[\exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right) \right] \right] = \mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}} \right) \left[\exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right) \right] \Rightarrow$$

Διαδρομή Απογείωσης για α/φος τύπου τζετ

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{S_{TO}} = \frac{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[\exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right) \right]}{1 - \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}$$

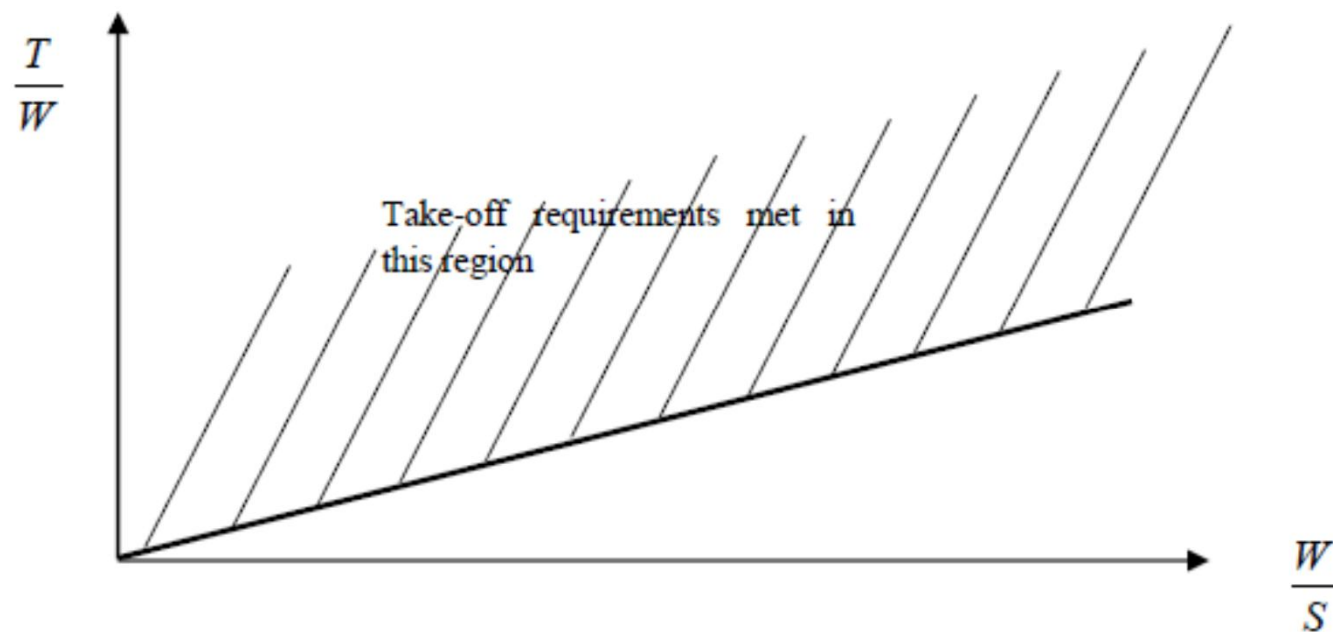
No	Surface	Friction coefficient (μ)
1	Dry concrete/asphalt	0.03-0.05
2	Wet concrete/asphalt	0.05
3	Icy concrete/asphalt	0.02
4	Turf	0.04-0.07
5	Grass	0.05-0.1
6	Soft ground	0.1-0.3



Διαδρομή Απογείωσης για α/φος τύπου τζετ

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{S_{TO}} = \frac{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[\exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right) \right]}{1 - \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}$$

No	Surface	Friction coefficient (μ)
1	Dry concrete/asphalt	0.03-0.05
2	Wet concrete/asphalt	0.05
3	Icy concrete/asphalt	0.02
4	Turf	0.04-0.07
5	Grass	0.05-0.1
6	Soft ground	0.1-0.3



Διαδρομή Απογείωσης για ελικοφόρο α/φος

$$V_{TO} = 1.1V_s \text{ to } 1.3V_s$$

$$T_{TO} = \frac{0.5P_{\max}}{V_{TO}} \text{ (Fixed-pitch propeller)}$$

$$\left(\frac{\eta_P P_{\max}}{V_{TO} W} \right)_{S_{TO}} = \frac{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}} \right) \left[\exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S} \right) \right]}{1 - \exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S} \right)}$$

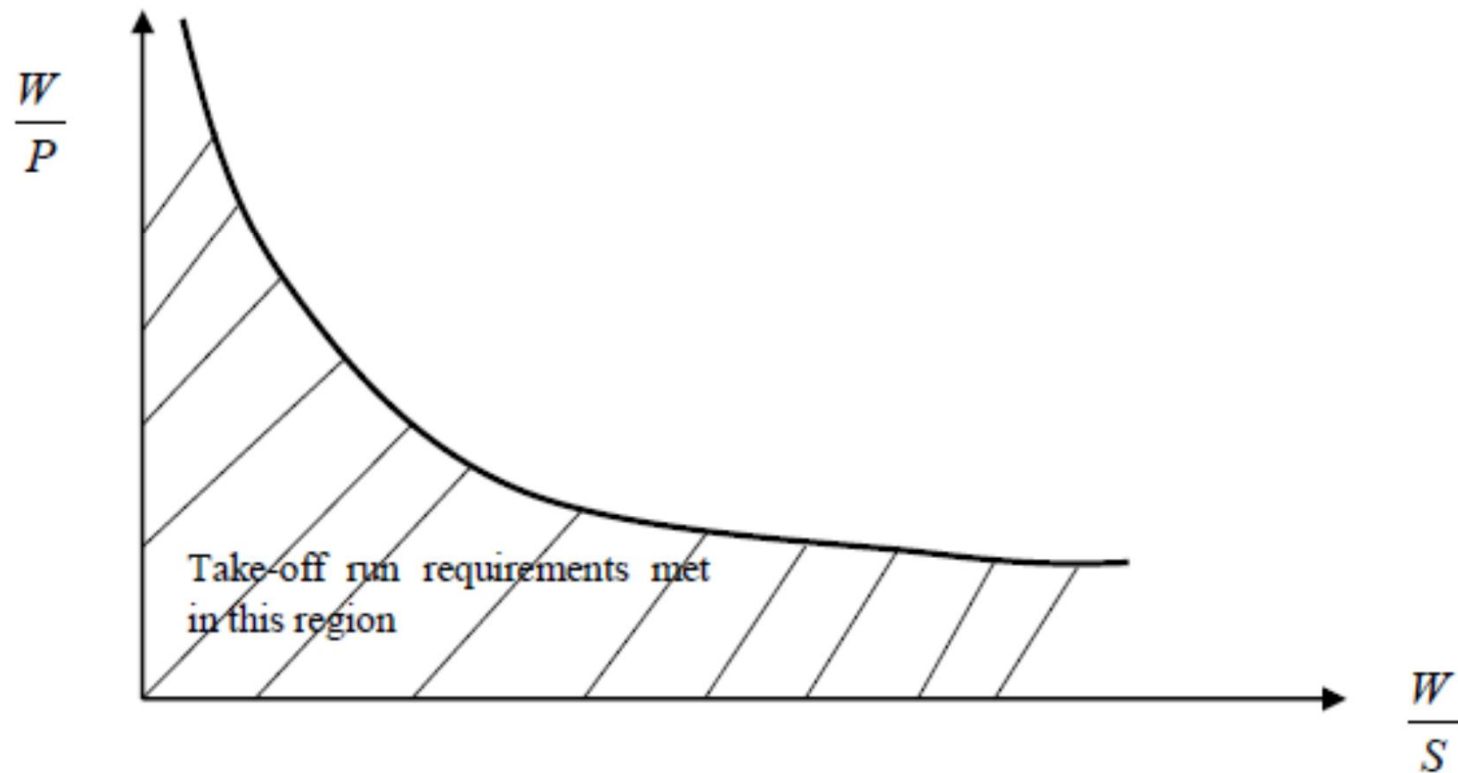
$$T_{TO} = \frac{0.6P_{\max}}{V_{TO}} \text{ (Variable-pitch propeller)}$$

$$\left(\frac{P}{W} \right)_{S_{TO}} = \frac{V_{TO}}{\eta_P} \frac{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}} \right) \left[\exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S} \right) \right]}{1 - \exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S} \right)}$$

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S} \right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}} \right) \left[\exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S} \right) \right]} \frac{\eta_P}{V_{TO}}$$

Διαδρομή Απογείωσης για ελικοφόρο α/φους

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[\exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)\right]} \frac{\eta_P}{V_{TO}}$$



Ρυθμός αναρρίχησης για α/φος τύπου τζετ

- Ο ρυθμός αναρρίχησης είναι ουσιαστικά η κάθετη συνιστώσα του α/φους, δηλαδή ο ρυθμός με τον οποίο κερδίζει ύψος.

(a) Each normal, utility, and acrobatic category reciprocating engine-powered airplane of 6,000 pounds or less maximum weight must have a steady climb gradient at sea level of at least 8.3 percent for landplanes or 6.7 percent for seaplanes and amphibians.

(b) Each normal, utility, and acrobatic category reciprocating engine-powered airplane of more than 6,000 pounds maximum weight and turbine engine-powered airplanes in the normal, utility, and acrobatic category must have a steady gradient of climb after takeoff of at least 4 percent.

$$ROC = \frac{P_{avl} - P_{req}}{W} = \frac{(TV - DV)}{W} \quad ROC = V \left[\frac{T}{W} - \frac{D}{W} \right] = V \left[\frac{T}{W} - \frac{D}{L} \right] = V \left[\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right]$$

$$ROC_{max} = V_{ROC_{max}} \left[\frac{T_{max}}{W} - \frac{1}{(L/D)_{max}} \right] \quad V_{ROC_{max}} = V_{min_D} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}}$$

Ρυθμός αναρρίχησης για α/φος τύπου τζετ

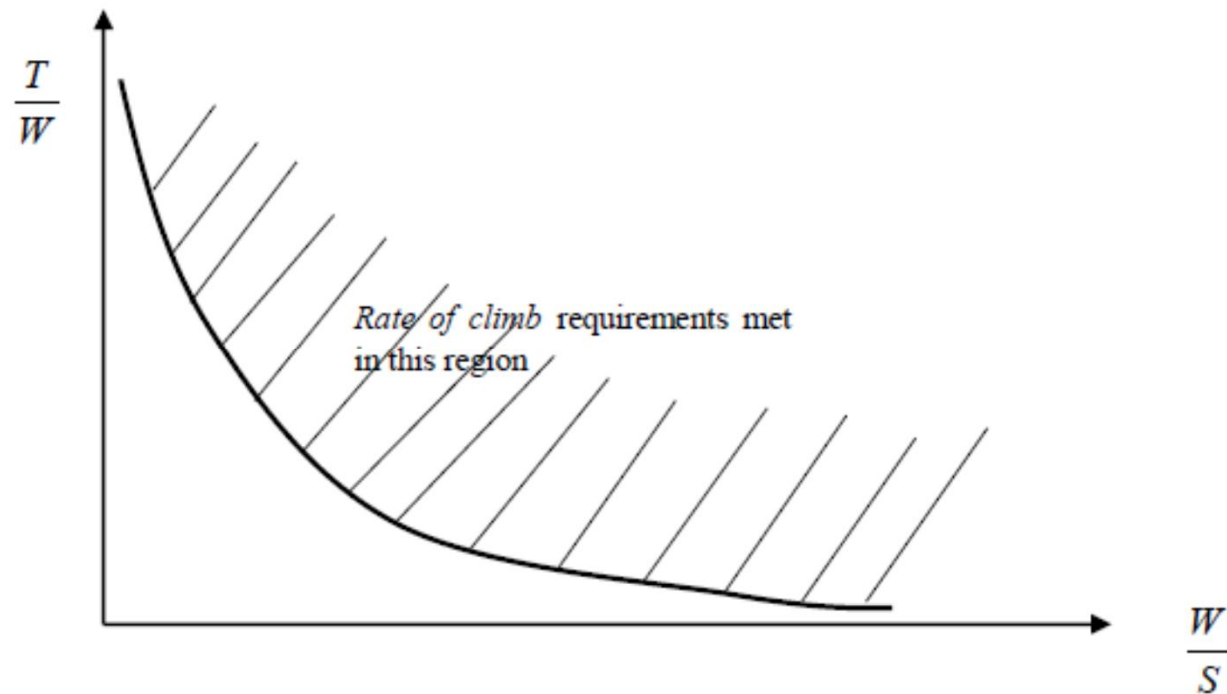
$$ROC_{\max} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}} \left[\frac{T_{\max}}{W} - \frac{1}{(L/D)_{\max}} \right]$$

$$\left[\frac{T_{\max}}{W} - \frac{1}{(L/D)_{\max}} \right] = \frac{ROC_{\max}}{\sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}}} \Rightarrow \frac{T_{\max}}{W} = \frac{ROC_{\max}}{\sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}}} + \frac{1}{(L/D)_{\max}}$$

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{ROC} = \frac{ROC}{\sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right) \frac{C_{D_0}}{K}}} + \frac{1}{(L/D)_{\max}}$$

Ρυθμός αναρρίχησης για α/φος τύπου τζετ

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{ROC} = \frac{ROC}{\sqrt{\frac{2}{\rho} \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \left(\frac{W}{S}\right)}} + \frac{1}{(L/D)_{\max}}$$



Ρυθμός αναρρίχησης για ελικοφόρο α/φος

$$ROC = \frac{P_{avl} - P_{req}}{W} = \frac{\eta_P P - DV}{W}$$

$$V_{ROC_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}}$$

$$ROC_{max} = \frac{\eta_P P_{max}}{W} - \frac{D}{W} \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}}$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0}$$

$$ROC_{max} = \frac{\eta_P P_{max}}{W} - \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0}}{W} \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}}$$

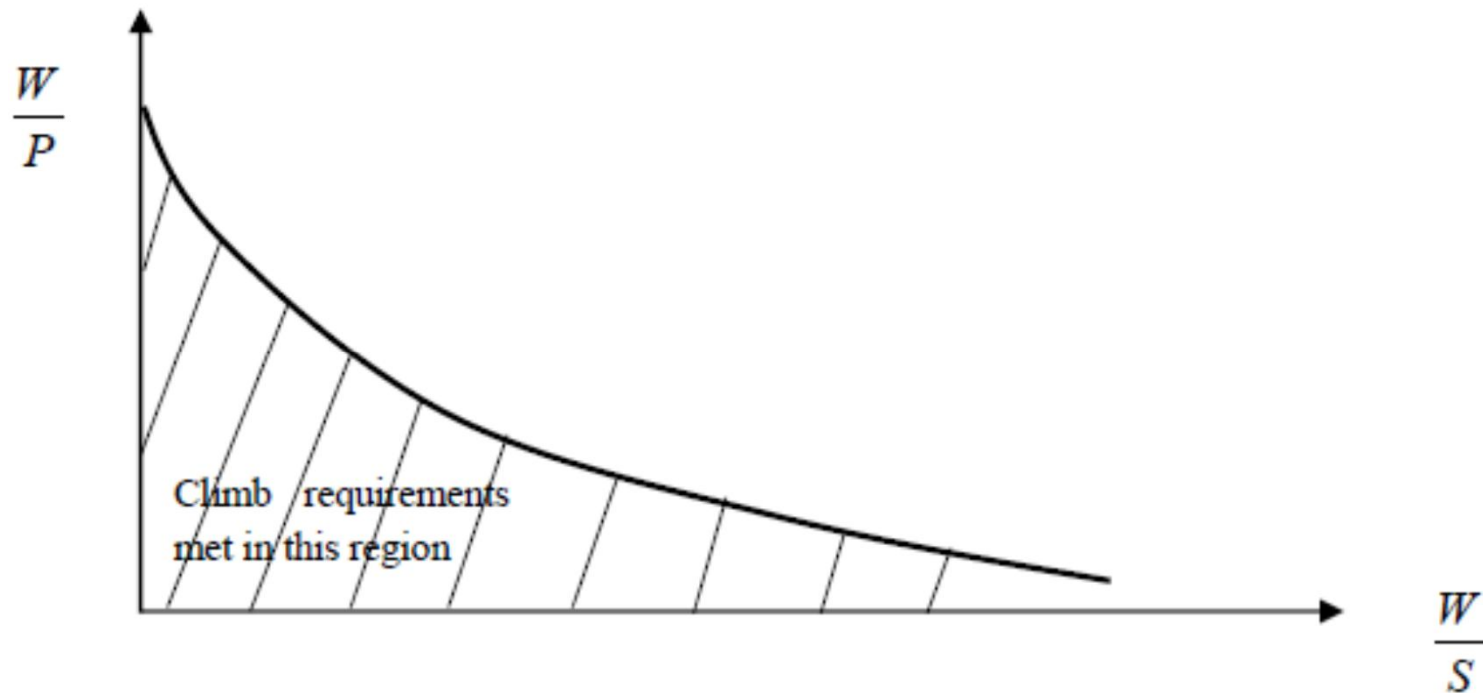
$$ROC_{max} = \frac{\eta_P P_{max}}{W} - \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max}}\right)}$$

$$\frac{P_{max}}{W} = \frac{ROC_{max}}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)} \Rightarrow$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)}}$$

Ρυθμός αναρρίχησης για ελικοφόρο α/φος

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}$$



Οροφή για α/φος τύπου τζετ

- Οροφή είναι το μέγιστο ύψος στο οποίο το α/φος μπορεί να έχει μια ασφαλής πλεύση.
- **Απόλυτη οροφή** = το απόλυτο μέγιστο ύψος στο οποίο το α/φος μπορεί να έχει μια ασφαλής πλεύση.
- **Οροφή λειτουργίας** = το μέγιστο ύψος στο οποίο το α/φος μπορεί να αναριχάται με ρυθμό 100ft ανα λεπτό = 0.5 m/s.
- **Οροφή πλεύσης** = το ύψος στο οποίο το α/φος μπορεί να αναριχάται με ρυθμό 300ft ανα λεπτό = 1.5 m/s.
- **Οροφή μάχης** = το ύψος στο οποίο το α/φος μπορεί να αναριχάται με ρυθμό 500ft ανα λεπτό = 2.5 m/s.
(αφορά μαχητικά α/φη)

$$ROC_{AC} = 0$$

$$ROC_{SC} = 100 \text{ fpm}$$

$$ROC_{CrC} = 300 \text{ fpm}$$

$$ROC_{CoC} = 500 \text{ fpm}$$

Οροφή για α/φος τύπου τζετ

$$\left(\frac{T_c}{W}\right) = \frac{ROC_c}{\sqrt{\frac{2}{\rho_c \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{1}{(L/D)_{\max}}$$

$$T_c = T_{SL} \left(\frac{\rho_c}{\rho_o}\right) = T_{SL} \sigma_c$$

$$\left(\frac{T_{SL} \sigma_c}{W}\right) = \frac{ROC_c}{\sqrt{\frac{2}{\rho_c \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{1}{(L/D)_{\max}}$$

$$\sigma = (1 - 6.873 \times 10^{-6} h)^{4.26} \quad (\text{from } 0 \text{ to } 36,000 \text{ ft})$$

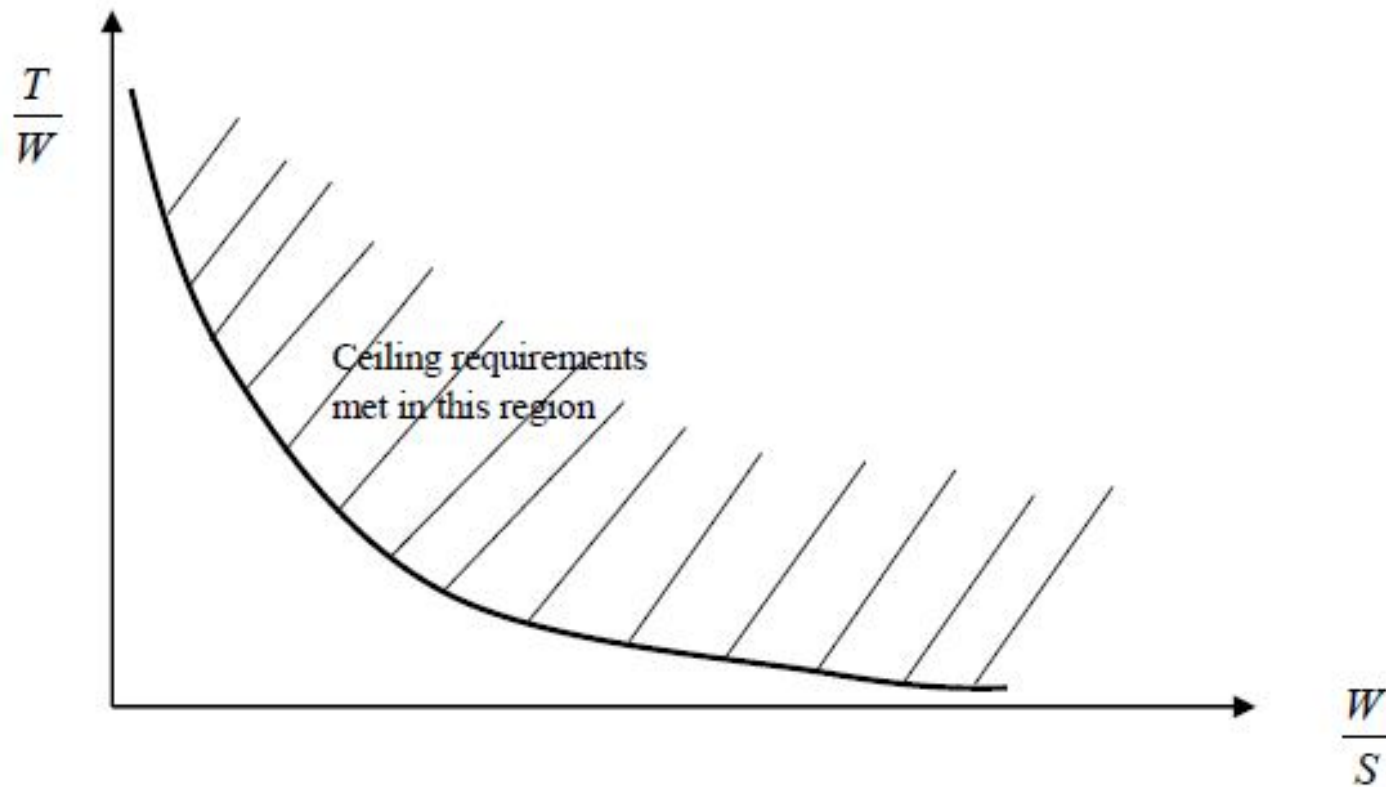
$$\sigma = 0.2967 \exp(1.7355 - 4.8075 \times 10^{-5} h) \quad (\text{from } 36,000 \text{ to } 65,000 \text{ ft})$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{h_c} = \frac{ROC_c}{\sigma_c \sqrt{\frac{2}{\rho_c \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{1}{\sigma_c (L/D)_{\max}}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{h_{AC}} = \frac{1}{\sigma_{AC} (L/D)_{\max}}$$

Οροφή για α/φος τύπου τζετ

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{R_{AC}} = \frac{1}{\sigma_{AC} (L/D)_{\max}}$$



Οροφή για ελικοφόρο α/φος

$$\left(\frac{W}{P_C}\right) = \frac{1}{\frac{ROC_C}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}$$

$$P_C = P_{SL} \left(\frac{\rho_C}{\rho_o}\right) = P_{SL} \sigma_C$$

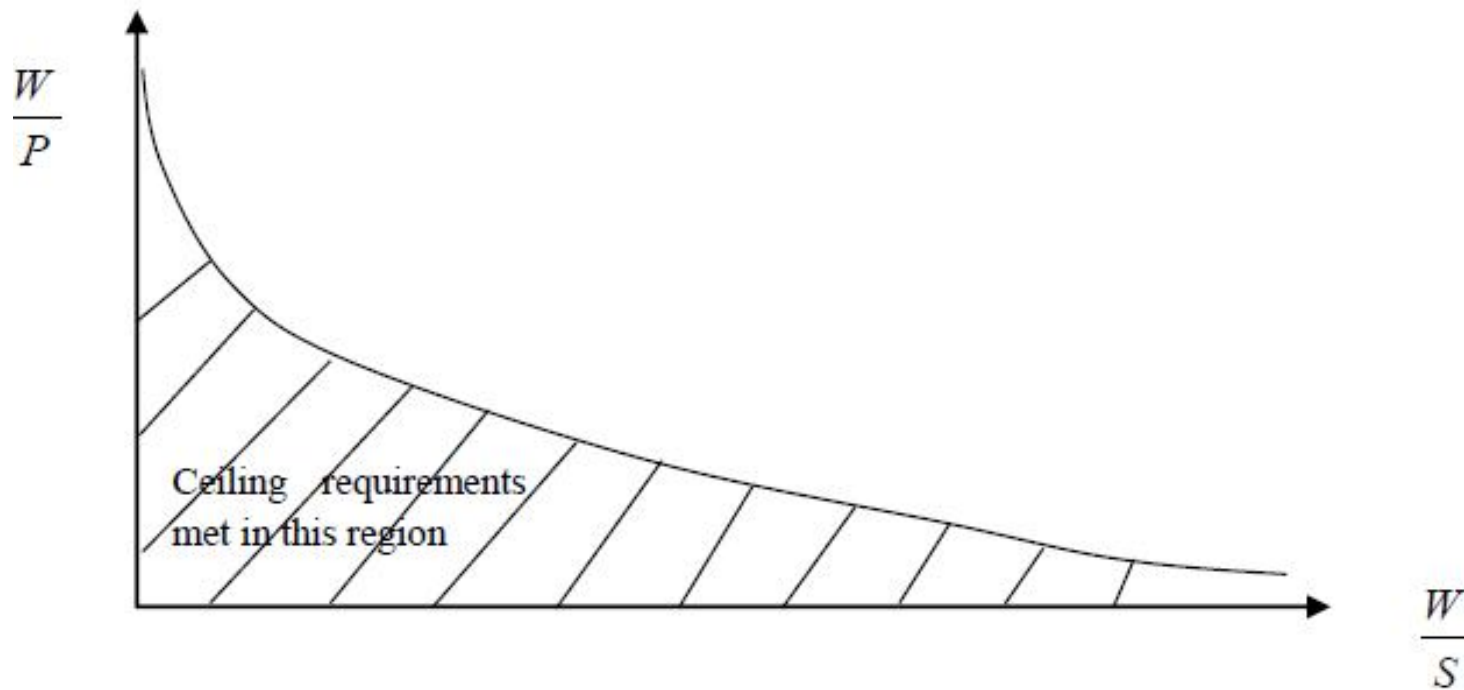
$$\left(\frac{W}{P_{SL} \sigma_C}\right) = \frac{1}{\frac{ROC_C}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}$$

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_C = \frac{\sigma_C}{\frac{ROC_C}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}$$

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{AC} = \frac{\sigma_{AC}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_{AC} \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}$$

Οροφή για ελικοφόρο α/φος

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{AC} = \frac{\sigma_{AC}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_{AC}} \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{K}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}}$$



Παράδειγμα

Στον προκαταρκτικό σχεδιασμό ενός επιβατικού α/φους turboprop, το μέγιστο βάρος απογείωσης εκτιμήθηκε ότι είναι 20000lb και το C_{d0} είναι 0.025. Το αεροδρόμιο της πόλης έχει υψόμετρο 3000ft. Καθορίστε την πτερυγική επιφάνεια και την ισχύ της μηχανής που απαιτείται για να καλύψει τις παρακάτω απαιτήσεις:

A. Μέγιστη ταχύτητα 350 KTAS

B. Ταχύτητα απώλειας στήριξης 70 KEAS

Γ. ROC μεγαλύτερος του 2700fpm στο επίπεδο της θάλασσας

Δ. Διάδρομος απωγείωσης μικρότερος των 1200ft (ξυρού σκυροδέματος)

E. Οροφή λειτουργίας περισσότερο των 35000ft

ΣΤ. Εμβέλεια = 4000 nmi

Z. Διάρκεια = 2 ώρες

Για οποιαδήποτε άλλη παράμετρο μπορούμε να κάνουμε υπόθεση.

Παράδειγμα

Η πυκνότητα του αέρα στα

- 3,000 ft είναι 0.002378 slug/ft³
- 30,000 ft is 0.00089 slug/ft³
- **Ταχύτητα απώλειας στήριξης**
- 1 knot = 1.688 ft/sec

No	Aircraft type	C _{Lmax}	V _s (knot)
1	Hang glider/Kite	2.5-3.5	10-15
2	Sailplane/Glider	1.8-2.5	12-25
3	Microlight	1.8-2.4	20-30
4	Very light	1.6-2.2	30-45
5	GA-light	1.6-2.2	40-61
6	Agricultural	1.5-2	45-61
7	Homebuilt	1.2-1.8	40-70
8	Business jet	1.6-2.6	70-120
9	Jet transport	2.2-3.2	95-130
10	Supersonic fighter	1.8-3.2	100-120

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{\max}} = \frac{1}{2} \times 0.002378 \times (70 \times 1.688)^2 \times 2.7 = 44.8 \frac{lb}{ft^2}$$

Παράδειγμα

- **Μέγιστη ταχύτητα** 350 KTAS at 30,000 ft
- 1 knot = 1.688 ft/sec

No	Aircraft type	Aspect ratio
1	Hang glider	4-8
2	Glider (sailplane)	20-40
3	Homebuilt	4-7
4	General Aviation	5-9
5	Jet trainer	4-8
6	Low subsonic transport	6-9
7	High subsonic transport	8-12
8	Supersonic fighter	2-4
9	Tactical missile	0.3-1
10	Hypersonic aircraft	1-3

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{\max}} = \frac{\eta_P}{\frac{1}{2}\rho_o V_{\max}^3 C_{D_o} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho\sigma V_{\max}} \left(\frac{W}{S}\right)}$$

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} = \frac{1}{3.14 \times 0.85 \times 12} = 0.031 \quad \text{Oswald span efficiency factor is considered to be 0.85}$$

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{\max}} = \frac{0.7 \times 550}{0.5 \times 0.002378 \times (350 \times 1.688)^3 \times 0.025 \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2 \times 0.031}{0.00089 \times 0.374 \times (350 \times 1.688)} \left(\frac{W}{S}\right)}$$

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{\max}} = \frac{385}{6129.7 \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + 0.317 \left(\frac{W}{S}\right)} \quad \left(\frac{lb}{hp}\right)$$

(σ) at 30,000 ft is 0.00089/0.002378 or 0.374
550 to convert lb/(lb.ft/sec) to lb/hp

Παράδειγμα

- Διαδρομή απωγείωσης

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[\exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)\right]} \frac{\eta_P}{V_{TO}}$$

No	Surface	Friction coefficient (μ)
1	Dry concrete/asphalt	0.03-0.05
2	Wet concrete/asphalt	0.05
3	Icy concrete/asphalt	0.02
4	Turf	0.04-0.07
5	Grass	0.05-0.1
6	Soft ground	0.1-0.3

μ is 0.04

$$V_{TO} = 1.1V_s = 1.1 \times 70 = 77 \text{ KEAS}$$

$$C_{L_{TO}} = C_{L_C} + \Delta C_{L_{\mu_{PTO}}} \quad C_{L_C} \text{ is assumed to be } 0.3 \text{ and } \Delta C_{L_{\mu_{PTO}}} \text{ to be } 0.6$$

$$C_{L_{TO}} = 0.3 + 0.6 = 0.9 \quad C_{D_{\sigma_{TO}}} = C_{D_o} + C_{D_{o_{LG}}} + C_{D_{o_{HLD_TO}}} = 0.025 + 0.009 + 0.005 = 0.039$$

$$C_{D_{o_{LG}}} = 0.009 \quad C_{D_{TO}} = C_{D_{\sigma_{TO}}} + KC_{L_{TO}}^2 = 0.039 + 0.031(0.9)^2 = 0.064$$

$$C_{D_{o_{HLD_TO}}} = 0.005$$

Παράδειγμα

- Διαδρομή απωγείωσης

$$C_{L_R} = \frac{C_{L_{\max}}}{(1.1)^2} = \frac{C_{L_{\max}}}{1.21} = \frac{2.7}{1.21} = 2.231 \quad C_{D_G} = (C_{D_{T0}} - \mu C_{L_{T0}}) = 0.064 - 0.04 \times 0.9 = 0.028$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{T0}} = \frac{1 - \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{T0} \frac{1}{W/S}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[\exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{T0} \frac{1}{W/S}\right)\right]} \frac{\eta_P}{V_{T0}}$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{T0}} = \frac{\left[1 - \exp\left(0.6 \times 0.002175 \times 32.2 \times 0.028 \times 1,200 \frac{1}{(W/S)}\right)\right]}{0.04 - \left(0.04 + \frac{0.028}{2.231}\right) \left[\exp\left(0.6 \times 0.002175 \times 32.2 \times 0.028 \times 1,200 \frac{1}{(W/S)}\right)\right]} \left(\frac{0.6}{77 \times 1.688}\right) \times 550$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{T0}} = \frac{\left[1 - \exp\left(\frac{1.426}{(W/S)}\right)\right]}{0.04 - (0.053) \left[\exp\left(\frac{1.426}{(W/S)}\right)\right]} (0.0046 \times 550) \quad \frac{lb}{hp}$$

Παράδειγμα

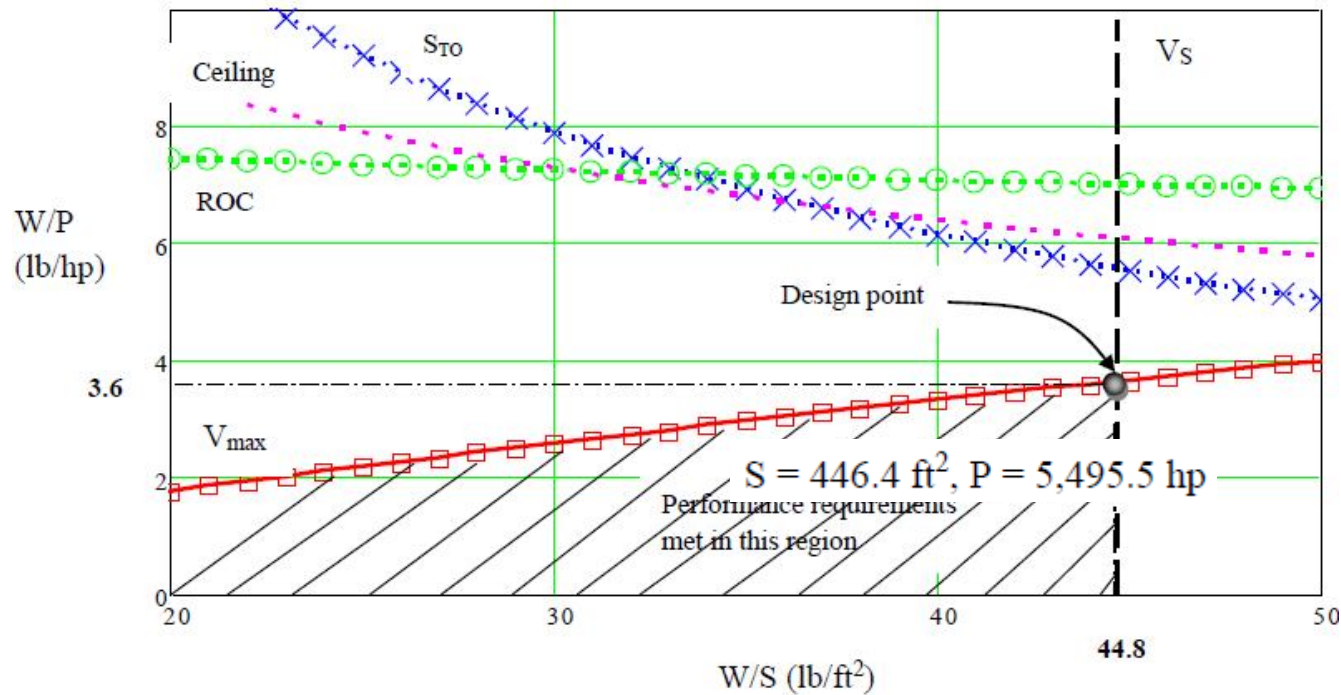
- Ρυθμός αναρρίχησης

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{3C_{D_0}} K}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1 \times 550}{\frac{2,700}{60 \times 0.7} + \sqrt{\frac{2}{0.002378 \sqrt{\frac{3 \times 0.025}{0.031}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{18 \times 0.7}\right)}$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1 \times 550}{64.3 + \left(\sqrt{540.7 \left(\frac{W}{S}\right)}\right) (0.092)}$$

Παράδειγμα



$$\left(\frac{W}{P}\right)_d = 3.64$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_d = 44.8$$

$$S = W_{TO} / \left(\frac{W}{S}\right)_d = \frac{20,000 \text{ lb}}{44.8 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}} = 446.4 \text{ ft}^2 = 41.47 \text{ m}^2$$

$$P = W_{TO} / \left(\frac{W}{P}\right)_d = \frac{20,000 \text{ lb}}{3.64 \frac{\text{lb}}{\text{hp}}} = 5,495.5 \text{ hp} = 4,097.2 \text{ kW}$$

$$S = 446.4 \text{ ft}^2, P = 5,495.5 \text{ hp}$$

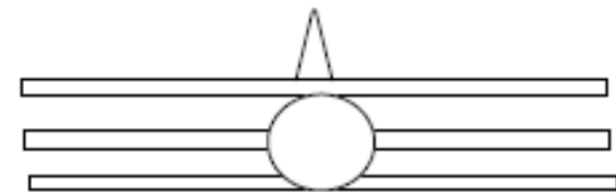
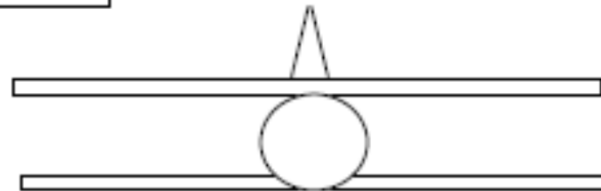
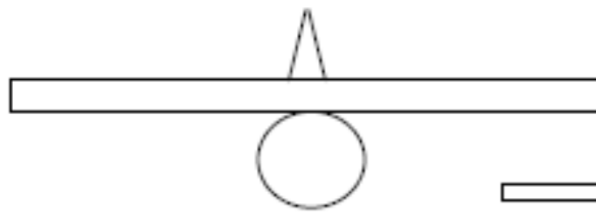
ΑΡΧΕΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ
ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ

ΜΕΡΟΣ 6^α



Επιλογή αριθμού πτερύγων

- Υπάρχουν 3 επιλογές:
 1. Μονοπλάνο
 2. Διπλάνο
 3. Τριπλάνο



k13683081 fotosearch.com ©



Επιλογή αριθμού πτερύγων

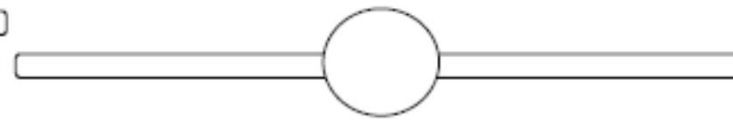
- Στο παρελθόν επιλέγονταν **περισσότερες** της μιας **πτέρυγας** εξαιτίας **περιορισμών** τεχνολογιών παραγωγής.
- Ένα **μονοπλάνο** απαιτεί **μεγαλύτερο μήκος** πτέρυγας σε σχέση με δυο πτέρυγες. Παλαιά ήταν δύσκολο να στηριχθεί και να μείνει **επίπεδο και άκαμπτο**.
- Τα **καινούρια** αεροπορικά υλικά επιτρέπουν τα παραπάνω.
- Μόνο για απαιτήσεις **γρηγορότερου roll**, χρειαζόμαστε **μικρότερο μήκος** πτέρυγας ώστε να υπάρχει **μικρή μαζική ροπή αδράνειας** στον διαμήκη άξονα.
- Συνεπώς, **ξεκινάμε** το σχεδιασμό **με μια πτέρυγα** και αν δεν ικανοποιούνται οι απαιτήσεις προστίθεται και άλλη πτέρυγα.

Θέση πτέρυγας

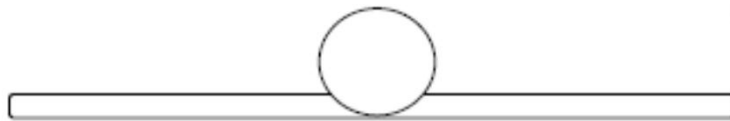
- Ποια είναι η θέση σε σχέση με τη **κεντροειδή γραμμή της ατράκτου**.
- Η θέση της πτέρυγας **επηρεάζει το σχεδιασμό** του ουραίου πτερώματος, του συστήματος προσγείωσης και το κέντρο βάρους



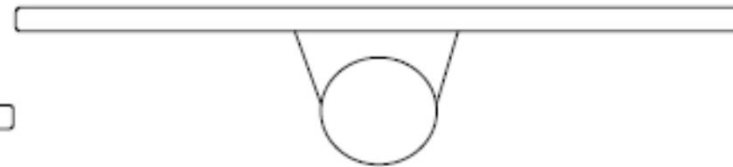
a. High wing



b. Mid wing



c. Low wing



b. Parasol wing

Τρόπος Επιλογής Θέσης πτέρυγας

- Χρήση πινάκων σχεδιασμού

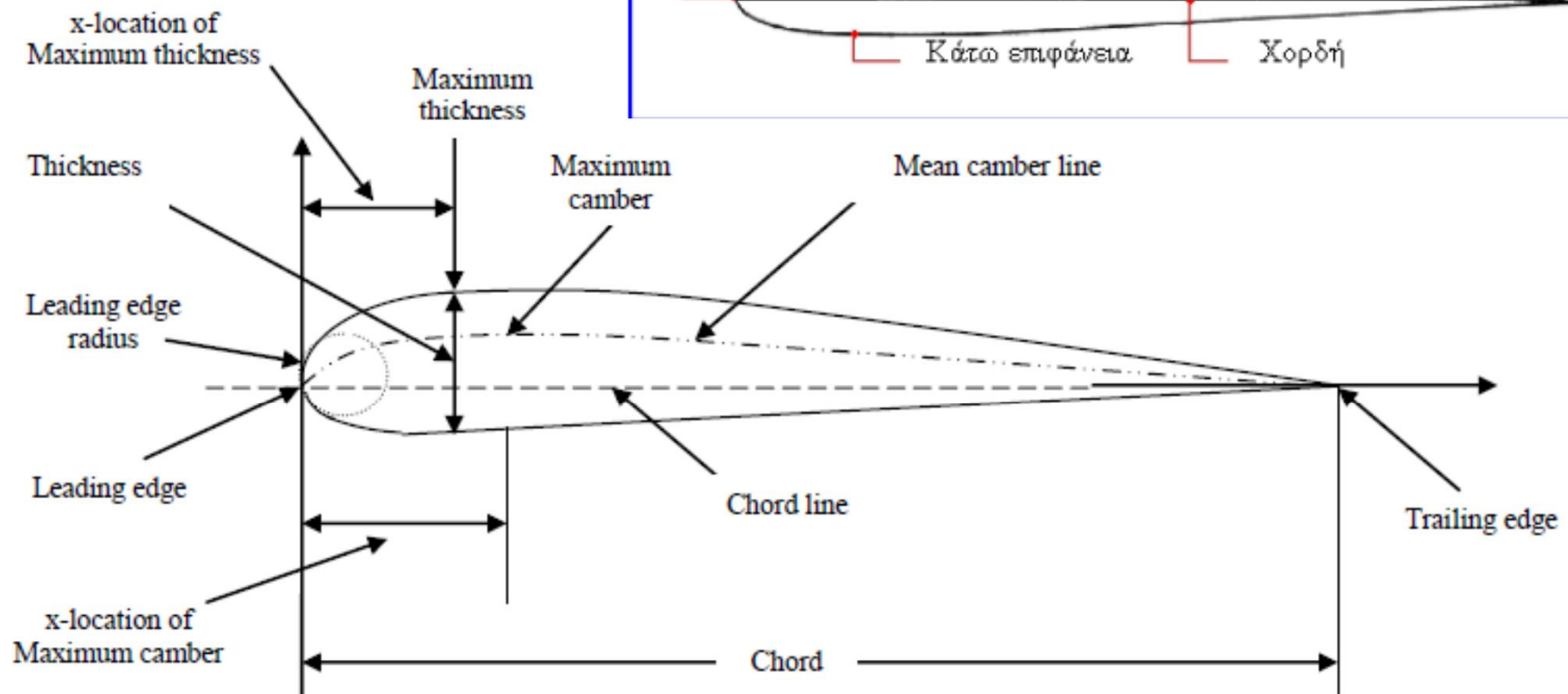
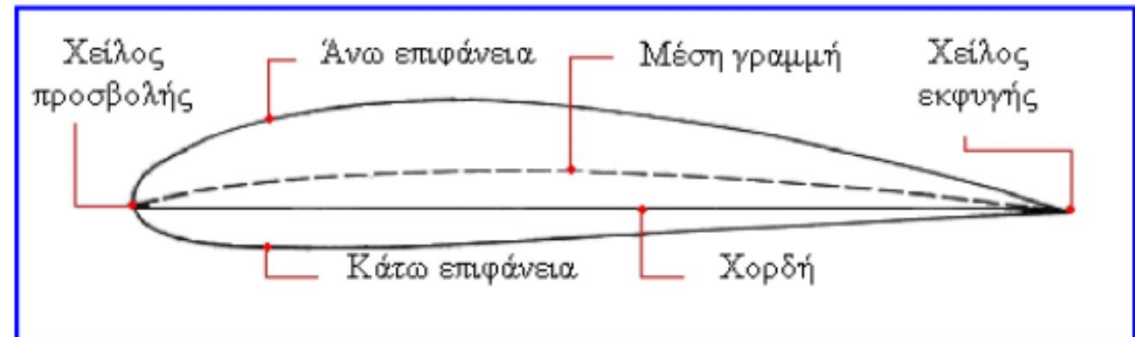
Design objectives	Weight	High wing	Low wing	Mid wing	Parasol wing
Stability requirements	20%				
Control requirements	15%				
Cost	10%				
Producibility requirements	10%				
Operational requirements	40%				
Other requirements	5%				
Summation	100%	93	76	64	68

Table 5.1. A sample table to compare the features of four wing vertical locations

Προσδιορισμός αεροτομής

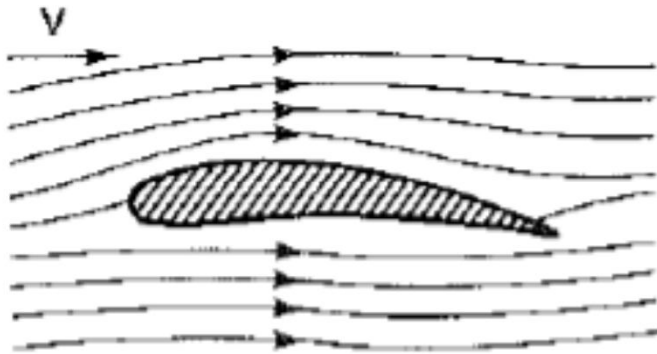
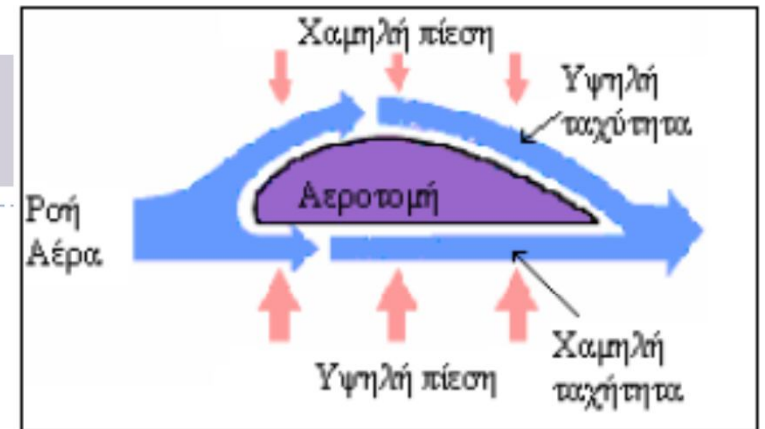
➤ Υπάρχουν δυο τρόπο προσδιορισμοί της αεροτομής:

1. Σχεδιασμός αεροτομής
2. Επιλογή αεροτομής

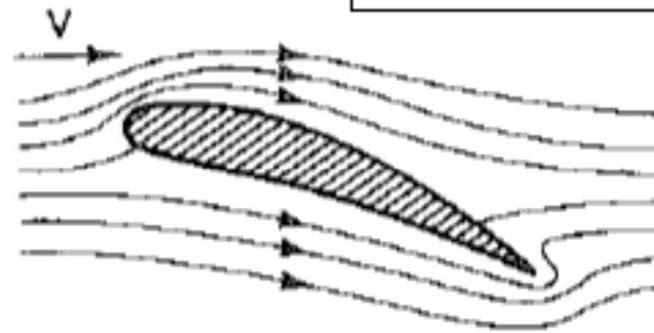


Προσδιορισμός αεροτομής

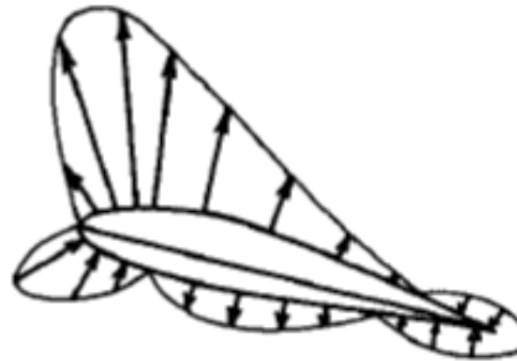
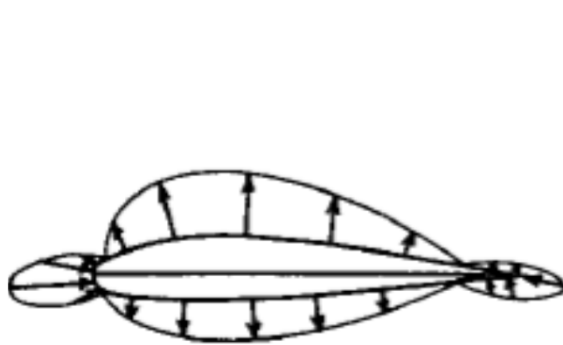
➤ Κατανομή πίεσης



a. *Small angle of attack*

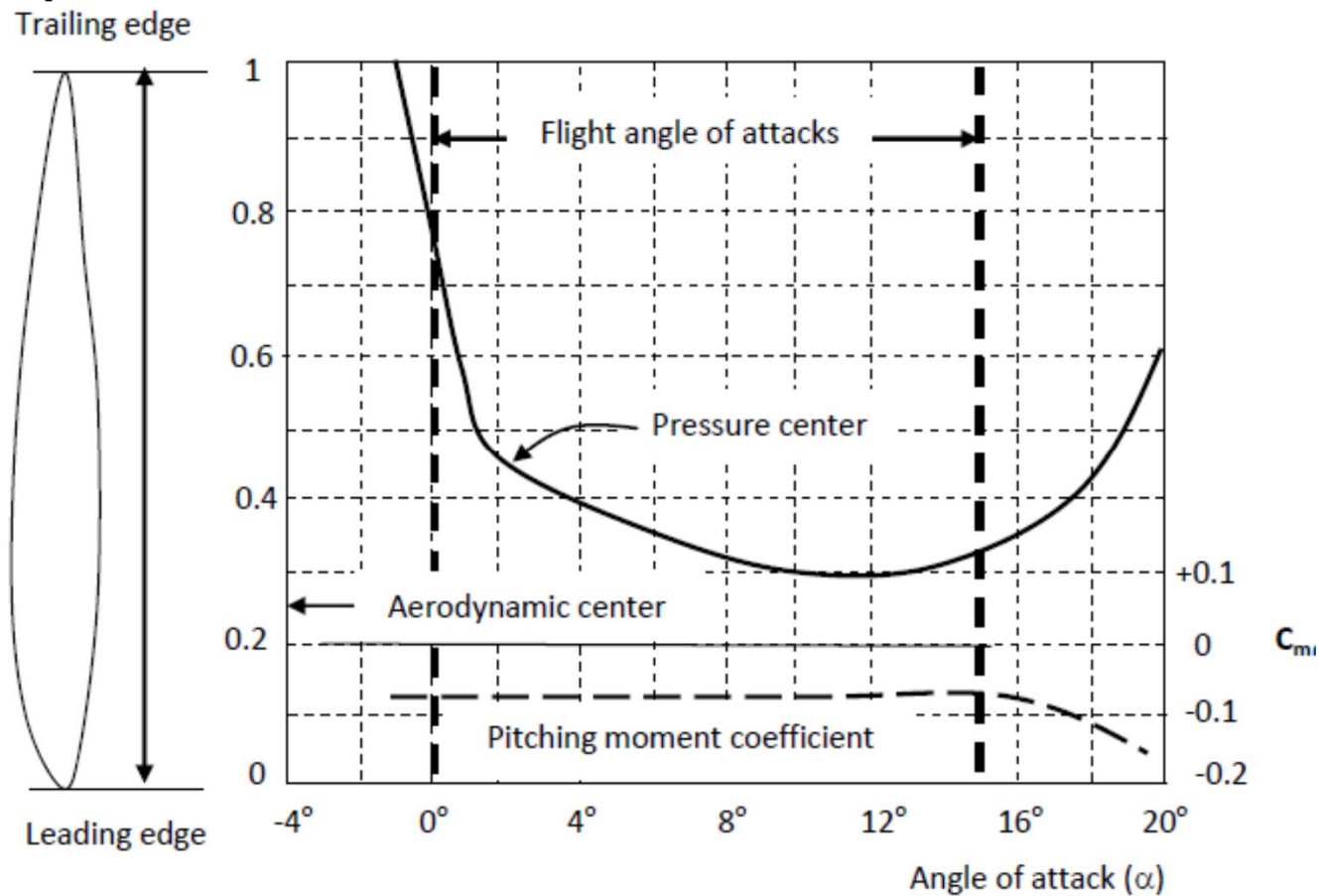


b. *Large angle of attack*



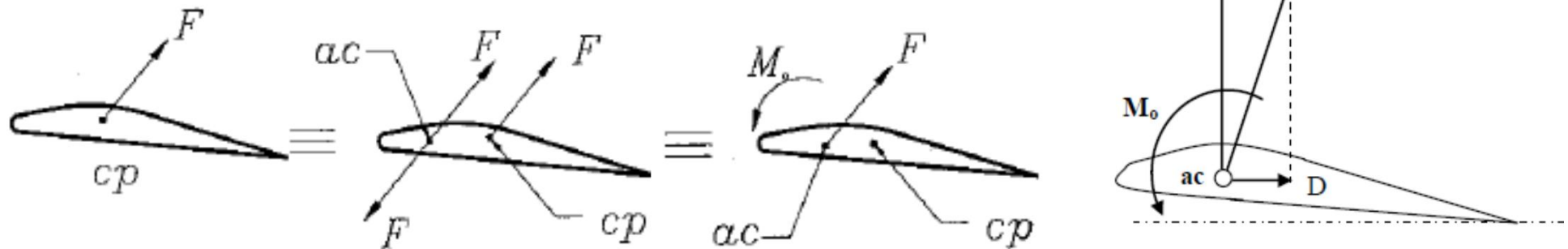
Προσδιορισμός αεροτομής

- Η **συνισταμένη δύναμη** έχει ένα σημείο εφαρμογής (κέντρο πίεσης) c_p το οποίο εξαρτάται από τη **γωνία προσβολής**.



Αεροδυναμικό κέντρο και κέντρο πίεσης

- Η **συνισταμένη δύναμη** έχει ένα σημείο εφαρμογής (κέντρο πίεσης) c_p το οποίο εξαρτάται από τη **γωνία προσβολής**.
- Αν μεταφέρουμε την δύναμη πάνω στη χορδή τότε η ισοδύναμη κατάσταση θα είναι μια δύναμη και μια ροπή.



- Υπάρχει ένα σημείο στο οποίο η ροπή είναι ανεξάρτητη από τη γωνία προσβολής. Το σημείο ονομάζεται **αεροδυναμικό κέντρο**.
- Για χαμηλές ταχύτητες και λεπτές διατομές το αεροδυναμικό κέντρο βρίσκεται σε απόσταση $\frac{1}{4}$ της χορδής από το χείλος προσβολής και για υπερηχητικές στο $\frac{1}{2}$ της χορδής.

Χαρακτηριστικά διαγράμματα

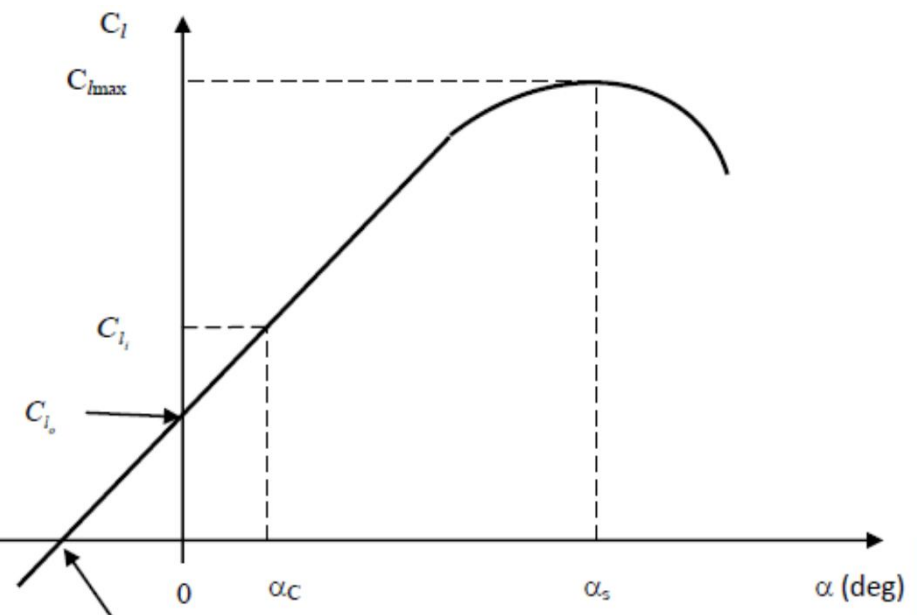
- Οι αεροδυναμικές δυνάμεις και η αεροδυναμική ροπή υπολογίζονται στην αδιάστατή τους μορφή μέσω των παρακάτω συντελεστών.

$$C_l = \frac{l}{\frac{1}{2}\rho V^2 (C \times 1)} \quad C_d = \frac{d}{\frac{1}{2}\rho V^2 (C \times 1)} \quad C_m = \frac{m}{\frac{1}{2}\rho V^2 (C \times 1) \times C}$$

- όπου $C \times 1$ είναι η χορδή της αεροτομής πολλαπλασιασμένη με το μοναδιαίο μήκος $b = 1$.
- Χρησιμοποιώντας τους ως άνω συντελεστές κατασκευάζονται τα χαρακτηριστικά διαγράμματα μιας αεροτομής για να εκτιμηθεί η απόδοσή της.

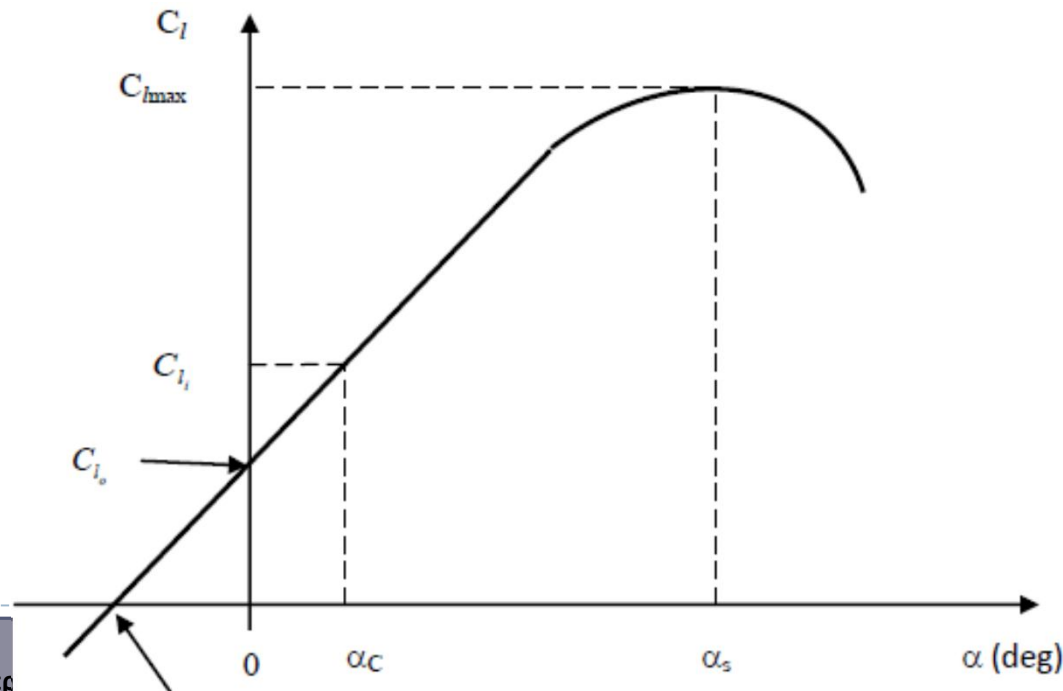
Διάγραμμα συντελεστή άντωσης – γωνίας προσβολής

- Η **γωνία απώλειας στήριξης α_s** είναι η γωνία προσβολής για την οποία στην αεροτομή υπάρχει απώλεια στήριξης (χάνεται η ισορροπία).
- Πάνω από αυτή τη γωνία ο **συντελεστής άντωσης** δεν αυξάνεται.
- Η **μεγαλύτερη εφικτή γωνία απώλειας στήριξης** δίνει ένα **ασφαλέστερο** αεροσκάφος.
- Τυπικές τιμές για τις περισσότερες αεροτομές είναι 12-16 μοίρες.
- Συνεπώς ο πιλότος δεν πρέπει να αυξήσει την γωνία προσβολής άνω των 16 μοιρών.



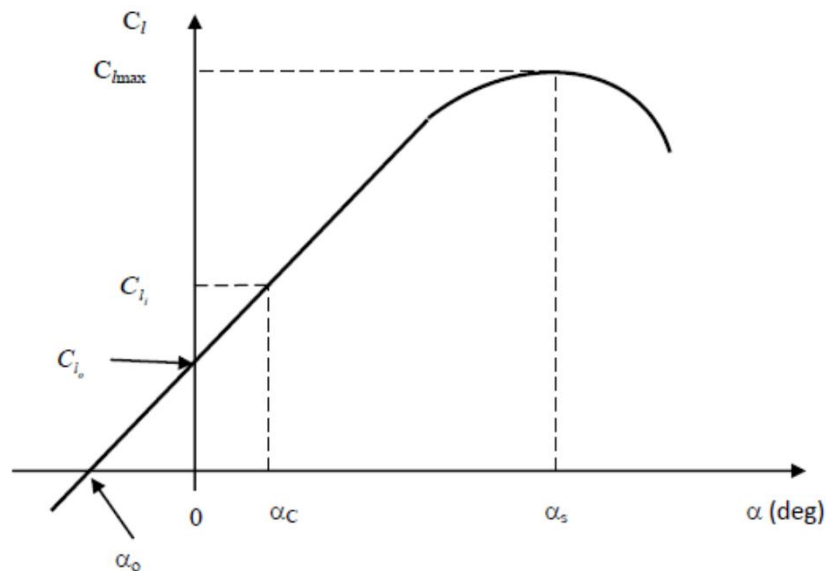
Διάγραμμα συντελεστή άντωσης – γωνίας προσβολής

- Ο **μέγιστος συντελεστής άντωσης** C_{lmax} είναι η μέγιστη δυνατότητα μιας αεροτομής να δημιουργήσει άντωση.
- **Συμβαίνει** στην γωνία απώλειας στήριξης α_s .
- Ο **μεγαλύτερος** μέγιστος συντελεστής άντωσης συμβαίνει στη **μικρότερη** ταχύτητα απώλειας στήριξης.
- Ο **μεγαλύτερος** μέγιστος συντελεστής άντωσης αποδίδει ένα **ασφαλέστερο** αεροσκάφος.



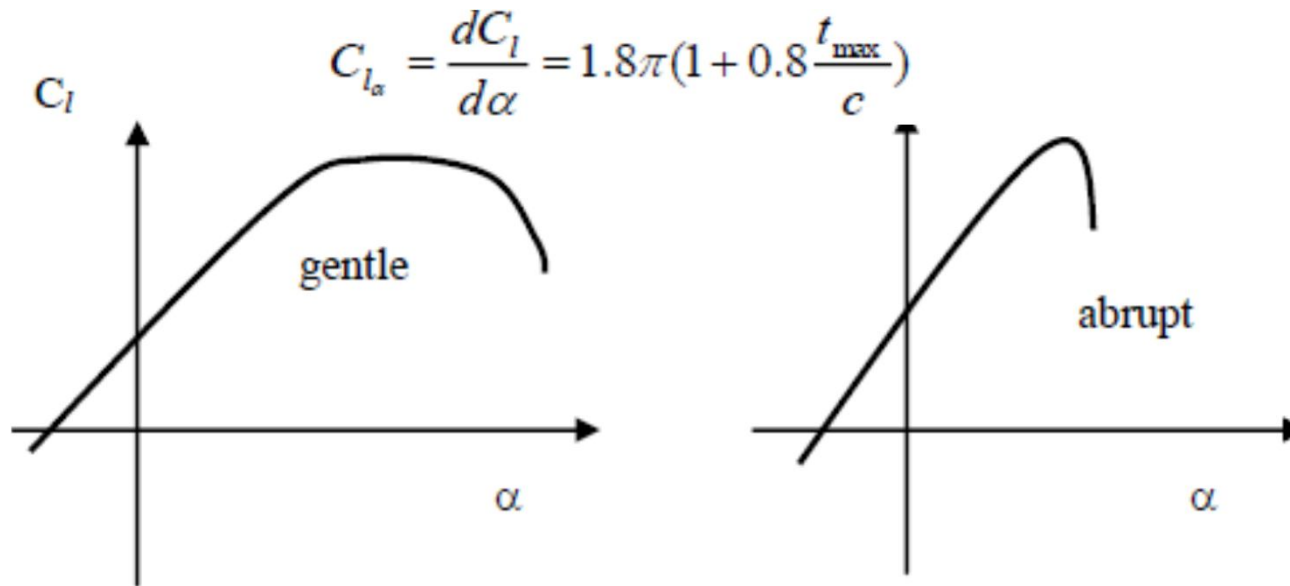
Διάγραμμα συντελεστή άντωσης – γωνίας προσβολής

- **Ιδανικός συντελεστής άντωσης C_{ii}** είναι ο συντελεστής στο οποίο ο συντελεστής οπισθέλκουσας δεν αλλάζει με μικρές αλλαγές στη γωνία προσβολής.
- Αυτός ο συντελεστής **αντιστοιχεί** συνήθως στον **ελάχιστο συντελεστή οπισθέλκουσας**, που σημαίνει πτήση **χαμηλότερου κόστους**.
- **Τυπικές τιμές** για τυπικά α/φ είναι 0.1-0.4 και για υπερηχητικά 0.01-0.05.



Διάγραμμα συντελεστή άντωσης – γωνίας προσβολής

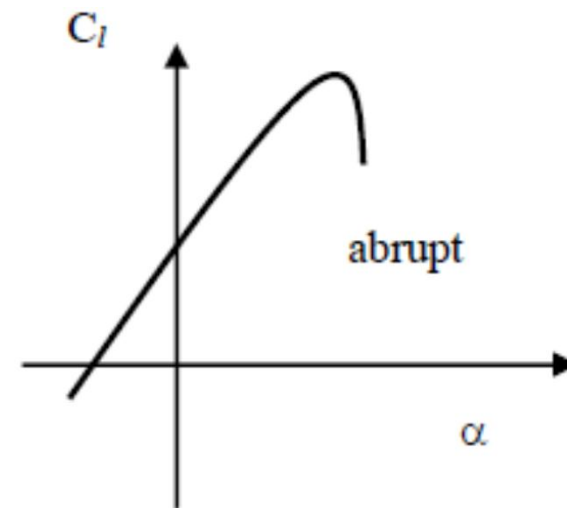
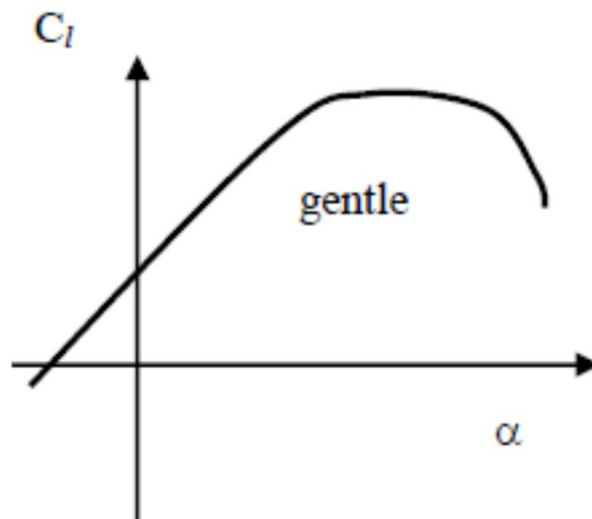
- Η κλίση της καμπύλης άντωσης $C_{l\alpha}$ είναι ένας άλλος σημαντικός παράγοντας (1/deg or 1/rad).
- Η μεγαλύτερη δυνατή κλίση σημαίνει και πιο βελτιωμένη αεροτομή.



- Όπου t_{\max}/c είναι ο μέγιστος λόγος πάχους προς μήκος χορδής της αεροτομής.

Διάγραμμα συντελεστή άντωσης – γωνίας προσβολής

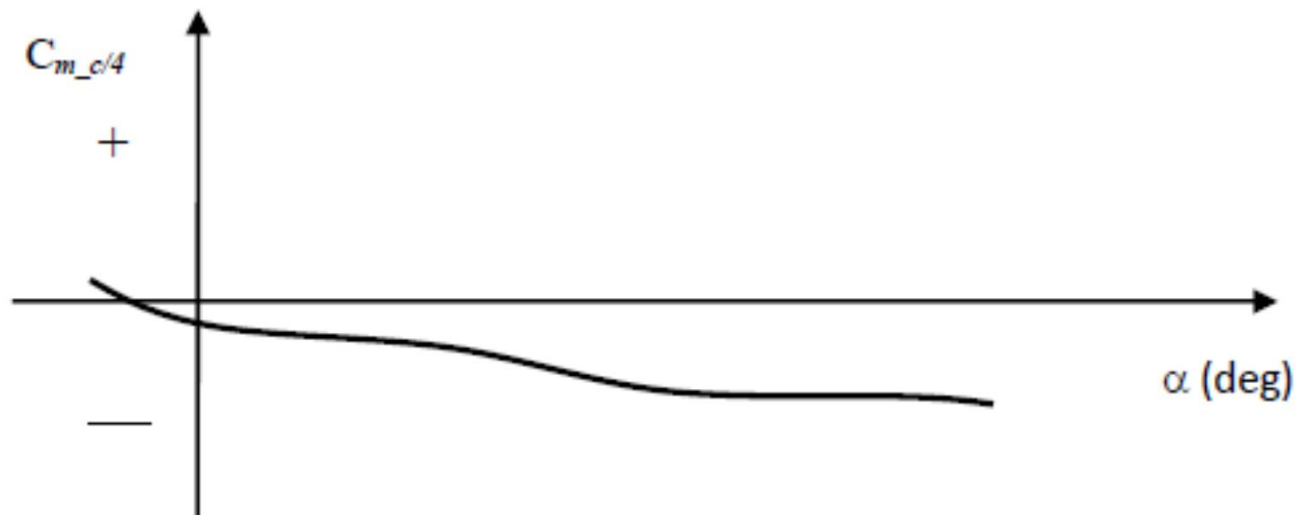
- Ένας άλλος παράγοντας είναι **η μορφή της καμπύλης** άντωσης πέρα από τη γωνία απώλειας στήριξης.



- Η ομαλή μεταβολή της κλίσης μετά τη γωνία απώλειας στήριξης είναι ζητούμενο στο σχεδιασμό.

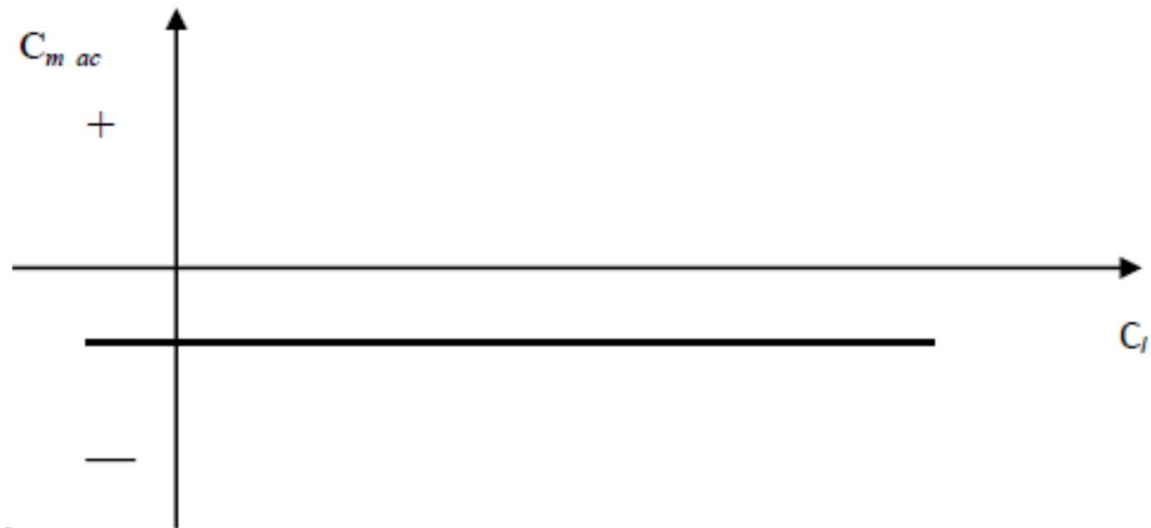
Διάγραμμα Συντελεστή ροπής – γωνίας προσβολής

- Διάγραμμα του συντελεστή ροπής κοντά στο $\frac{1}{4}$ της χορδής από το χείλος προσβολής.
- Συνήθως είναι αρνητικός ο συντελεστής για τυπικές τιμές γωνίας προσβολής.
- Η αρνητική τιμή είναι επιθυμητή γιατί δημιουργεί ευστάθεια πτήσης.



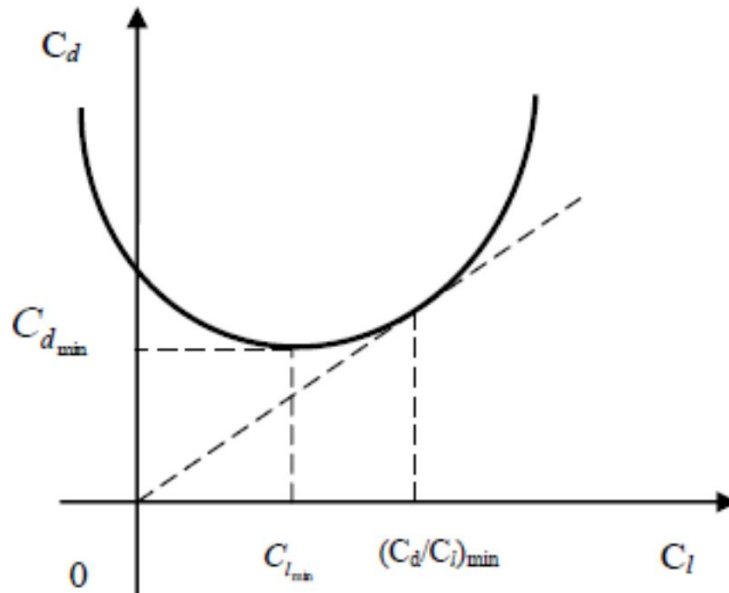
Διάγραμμα Συντελεστή ροπής – συντελεστή άντωσης

- Η τιμή του συντελεστή ροπής στο αεροδυναμικό κέντρο είναι **σταθερή** για το τυπικό εύρος του συντελεστή άντωσης.
- **Τυπικές τιμές** του συντελεστή ροπής είναι -0.02 με -0.05.
- Σε **άλλα σημεία** η τιμή του συντελεστή ροπής δεν είναι σταθερή.
- **Σκοπός** του σχεδιασμού είναι να είναι όσο πιο **κοντά στο μηδέν**.
- Υψηλότερη τιμή του συντελεστή σημαίνει και μεγαλύτερο ουραίο, διότι πρέπει να εκμηδενιστεί η ροπή, άρα και μεγαλύτερο βάρος.
- Για μια **συμμετρική αεροτομή** ο συντελεστής ροπής είναι μηδέν.



Διάγραμμα συντελεστή οπισθέλκουσας – συντελεστή άντωσης

- Το ελάχιστο σημείο του διαγράμματος δείχνει τον ελάχιστο συντελεστή οπισθέλκουσας ($=0.003-0.006$) που είναι ζητούμενο στο σχεδιασμό.
- Στο ίδιο σημείο ορίζεται ο ελάχιστος συντελεστής άντωσης.
- Η εφαπτόμενη στη καμπύλη που ξεκινά από την αρχή των αξόνων εφάπτεται στο σημείο $(C_d/C_l)_{\min} = (C_l/C_d)_{\max}$. Στο σχεδιασμό επιθυμούμε τη μέγιστη τιμή $(C_l/C_d)_{\max}$.



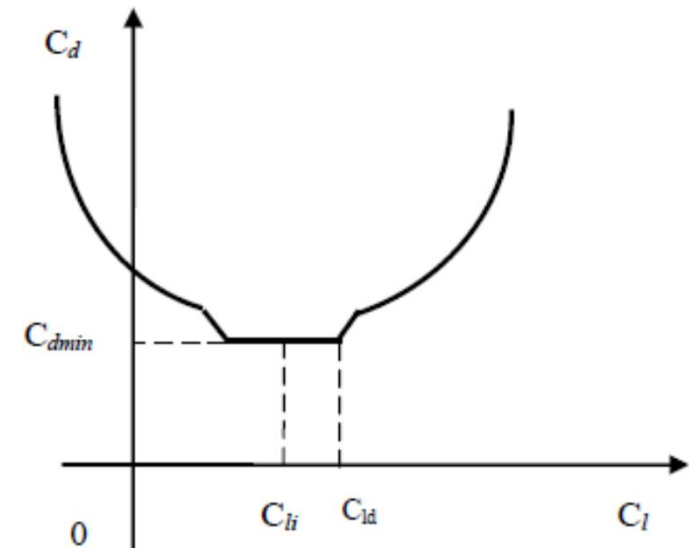
Το K μπορεί να βρεθεί παίρνοντας ένα τυχαίο σημείο του γραφήματος και αντικαθιστώντας τις τιμές στην εξίσωση

$$C_d = C_{d_{\min}} + K(C_l - C_{l_{\min}})^2$$

Διάγραμμα συντελεστή οπισθέλκουσας – συντελεστή άντωσης

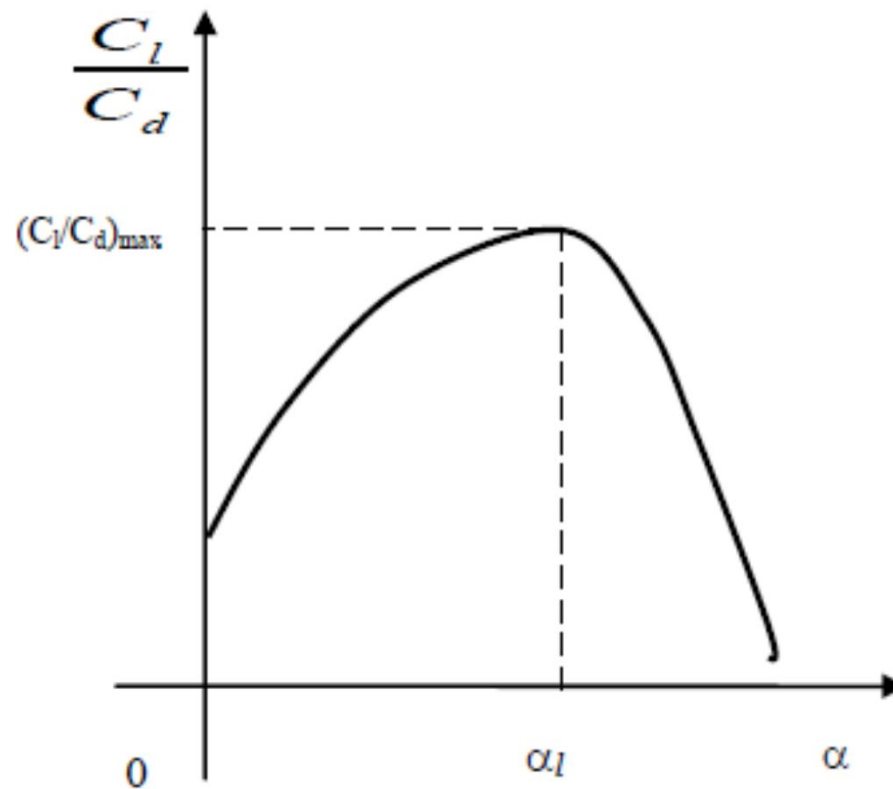
- Διάγραμμα αεροτομής ελάχιστης οπισθέλκουσας
- Το διαγραμμα έχει σχήμα κάδου στο χαμηλότερο τμήμα της καμπύλης.
- Το ενδιαφέρον είναι ότι σε μια περιοχή τιμών του συντελεστή άντωσης ο ελάχιστος συντελεστής οπισθέλκουσας δεν μεταβάλλεται. Συνεπώς ο πιλότος μπορεί να αλλάζει τη γωνία προσβολής και να βρίσκεται στη περιοχή ελάχιστης οπισθέλκουσας.

Στο μέσο βρίσκεται ο **ιδανικός συντελεστής άντωσης**, ενώ η μέγιστη τιμή του συντελεστή άντωσης στην περιοχή ονομάζεται **συντελεστής άντωσης σχεδιασμού**.



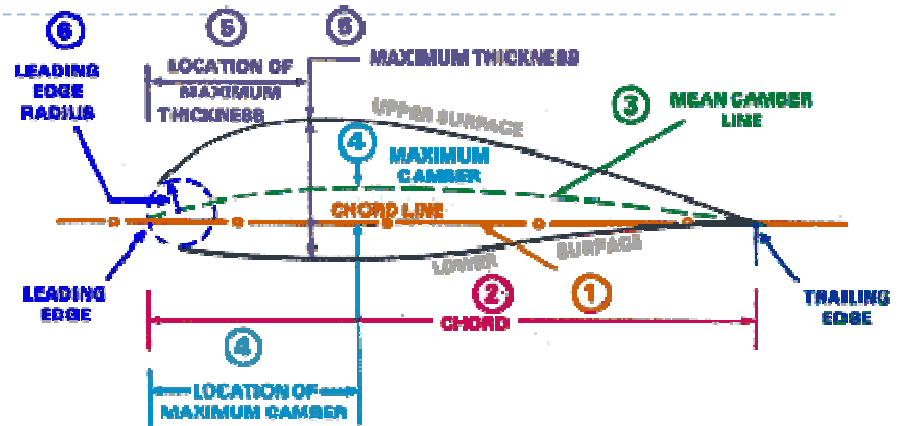
Διάγραμμα λόγου άντωσης-οπισθέλκουσας – γωνία προσβολής

- Το διάγραμμα αυτό έχει ένα μέγιστο. Η γωνία προσβολής σε αυτό το σημείο είναι η βέλτιστη επιλογή για πτήση αναμονής.



Αεροτομές NACA

- Οι πιο ενδιαφέρουσες ομάδες αεροτομών της NACA είναι:
- 1. Τετραψήφιες αεροτομές NACA
- 2. Πενταψήφιες αεροτομές NACA
- 3. Εξαψήφιες αεροτομές NACA



AIRFOIL TERMINOLOGY

- ✓ Η **τετραψήφια** αεροτομή παράγεται από **2 παραβολές**.
- ✓ Η μια παραβολή γεννά την καμπυλότητα **από το χείλος προσβολής μέχρι το μέγιστο ύψος** και η άλλη παραβολή γεννά τη καμπυλότητα **από το μέγιστο ύψος στο χείλος εκφυγής**.
- ✓ Το πρώτο ψηφίο μας δείχνει το % μέγιστο ύψος της μέσης καμπυλότητας από τη χορδή σε σχέση με τη χορδή.
- ✓ Το δεύτερο ψηφίο δείχνει τη θέση του μέγιστου σημείου στη χορδή.
- ✓ Τα άλλα δυο ψηφία δείχνουν τον % λόγο πάχους προς χορδή.
- ✓ Μηδέν στο πρώτο ψηφίο σημαίνει συμμετρική αεροτομή.

Αεροτομές NACA



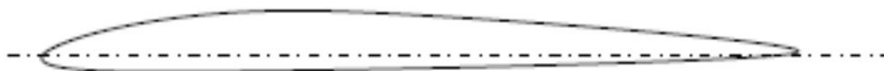
Thick and highly cambered



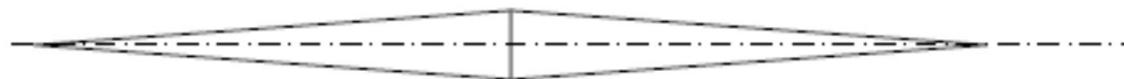
Symmetric



Cambered airfoil with deflected high lift device



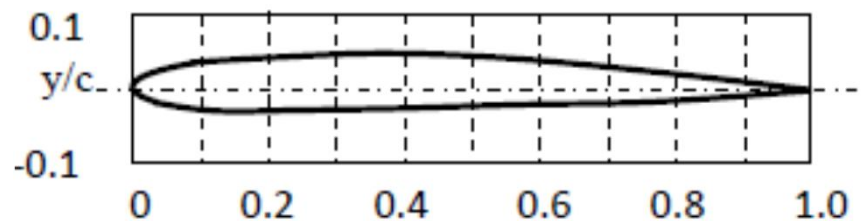
Thin and lightly cambered



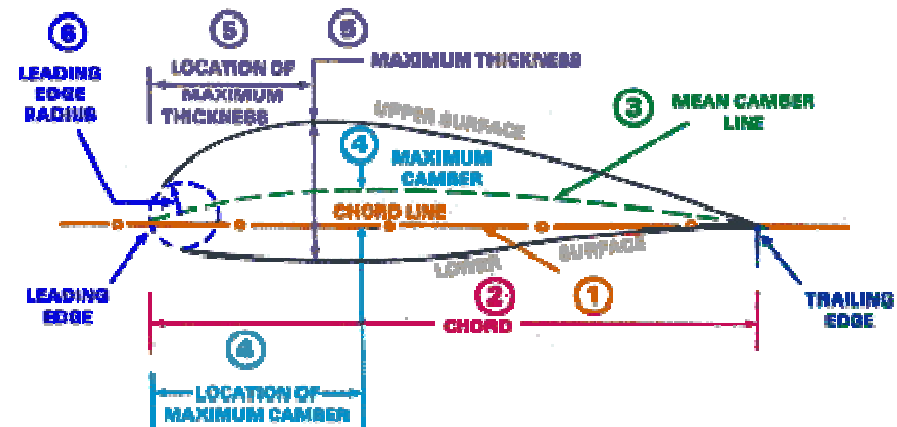
Supersonic double wedge

Αεροτομές NACA - Παράδειγμα

- Η αεροτομή **1408**.



a. NACA 1408 airfoil section



AIRFOIL TERMINOLOGY

- Από το 1^ο ψηφίο => 1% μέγιστο ύψος καμπυλότητας
- Από το 2^ο ψηφίο => το μέγιστο ύψος βρίσκεται στη θέση 40%
- Από τα άλλα 2 ψηφία => 8% μέγιστο πάχος προς χορδή

NACA 4-Digit Series:

4	4	1	2
max camber in % chord	position of max camber in 1/10 of c	max thickness in % of chord	

Αεροτομές NACA

- ✓ Η **πενταψήφια** αεροτομή παράγεται από **1 παραβολή** και **1 ευθεία**.
- ✓ Η μια παραβολή γεννά την καμπυλότητα **από το χείλος προσβολής μέχρι το μέγιστο ύψος** και η ευθεία εννώνει **το μέγιστο ύψος με το χείλος εκφυγής**.
- ✓ Το πρώτο ψηφίο μας δείχνει τα $2/3$ του ιδανικού συντελεστή άντωσης που προσεγγίζει το μέγιστο ύψος καμπυλότητας προς τη χορδή.

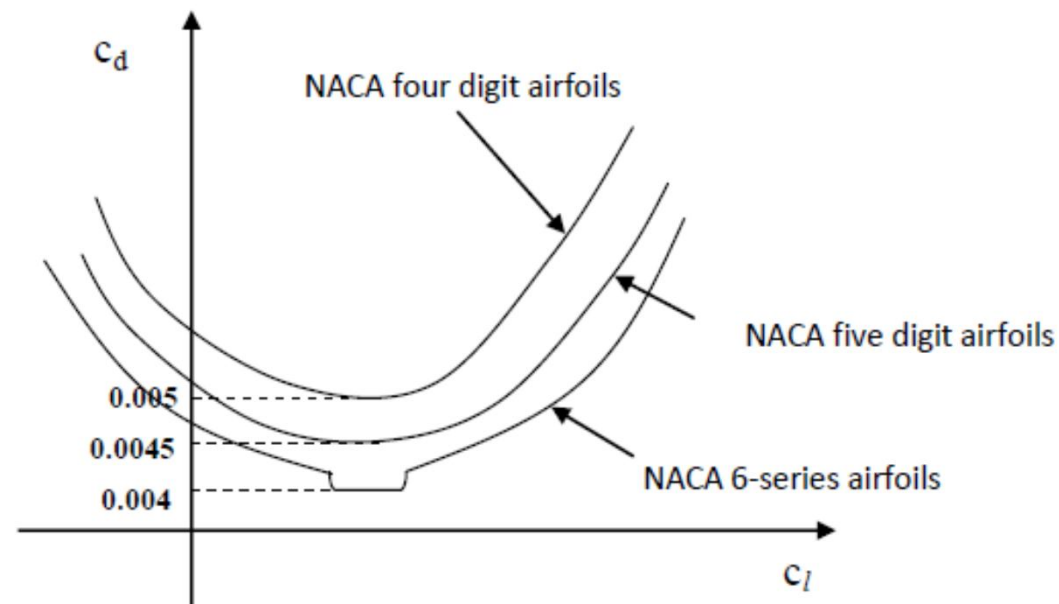
NACA 5-Digit Series:

2	3	0	1	2
approx max	position		max thickness	
camber	of max camber		in % of chord	
in % chord	in 2/100 of c			

Αεροτομές NACA

- ✓ Η **εξαψήφια** αεροτομή αποδίδει καλύτερα αποτελέσματα, εφόσον αποδίδει στρωτή ροή κατά το μεγαλύτερο μέρος της χορδής, άρα διατηρεί και μικρότερο ελάχιστο συντελεστή οπισθέλκουσας.

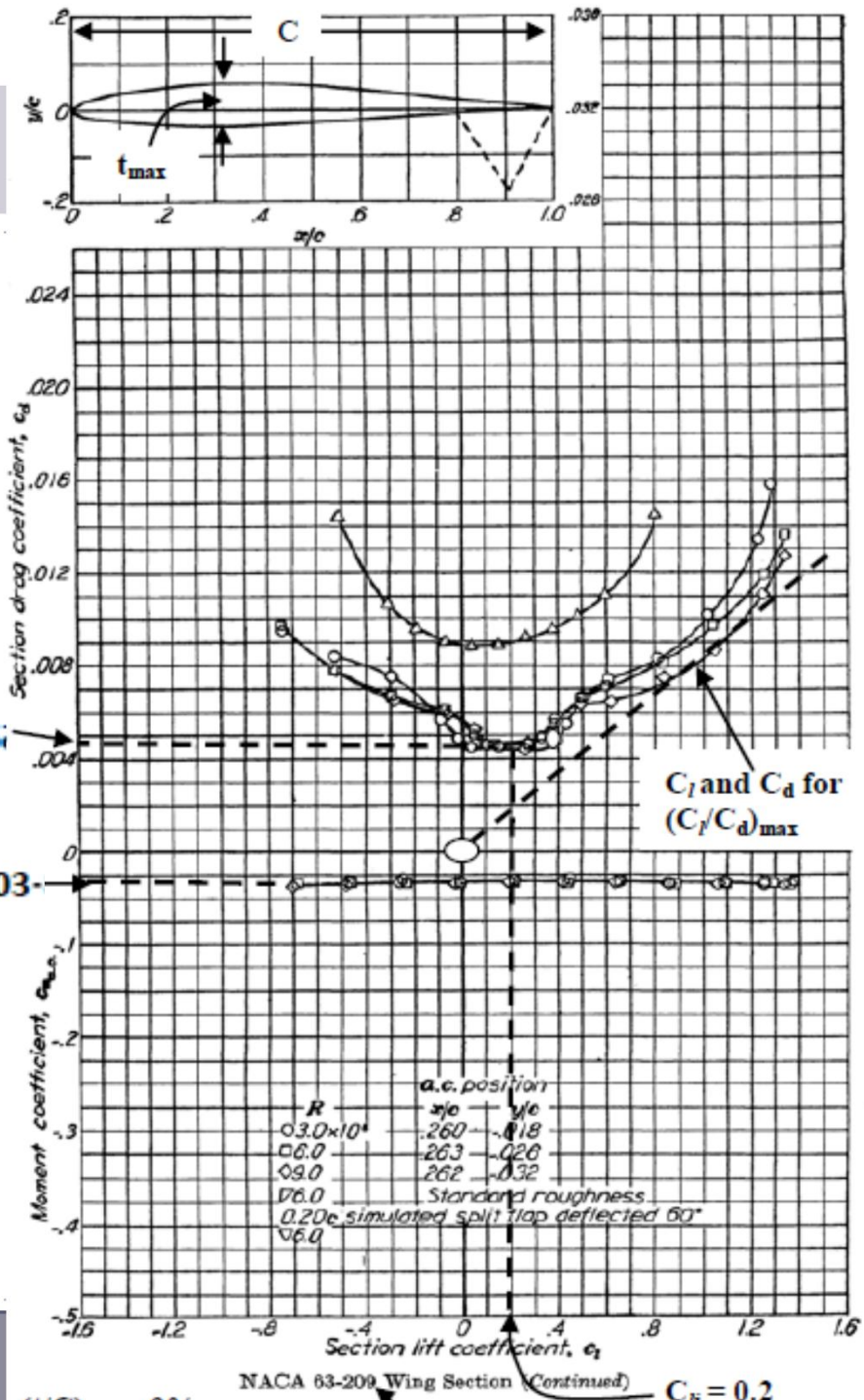
6	3,	2	-	2	1	2
Six-	location	half width		ideal C_l	max thickness	
Series	of min C_p	of low drag		in tenths	in % of chord	
	in 1/10 chord	bucket in 1/10 of C_l				



Παράδειγμα

Προσδιορίστε τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά C_{li} , C_{dmin} , C_m , $(C_l/C_d)_{max}$, α_o (deg), α_s (deg), C_{lmax} , C_{la} (1/rad), $(t/c)_{max}$ της αεροτομής NACA 63-209 airfoil section (flap-up).

- 63-209 => $C_{li} = 0.2$ => $C_{dmin} = 0.0045$
- $C_m = -0.03$
- $(C_l/C_d)_{max} = 0.95/0.008 = 118$
- 63-209 => $(t/c)_{max} = 9\%$



Παράδειγμα

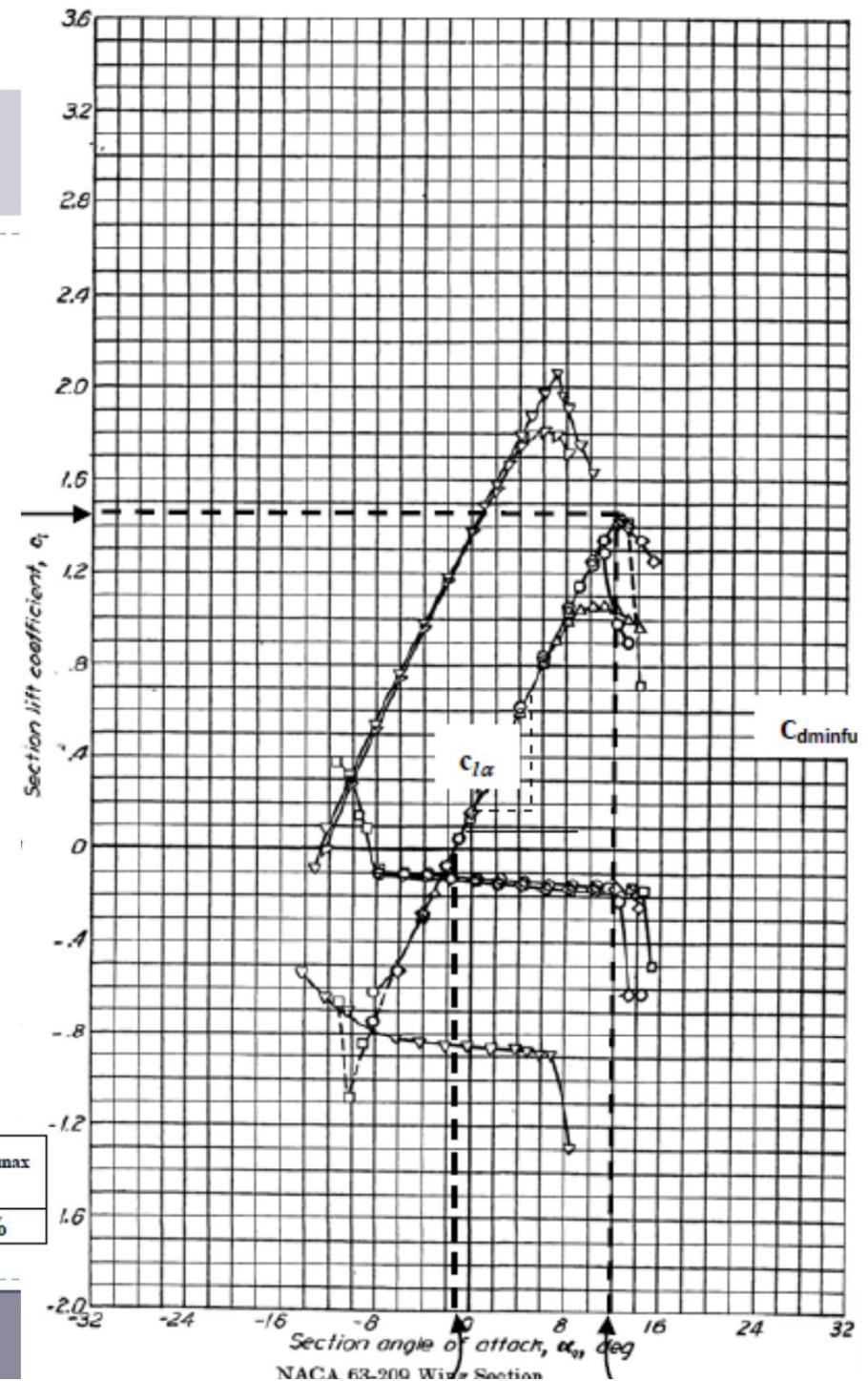
- $\alpha_0 = -1.5$ μοίρες
- $C_{lmax} = 1.45$
- $\alpha_s = 12$ μοίρες

- $C_{l\alpha}$
- ✓ $\alpha = 0 \rightarrow C_l = 0.2$
- ✓ $\alpha = 6 \rightarrow C_l = 0.8$

$$C_{l\alpha} = \frac{dC_l}{d\alpha}$$

- ✓ $\Delta\alpha = 6$ μοίρες = 0.10467 rad
- ✓ $C_{l\alpha} = 0.6 / 0.10467 = 5.73$ 1/rad

$C_{\bar{h}}$	C_{dmin}	C_{m}	$(C_l/C_d)_{max}$	α_0 (deg)	α_s (deg)	C_{lmax}	$C_{l\alpha}$ (1/rad)	$(t/c)_{max}$
0.2	0.0045	-0.03	118	-1.5	12	1.45	5.73	9%



Πρακτικά βήματα επιλογής αεροτομής

1. Υπολογισμός μέσου βάρους α/φους κατά τη διάρκεια πλεύσης

$$W_{avg} = \frac{1}{2}(W_i + W_f) \quad \text{όπου } i \text{ αφορά την αρχή και } f \text{ το τέλος πλεύσης}$$

2. Υπολογισμός ιδανικού συντελεστή άντωσης $C_{Lc} = \frac{2W_{avg}}{\rho V_c^2 S}$
 V_c είναι η ταχύτητα πλεύσης και S η πτερυγική επιφάνεια

3. Υπολογισμός συντελεστή άντωσης πτέρυγας. Προσεγγιστικά ισχύει $C_{Lcw} = \frac{C_{Lc}}{0.95}$

4. Προσεγγιστικός υπολογισμός ιδανικού συντελεστή άντωσης αεροτομής $C_{li} = \frac{C_{Lcw}}{0.9}$

5. Υπολογισμός μέγιστου συντελεστή άντωσης α/φους
όπου ρ_0 η πυκνότητα του αέρα στο επίπεδο της θάλασσας, $C_{Lmax} = \frac{2W_{TO}}{\rho_0 V_s^2 S}$
 V_s η ταχύτητα απώλειας στήριξης

Πρακτικά βήματα επιλογής αεροτομής

6. Υπολογισμός μέγιστου συντελεστή άντωσης πτέρυγας $C_{L_{max_w}} = \frac{C_{L_{max}}}{0.95}$

7. Υπολογισμός μέγιστου συντελεστή άντωσης μικτής πτέρυγας λαμβάνοντας και την ύπαρξη υπεραντωτικής διάταξης $C_{L_{max_{gross}}} = \frac{C_{L_{max_w}}}{0.9}$

8. Επιλογή/σχεδιασμός υπεραντωτικής διάταξης

9. Υπολογισμός συνησφοράς υπεραντωτικής διάταξης στον συντελεστή άντωσης της πτέρυγας ($\Delta C_{l_{HLD}}$)

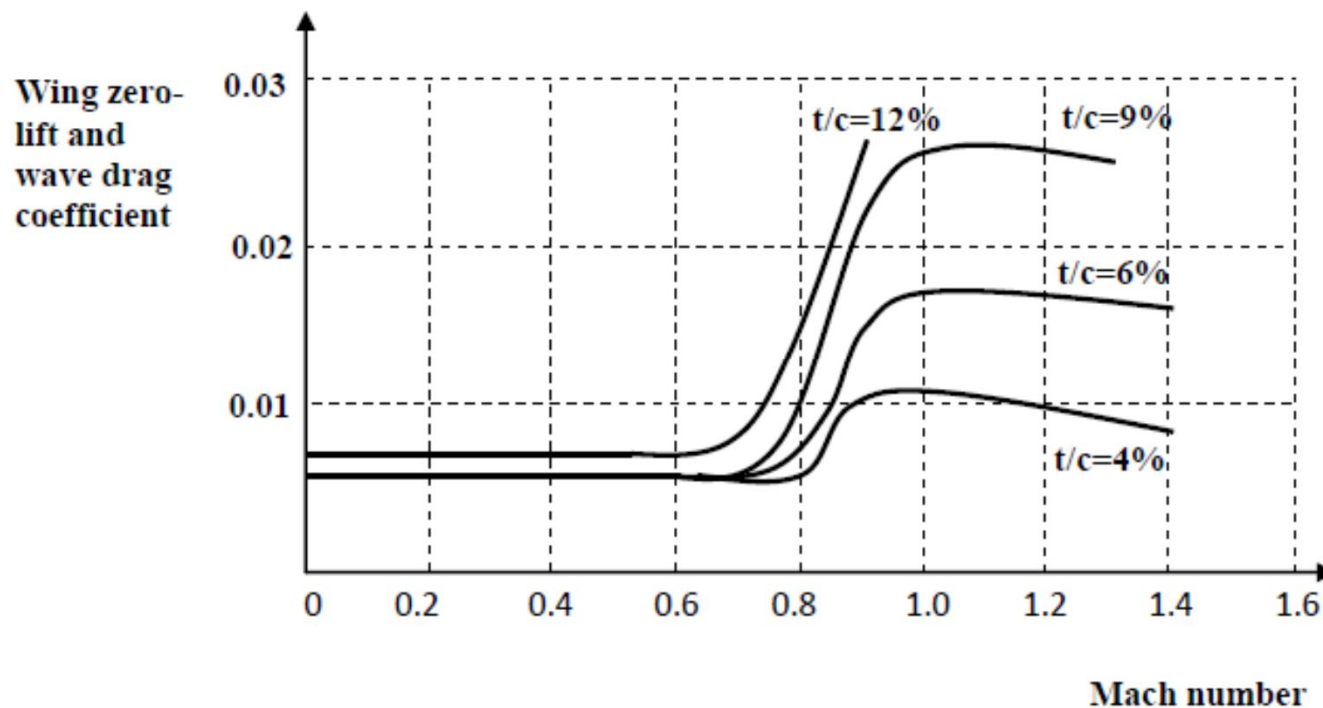
10. Υπολογισμός «καθαρού» μέγιστου συντελεστή άντωσης $C_{l_{max}}$

$$C_{l_{max}} = C_{l_{max_{gross}}} - \Delta C_{l_{HLD}}$$

11. Προσδιορισμός αεροτομών, οι οποίες ικανοποιούν τους επιθυμητούς συντελεστές C_{li} and $C_{l_{max}}$

Πρακτικά βήματα επιλογής αεροτομής

12. Αν η αεροτομή αφορά επιβατικό α/φος υψηλής υποηχητικής ταχύτητας, πρέπει να επιλεγεί η λεπτότερη διατομή, δηλ. με το μικρότερο $(t/c)_{\max}$, ώστε να ελαχιστοποιηθεί η οπισθέλκουσα κοντά στο κρίσιμο αριθμό Mach.



Πρακτικά βήματα επιλογής αεροτομής

13. Μεταξύ των εναλλακτικών σχεδιαστικών επιλογών κατασκευάζεται ένα συγκριτικός πίνακας, για να επιλεγεί η βέλτιστη λύση.

Design objectives	Weight	Airfoil 1	Airfoil 2	Airfoil 3	Airfoil 4	Airfoil 5
C_{dmin}	25%					
C_{mo}	15%					
α_s	15					
α_o	10					
$(C_l/C_d)_{max}$	10%					
$C_{l\alpha}$	5%					
Stall quality	20%					
Summation	100%	64	76	93	68	68

Παράδειγμα

- Επιλέξτε μια αεροτομή NACA για τη πτέρυγα ενός τζετ α/φους γενικής αεροπλοΐας με τα παρακάτω χαρακτηριστικά:

$$m_{TO} = 4000 \text{ kg}, S = 30 \text{ m}^2, V_c = 250 \text{ knot (at 3000 m)}, V_s = 65 \text{ knot (sea level)}$$

- Η υπεραντωτική διάταξη παρέχει $\Delta C_L = 0.81$

$$1. \quad C_{L_c} = \frac{2W_{ave}}{\rho V_c^2 S} = \frac{2 \times 4000 \times 9.81}{0.9 \times (250 \times 0.514)^2 \times 30} = 0.176$$

$$2. \quad C_{L_{c_w}} = \frac{C_{L_c}}{0.95} = \frac{0.176}{0.95} = 0.185$$

$$3. \quad C_{l_i} = \frac{C_{L_{c_w}}}{0.9} = \frac{0.185}{0.9} = 0.205 \cong 0.2$$

Παράδειγμα

$$4. \quad C_{L_{\max}} = \frac{2W_{TO}}{\rho_o V_s^2 S} = \frac{2 \times 4000 \times 9.81}{1.225 \times (65 \times 0.514)^2 \times 30} = 1.909$$

$$5. \quad C_{L_{\max_w}} = \frac{C_{L_{\max}}}{0.95} = \frac{1.909}{0.95} = 2.01$$

$$6. \quad C_{l_{\max_{gross}}} = \frac{C_{L_{\max_w}}}{0.9} = \frac{2.01}{0.9} = 2.233$$

$$7. \quad C_{l_{\max}} = C_{l_{\max_{gross}}} - \Delta C_{l_{\max_{HLD}}} = 2.233 - 0.8 = 1.433$$

8. Συνεπώς πρέπει να βρεθούν αεροτομές που να έχουν $C_{li} = 0.2$,
 $C_{l_{\max}} = 1.43$

633-218, 64-210, 661-212, 662-215, 653-218

Παράδειγμα

633-218, 64-210, 661-212, 662-215, 653-218

Ακολουθώντας την ίδια διαδικασία με το προηγούμενο παράδειγμα κάνοντας χρήση των διαγραμμάτων της NACA βρίσκουμε τα χαρακτηριστικά κάθε αεροτομής

No	NACA	C_{dmin}	C_{mo}	α_s (deg) Flap up	α_o (deg) $\delta_f = 60^\circ$	$(C_l/C_d)_{max}$	Stall quality
1	63 ₃ -218	0.005	-0.028	12	-12	100	Docile
2	64-210	0.004	-0.040	12	-13	75	Moderate
3	66 ₁ -212	0.0032	-0.030	12	-13	86	Sharp
4	66 ₂ -215	0.0035	-0.028	14	-13.5	86	Sharp
5	65 ₃ -218	0.0045	-0.028	16	-13	111	Moderate

- Η αεροτομή 661-212 αποδίδει τη μέγιστη ταχύτητα και το μικρότερο λειτουργικό κόστος εφόσον έχει το μικρότερο C_{dmin} (0.0032).
- Η 653-218 δίνει τη μικρότερη ταχύτητα απώλειας στήριξης διότι έχει την υψηλότερη γωνία απώλειας στήριξης και την μεγαλύτερη διάρκεια αφού έχει την υψηλότερη $(C_l/C_d)_{max}$.
- Η 633-218 αποδίδει ασφαλέστερη πτήση διότι έχει όμαλη καμπύλη
- Οι 1,4,5 έχουν τα μικρότερα προβλήματα ελέγχου πτήσης λόγω C_{mo} (-0.028)

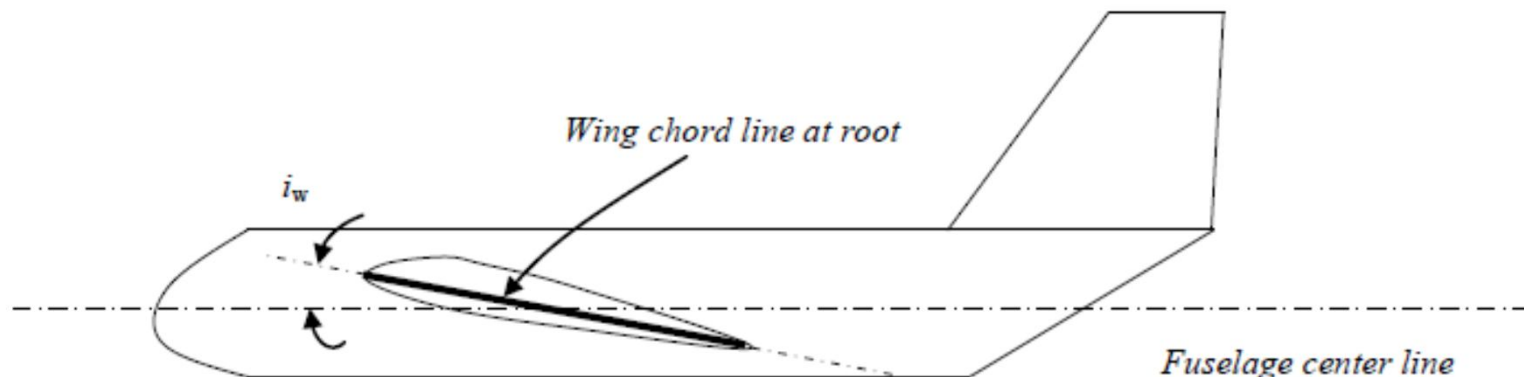
ΑΡΧΕΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ
ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ

ΜΕΡΟΣ 6^ο



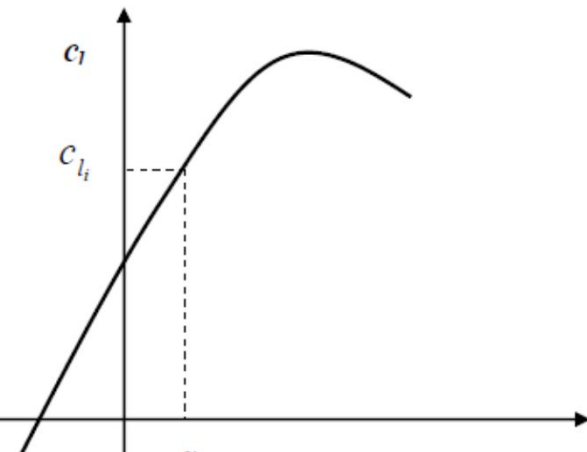
Γωνία πρόσπτωσης

- **Γωνία πρόσπτωσης** είναι η γωνία μεταξύ της **κεντρικής γραμμής της ατράκτου** και της **χορδής της πτέρυγας**.
- Η **κεντρική γραμμή** βρίσκεται στο **επίπεδο συμμετρίας** της **ατράκτου** και είναι συνήθως παράλληλη στο πάτωμα της καμπίνας.
- Η συνήθης πρακτική είναι να είναι σταθερή αυτή η γωνία με τη στήριξη της πτέρυγας στην άτρακτο μέσω σταθερής σύνδεσης, όπως συγκόλληση, κοχλιοσύνδεσης κτλ.



Γωνία πρόπτωσης

- Η γωνία πρόπτωσης της πτέρυγας πρέπει
 1. Να δημιουργεί τον **επιθυμητό** συντελεστή **άντωσης** κατά τη πτήση
 2. Να δημιουργεί την **ελάχιστη οπισθέλκουσα** κατά τη πτήση
 3. Να δημιουργεί μεταβολή (**αύξηση**) στη **γωνία προσβολής** με ασφάλεια κατά τη διάρκεια της απογείωσης.
 4. Να δημιουργεί την **ελάχιστη οπισθέλκουσα της ατράκτου** κατά τη πτήση (η γωνία προσβολής της ατράκτου πρέπει να είναι μηδέν).
- Πρακτικά, η γωνία πρόπτωσης **συμπίπτει** με τη **γωνία προσβολής** στην οποία αντιστοιχεί ο **ιδανικός συντελεστής άντωσης**.
- Κατά τις μεταγενέστερες φάσεις σχεδιασμού, η γωνία μπορεί να αλλάξει ελαφρά προς ικανοποίηση άλλων σχεδιαστικών στόχων.



Γωνία πρόσπτωσης

No	Aircraft	Type	Wing incidence	Cruising speed (knot)
1	Airbus 310	Jet transport	5° 30'	Mach 0.8
2	Fokker 50	Prop-driven transport	3° 30'	282
3	Sukhoi Su-27	Jet fighter	0°	Mach 2.35
4	Embraer FMB-120 Brasilia	Prop-driven transport	2°	272
5	Embraer Tucano	Turbo-Prop Trainer	1° 25'	222
6	Antonov An-26	Turbo-prop Transport	3°	235
7	BAe Jetstream 31	Turbo-prop Business	3°	282
8	BAe Harrier	V/STOL close support	1° 45'	570
9	Lockheed P-3C Orion	Prop-driven transport	3°	328
10	Rockwell/DASA X-31A	Jet combat research	0°	1485
11	Kawasaki	Prop-driven transport	0°	560
12	ATR 42	Prop-driven transport	2°	265
13	Beech Super King Air B200	Turbo-prop Transport	3° 48'	289
14	SAAB 340B	Turbo-prop Transport	2°	250
15	AVRO RJ	Jet Transport	3° 6'	412
16	McDonnell MD-11	Jet Transport	5° 51'	Mach 0.87
17	F-15J Eagle	Fighter	0	> Mach 2.2

Διάταμα (Aspect Ratio)

- **Διάταμα** είναι ο λόγος του **εκπετάσματος** (μήκος πτέρυγας) διά τη μέση αεροδυναμική χορδή.

$$AR = \frac{b}{\bar{C}}$$

- Η πτερυγική επιφάνεια ισούται $S = b \cdot \bar{C}$ $AR = \frac{bb}{Cb} = \frac{b^2}{S}$

- Για την επιλογή πρέπει να ληφθούν υπόψη η επίδρασή του διατάματος σε παραμέτρους όπως οι επιδόσεις, η ευστάθεια, ο έλεγχος, το κόστος, και η ευκολία παραγωγής.

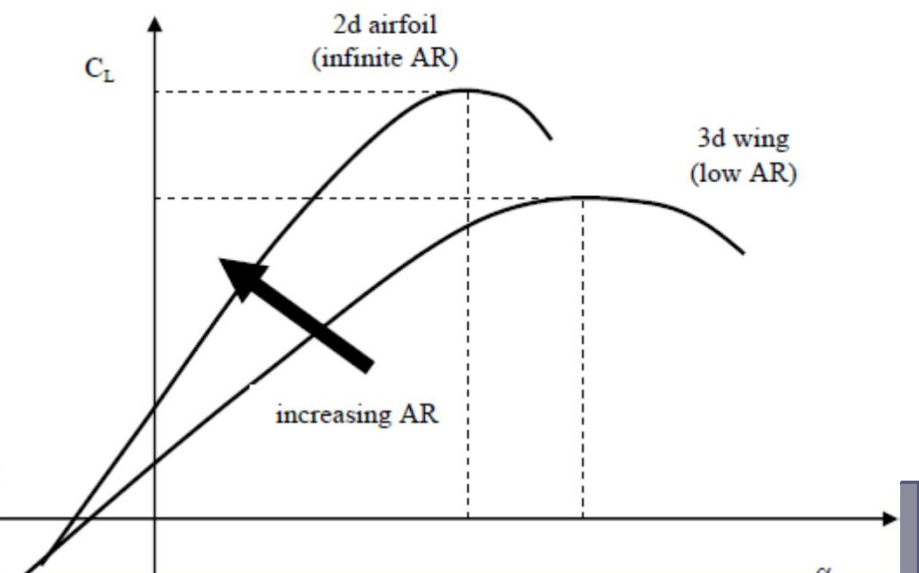
No	Aircraft type	Aspect ratio
1	Hang glider	4-8
2	Glider (sailplane)	20-40
3	Homebuilt	4-7
4	General Aviation	5-9
5	Jet trainer	4-8
6	Low subsonic transport	6-9
7	High subsonic transport	8-12
8	Supersonic fighter	2-4
9	Tactical missile	0.3-1
10	Hypersonic aircraft	1-3

Διάταμα (Aspect Ratio)

- Όσο αυξάνεται το διάταμα μειώνονται οι δίνες ακροπτερυγίου (+↑)
- Όσο αυξάνεται το διάταμα αυξάνεται η κλίση του συντελεστή άντωσης ($C_{L\alpha}$) (+↑)

$$C_{L\alpha} = \frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{C_{l\alpha}}{1 + \frac{C_{l\alpha}}{\pi \cdot AR}}$$

- Όσο αυξάνεται το διάταμα μειώνεται η γωνία απώλειας στήριξης και αυξάνεται το (C_{Lmax}) τείνοντας στη συμπεριφορά της αεροτομής. Το οριζόντιο ουραίο πρέπει να έχει μικρότερο διάταμα άρα μεγαλύτερη γωνία απώλειας στήριξης, ώστε να επιτρέπει ασφαλή ανάκτηση ευστάθειας. (+↑)



Διάταμα (Aspect Ratio)

- Όσο αυξάνεται το \sqrt{AR} αυξάνεται το $(L/D)_{\max}$ (+↑)
$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D_0}}} \quad K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR}$$
- Όσο αυξάνεται το διάταμα αυξάνεται ο συντελεστής επαγωγικής οπισθέλκουσας (C_{Di}) (+↓)
- Όσο αυξάνεται το διάταμα πτέρυγα γίνεται βαρύτερη άρα περισσότερο κόστος και απαίτηση ισχυρότερη ρίζα πτέρυγας. (+↓)
- Όσο αυξάνεται το διάταμα, αυξάνεται η ροπή αδράνειας στο διαμήκη άξονα, άρα δημιουργεί δυσκολία στον ελιγμό.
- Εάν η δεξαμενή καυσίμου τοποθετηθεί στη πτέρυγα βοηθά το μικρότερο διάταμα, διότι επιτρέπει τη συγκέντρωση του συστήματος καυσίμου. (+↓)

Διάταμα (Aspect Ratio)

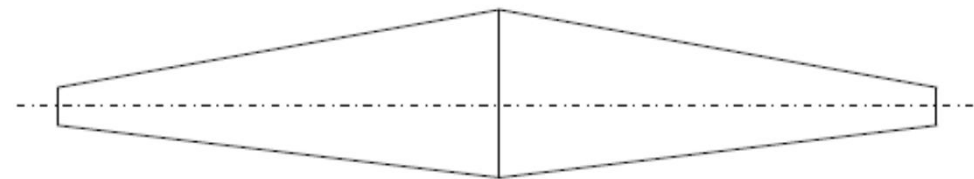
- Όσο αυξάνεται το διάταμα αυξάνεται το βέλος κάμψης κατά την απογείωση προς τα κάτω, και προς τα πάνω κατά τη πλεύση. Η κατασκευή πτέρυγας μεγάλου διατάματος και μεγάλης δυσκαμψίας είναι τεχνικά δύσκολη. (+↓)
- Μια μικρότερου διατάματος πτέρυγα απαιτεί μικρότερο κόστος από μια μεγαλύτερου διατάματος (C_{Di}) (+↓).
- Το μεγάλο διάταμα είναι ευαίσθητο σε μεγάλες ταχύτητες (+↓).
- ❑ Για την επιλογή του διατάματος ενδείκνυται η κατασκευή πίνακα σχεδιασμού με στάθμιση των αναγκών του υπό σχεδίαση α/φους.

Λόγος Εκλέπτυνσης (Taper Ratio)

- Λόγος εκλέπτυνσης είναι ο λόγος του μήκους χορδής στο άκρο προς τη ρίζα της πτέρυγας. $\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad 0 \leq \lambda \leq 1$
- Η κατά μήκος της πτέρυγας κατανομή της άντωσης σε ορθογώνια πτέρυγα δεν είναι ελλειπτική, που είναι επιθυμητό για την ελαχιστοποίηση της οπισθέλκουσας.
- Στο άκρο της πτέρυγας ενώ είναι μικρή η τιμή της άντωσης που λαμβάνει, υπάρχει πολύ υλικό.



a. Rectangle ($\lambda = 1$)



b. Trapezoid $0 < \lambda < 1$ (straight tapered)

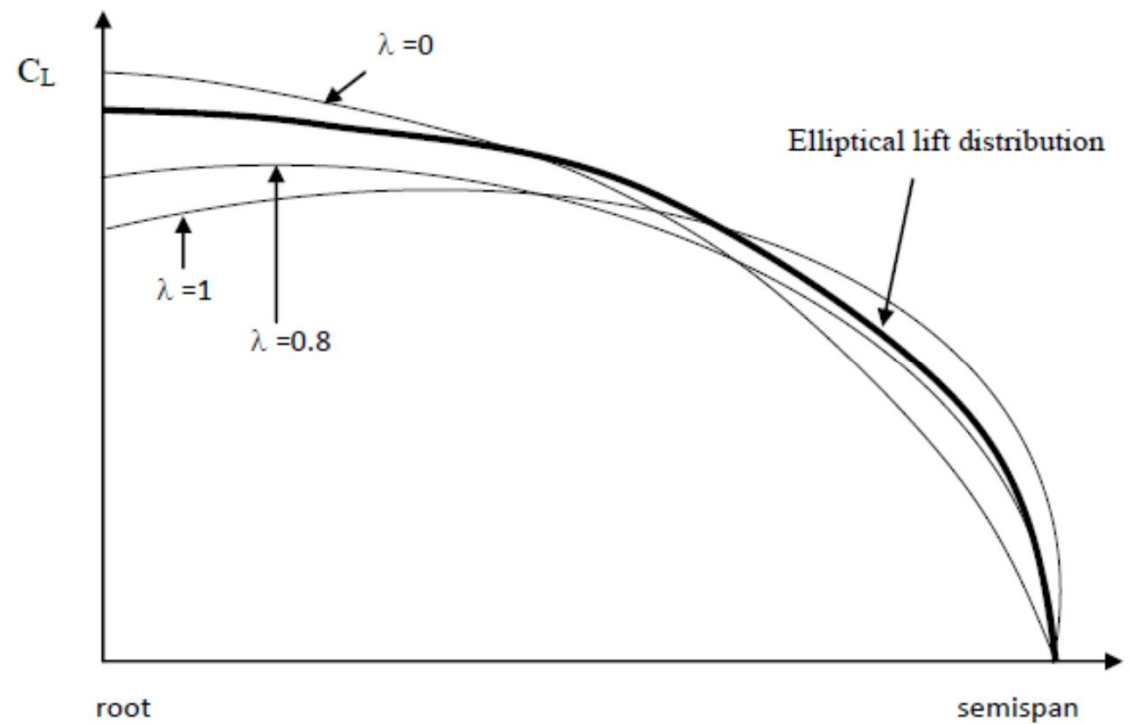
Λόγος Εκλέπτυνσης (Taper Ratio)

- Η εκλέπτυνση αλλάζει-βελτιώνει τη μορφή της **κατανομής της άντωσης**.
- Αυξάνει το **κόστος** κατασκευής.
- **Μειώνει το βάρος** της πτέρυγας, διότι μετατοπίζεται το κέντρο βάρους προς την άτρακτο => η καμπτική ροπή στη ρίζα της πτέρυγας είναι μικρότερη => λιγότερο φορτίο => λιγότερο υλικό => λιγότερο βάρος.
- Αυξάνει την **ευστάθεια** και τον **έλεγχο** στη περιστροφή κατά το **διαμήκη άξονα**.
- ☐ Ανάλογα με τις απαιτήσεις του σχεδιασμού επιλέγεται ο λόγος εκλέπτυνσης. Αν μας ενδιαφέρει η εύκολη κατασκευή και το κόστος τότε $\lambda = 0$, διαφορετικά $\lambda > 0$.

Λόγος Εκλέπτυνσης (Taper Ratio)

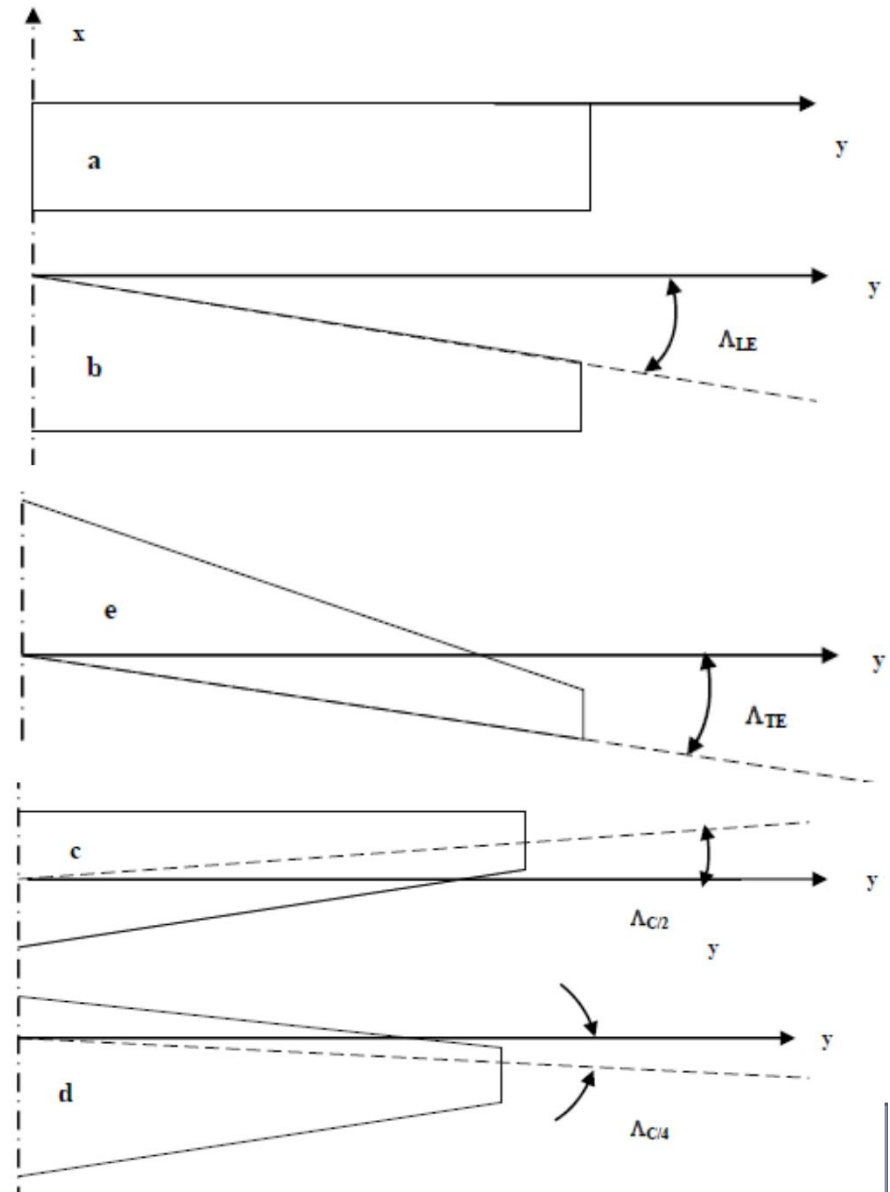
- Η μέση αεροδυναμική χορδή υπολογίζεται από

$$\bar{C} = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)$$



Γωνία βέλους (Sweep Angle)

- Η γωνία μεταξύ του άξονα y του α/φους και της ακμής προσβολής της πτέρυγας λέγεται **γωνία βέλους ακμής χείλους προσβολής**. (Λ_{LE})
- Η γωνία μεταξύ του άξονα y του α/φους και της ακμής εκφυγής της πτέρυγας λέγεται **γωνία βέλους ακμής χείλους εκφυγής**. (Λ_{TE})
- Ορίζονται επίσης οι γωνίες βέλους δευτέρου ($\Lambda_{c/2}$) και τετάρτου χορδής ($\Lambda_{c/4}$).



Γωνία βέλους (Sweep Angle)

- Η γωνία βέλους επιλέγεται με τον εξής τρόπο
 1. Αν η ταχύτητα είναι μέχρι **0.3 Mach** που είναι η οριακή ταχύτητα πάνω από την οποία πρέπει να ληφθεί η συμπιεστή ροή, η γωνία βέλους προτείνεται να είναι **μηδέν**. Σε μια τέτοια περίπτωση μια γωνία 5 μοίρες θα μειώσει την οπισθέλκουσα κατά 2%, ενώ το κόστος θα ανέβει κατά 15% και θα προσθέσει πολυπλοκότητα στη κατασκευή.

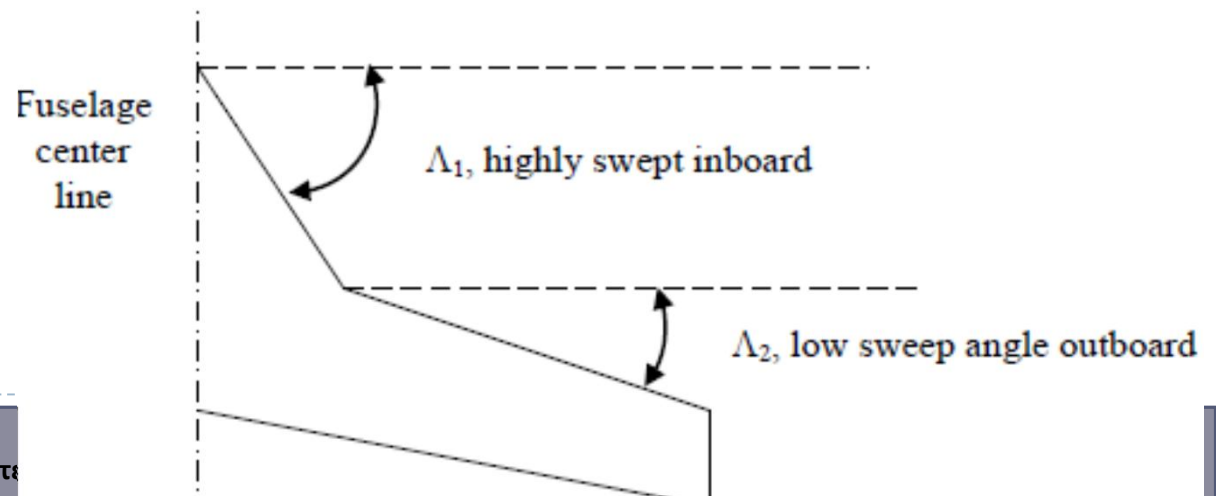
2. Για **υψηλές** υποηχητικές και υπερηχητικές **ταχύτητες**, μπορεί να θεωρηθεί μια **αρχική τιμή** από

$$\Lambda = 1.2 \times (90 - \mu) \quad \mu = \sin^{-1} \left(\frac{1}{M} \right)$$

- Η **τελική τιμή** θα προσδιορισθεί από **υπολογισμούς και αναλύσεις** που έχουν να κάνουν με την αεροδυναμική, τις επιδόσεις, την ευστάθεια, τον έλεγχο, τη δομή, το κόστος και την ευκολία παραγωγής.

Γωνία βέλους (Sweep Angle)

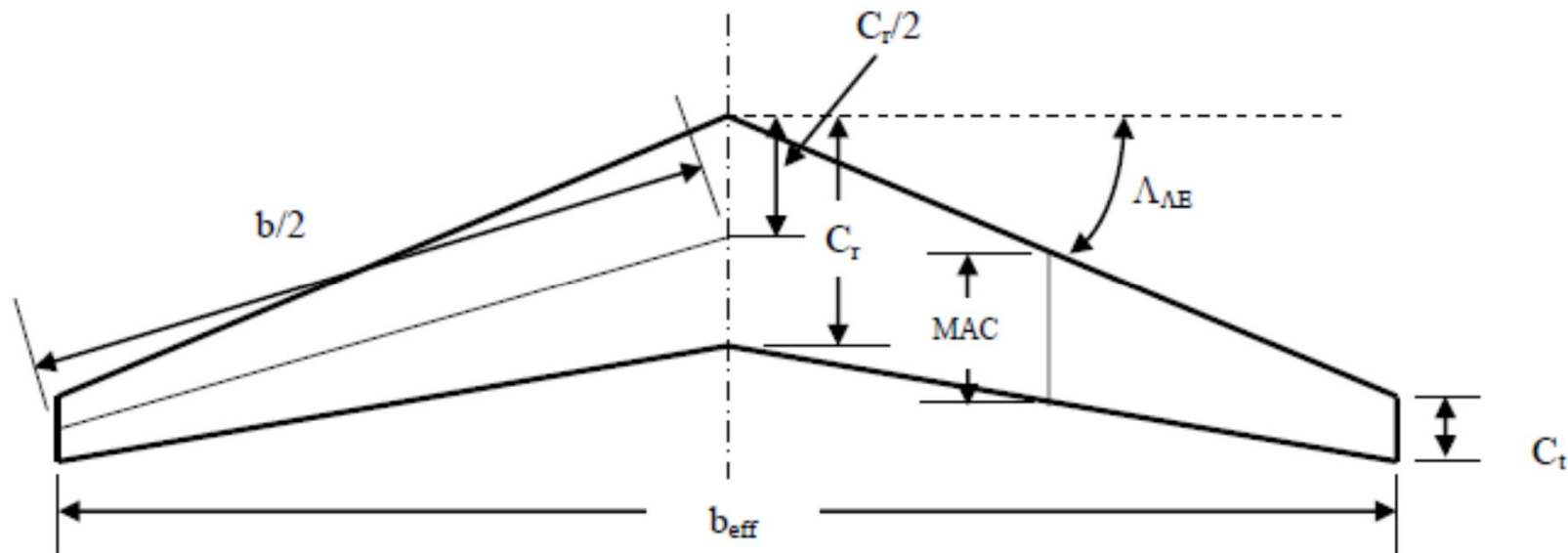
- Για αεροσκάφη τα οποία λειτουργούν σε διαφορετικές συνθήκες, μπορεί να απαιτούνται διαφορετικές γωνίες βέλους.
- Μια λύση είναι η **μεταβλητή γωνία βέλους**, η οποία έχει το μειονέκτημα χαμηλότερης δομικής αξιοπιστίας, εξαιτίας της παρουσίας κινητών μερών.
- Μια γωνία βέλους μπορεί να μην ικανοποιεί πλήρως τις απαιτήσεις του σχεδιασμού. Για παράδειγμα, μια πολύ υψηλή τιμή γωνίας ικανοποιεί τις απαιτήσεις πλεύσης σε υψηλές ταχύτητες, αλλά σε χαμηλές υποηχητικές δεν είναι ικανοποιητικά ελέγξιμο και εγκάρσια ευσταθές.



Ενεργό εκπέτασμα και ενεργό διάταμα

- Το ενεργό εκπέτασμα είναι το μήκος μεταξύ των δυο άκρων παράλληλο στο y άξονα του α/φ ους.
- Το ενεργό διάταμα ορίζεται ως εξής

$$AR_{eff} = \frac{b_{eff}^2}{S}$$



Παράδειγμα

- Ένα αεροσκάφος έχει πτερυγική επιφάνεια $S = 20\text{m}^2$, λόγο διατάματος $AR = 8$, και λόγο εκλέπτυνσης $\lambda = 0.6$. Απαιτείται η γωνία βέλους δευτέρου χορδής να είναι μηδέν. Βρείτε τη χορδή ακροπτερυγίου, τη χορδή ρίζας, τη μέση αεροδυναμική χορδή, το εκπέτασμα, τη γωνία βέλους ακμής προσβολής, ακμής εκφυγής, και τετάρτου χορδής.

$$AR = \frac{b^2}{S} \Rightarrow b = \sqrt{S \cdot AR} = \sqrt{20 \times 8} \Rightarrow b = 12.65 \text{ m} \quad \text{εκπέτασμα}$$

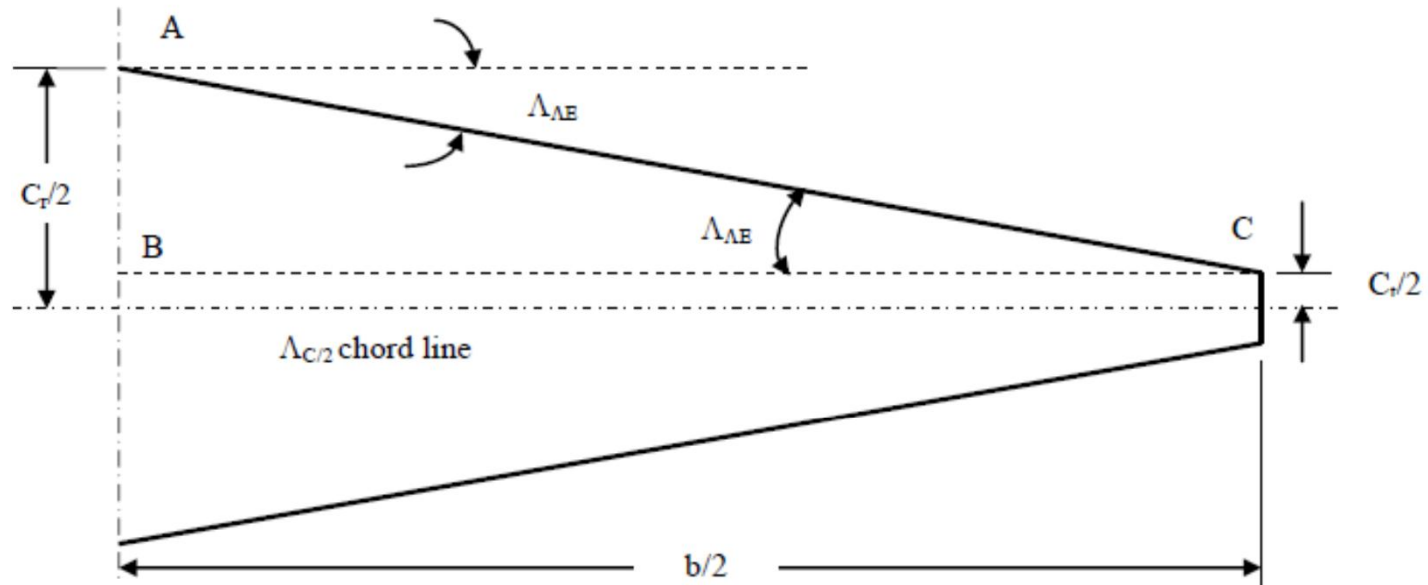
$$AR = \frac{b}{C} \Rightarrow \bar{C} = \frac{b}{AR} = \frac{12.65}{8} \Rightarrow \bar{C} = 1.58 \text{ m} \quad \text{Μέση αεροδυναμική χορδή}$$

$$\bar{C} = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \Rightarrow 1.58 = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1 + 0.6 + 0.6^2}{1 + 0.6} \right) \Rightarrow C_r = 1.936 \text{ m} \quad \text{Χορδή ρίζας}$$

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \Rightarrow 0.6 = \frac{C_t}{1.935} \Rightarrow C_t = 1.161 \text{ m} \quad \text{Χορδή ακροπτερυγίου}$$

Παράδειγμα

- Εφόσον $\Lambda_{C/2} = 0$, οι άλλες γωνίες μπορούν να βρεθούν τριγωνομετρικά



$$\tan(\Lambda_{LE}) = \frac{AB}{BC} \Rightarrow \Lambda_{LE} = \tan^{-1} \left(\frac{\frac{C_r}{2} - \frac{C_t}{2}}{b/2} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{1.936 - 1.161}{12.65/2} \right) \Rightarrow \Lambda_{LE} = 3.5 \text{ deg}$$

$$\Lambda_{TE} = -3.5 \text{ deg}$$

$$\Lambda_{C/4} = \tan^{-1} \left(\frac{\frac{C_r - C_t}{4}}{b/2} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{1.936 - 1.161}{12.65/2} \right) \Rightarrow \Lambda_{C/4} = 1.753 \text{ deg}$$

Παράδειγμα

- Ένα αεροσκάφος έχει πτερυγική επιφάνεια $S = 20\text{m}^2$, λόγο διατάματος $AR = 8$, και λόγο εκλέπτυνσης $\lambda = 0.6$. Απαιτείται η γωνία βέλους δευτέρου χορδής να είναι 30 μοίρες. Βρείτε τη χορδή ακροπτερυγίου, τη χορδή ρίζας, τη μέση αεροδυναμική χορδή, το εκπέτασμα, τη γωνία βέλους ακμής προσβολής, ακμής εκφυγής, και τετάρτου χορδής.

$$AR = \frac{b^2}{S} \Rightarrow b = \sqrt{S \cdot AR} = \sqrt{20 \times 8} \Rightarrow b = 12.65 \text{ m} \quad \text{εκπέτασμα}$$

$$AR = \frac{b}{\bar{C}} \Rightarrow \bar{C} = \frac{b}{AR} = \frac{12.65}{8} \Rightarrow \bar{C} = 1.58 \text{ m} \quad \text{Μέση αεροδυναμική χορδή}$$

$$\bar{C} = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \Rightarrow 1.58 = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1 + 0.6 + 0.6^2}{1 + 0.6} \right) \Rightarrow C_r = 1.936 \text{ m} \quad \text{Χορδή ρίζας}$$

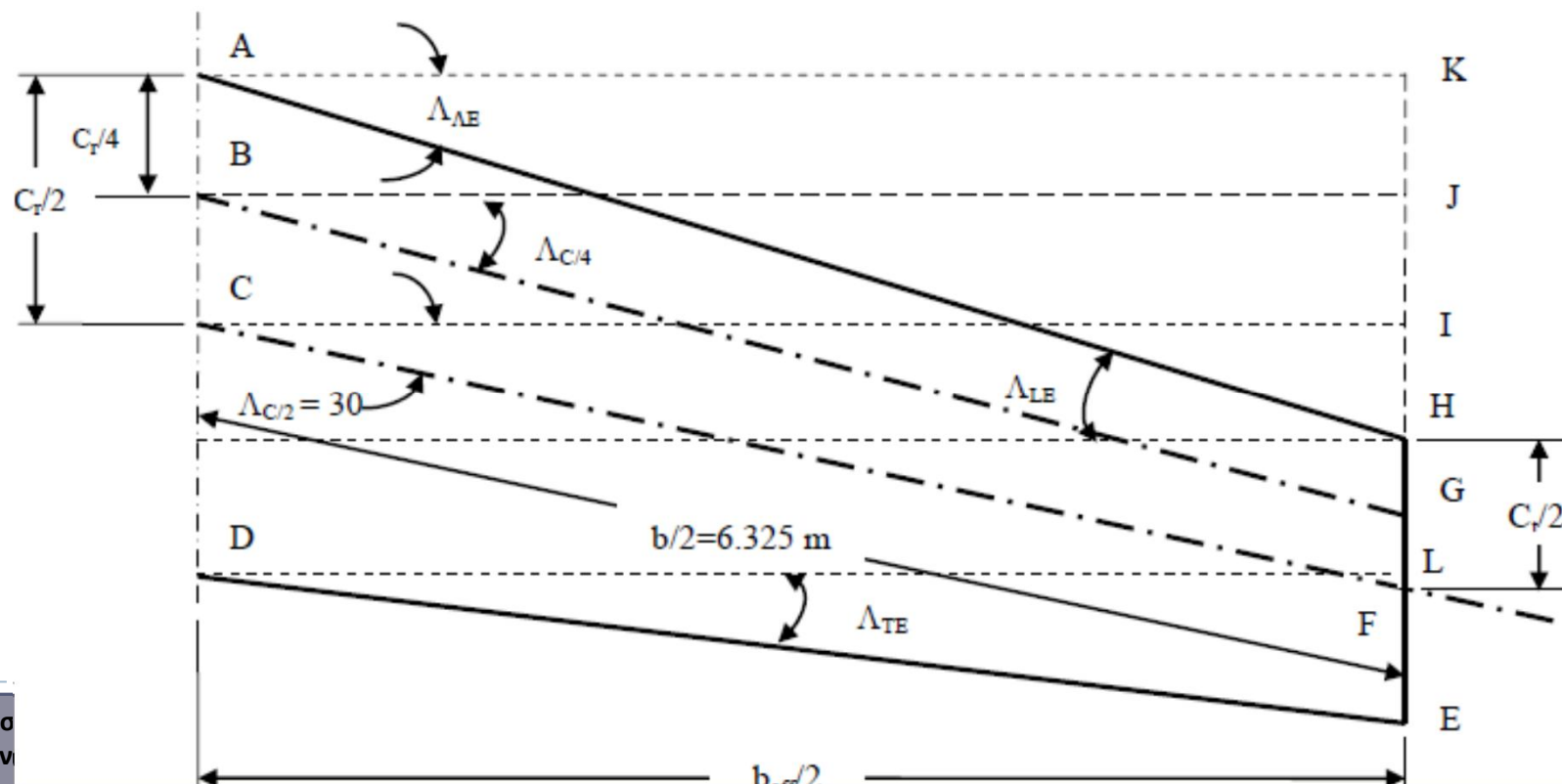
$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \Rightarrow 0.6 = \frac{C_t}{1.935} \Rightarrow C_t = 1.161 \text{ m} \quad \text{Χορδή ακροπτερυγίου}$$

Παράδειγμα

- Εφόσον $\Lambda_{C/2} = 30$, οι άλλες γωνίες μπορούν να βρεθούν τριγωνομετρικά

$$\sin(\Lambda_{C/2}) = \frac{FI}{b/2} \Rightarrow FI = \frac{12.65}{2} \sin(30) = 3.1625 \text{ m}$$

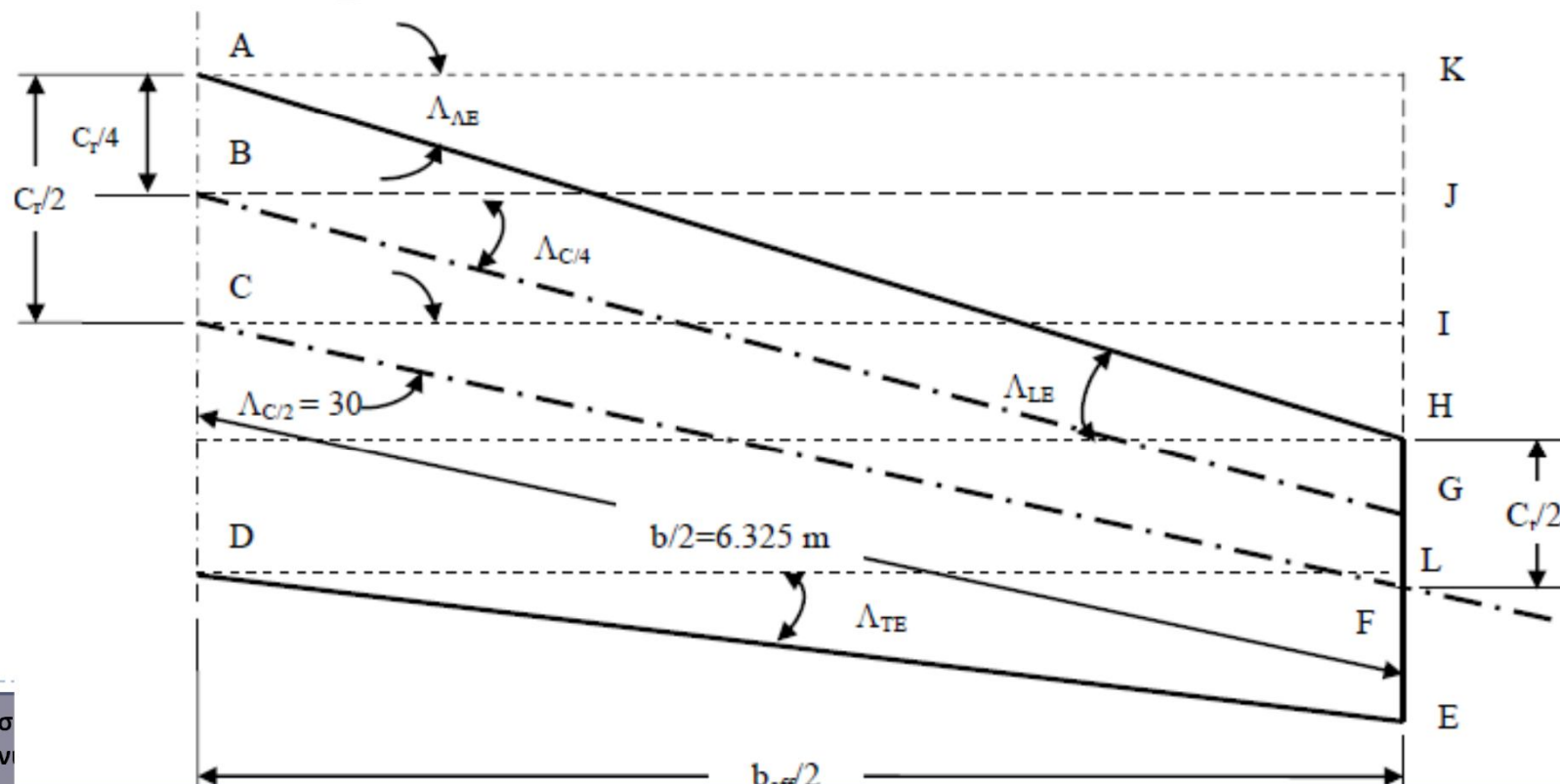
$$(CI)^2 + (FI)^2 = (CF)^2 \Rightarrow CI = \sqrt{(CF)^2 - (FI)^2} \Rightarrow \frac{b_{\text{eff}}}{2} = \sqrt{\left(\frac{12.65}{2}\right)^2 - 3.1625^2} \Rightarrow b_{\text{eff}} = 10.955 \text{ m}$$



Παράδειγμα

$$AR_{\text{eff}} = \frac{b_{\text{eff}}^2}{S} = \frac{10.955^2}{20} \Rightarrow AR_{\text{eff}} = 6 \quad IH = FI - \frac{C_t}{2} = 3.1625 - \frac{1.161}{2} = 2.582 \text{ m}$$

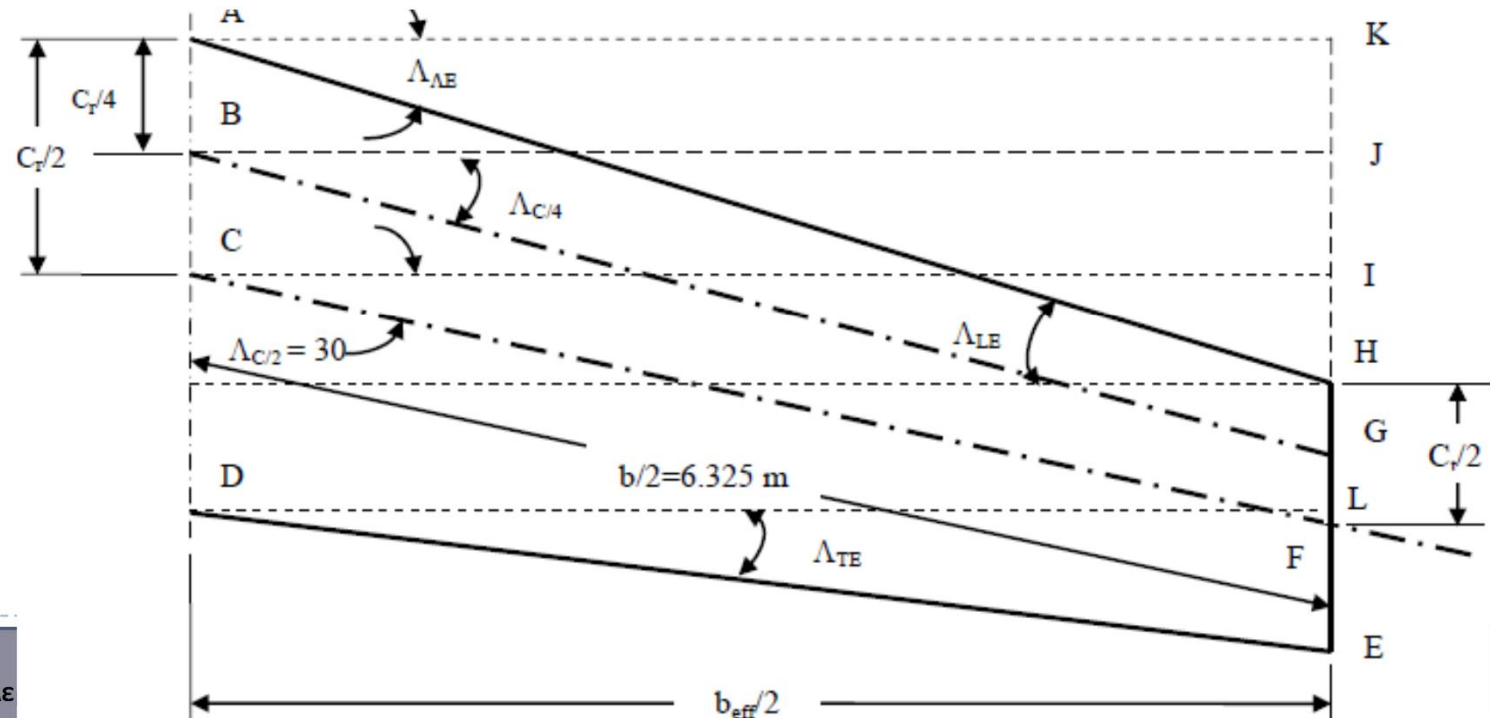
$$\tan(\Lambda_{LE}) = \frac{KH}{AK} = \frac{KI + IH}{\frac{b_{\text{eff}}}{2}} = \frac{\frac{C_r}{2} + 2.582}{\frac{10.955}{2}} = \frac{\frac{1.936}{2} + 2.582}{\frac{10.955}{2}} = 0.648 \Rightarrow \Lambda_{LE} = 33 \text{ deg}$$



Παράδειγμα

$$\tan(\Lambda_{C/4}) = \frac{GJ}{BJ} = \frac{GH + JH}{\frac{b_{\text{eff}}}{2}} = \frac{\frac{C_t}{4} + KH - KJ}{\frac{b_{\text{eff}}}{2}} = \frac{\frac{C_t}{4} + (KI + IH) - KJ}{\frac{b_{\text{eff}}}{2}} = \frac{\frac{C_t}{4} + \left(\frac{C_r}{2} + 2.582\right) - \frac{C_r}{4}}{\frac{b_{\text{eff}}}{2}}$$

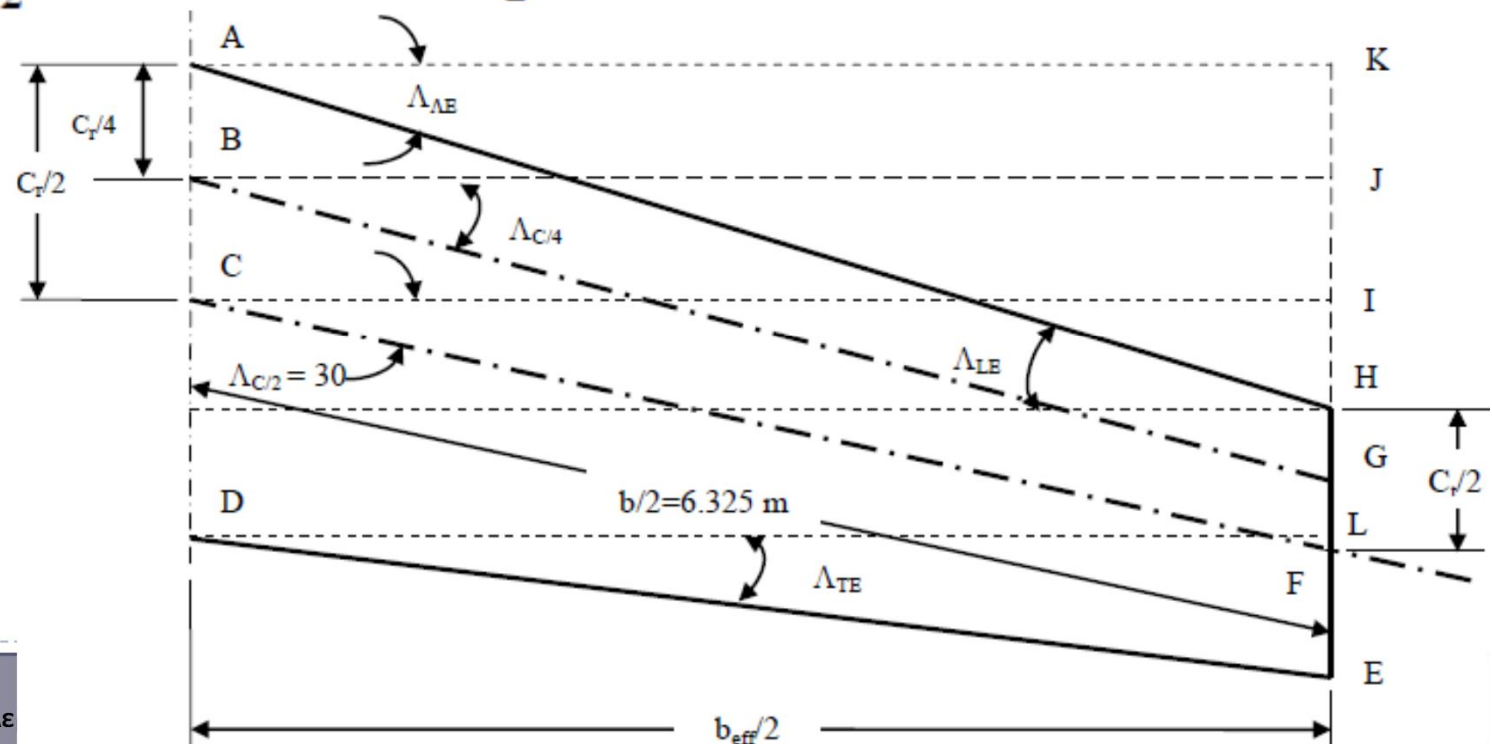
$$= \frac{\frac{1.161}{4} + \left(\frac{1.936}{2} + 2.582\right) - \frac{1.936}{4}}{\frac{10.955}{2}} = 0.613 \Rightarrow \Lambda_{C/4} = 31.5 \text{ deg}$$



Παράδειγμα

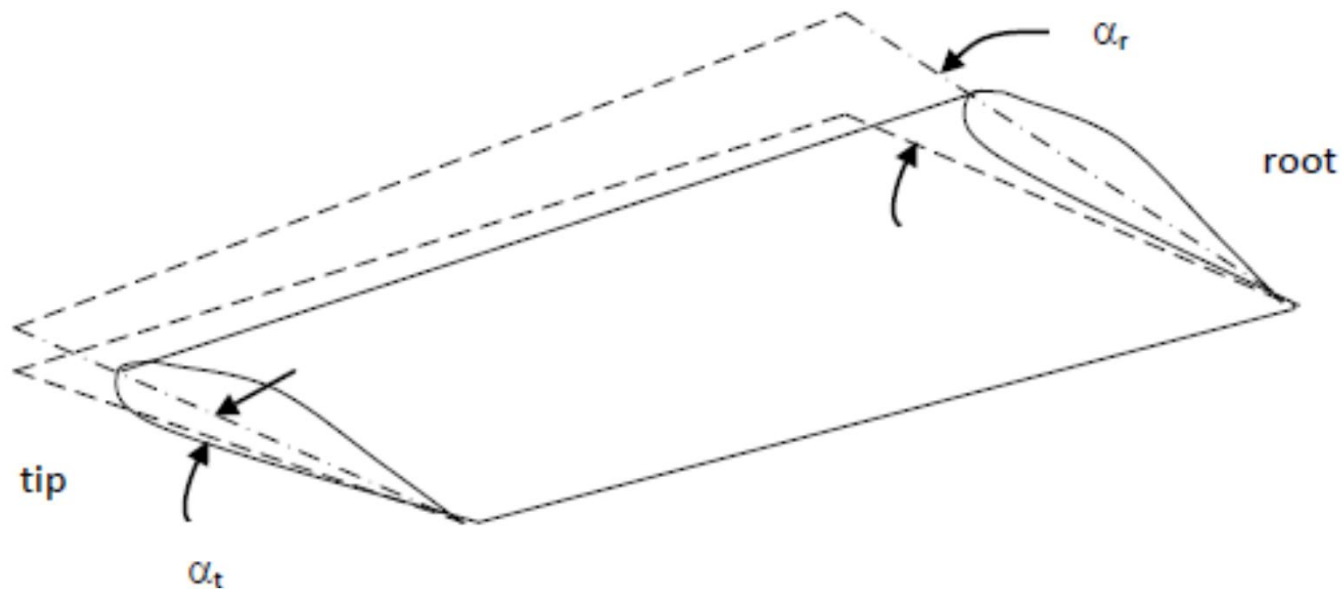
$$\tan(\Lambda_{TE}) = \frac{EL}{LD} = \frac{EK - KL}{\frac{b_{eff}}{2}} = \frac{EK - C_r}{\frac{b_{eff}}{2}} = \frac{\frac{C_t}{2} + KH - C_r}{\frac{b_{eff}}{2}} = \frac{\frac{C_t}{2} + (KI + IH) - C_r}{\frac{b_{eff}}{2}}$$

$$= \frac{\frac{C_t}{2} + \left(\frac{C_r}{2} + 2.582\right) - C_r}{\frac{b_{eff}}{2}} = \frac{\frac{1.161}{2} + (2.582) - \frac{1.936}{2}}{\frac{10.955}{2}} = 0.401 \Rightarrow \Lambda_{TE} = 21.85 \text{ deg}$$



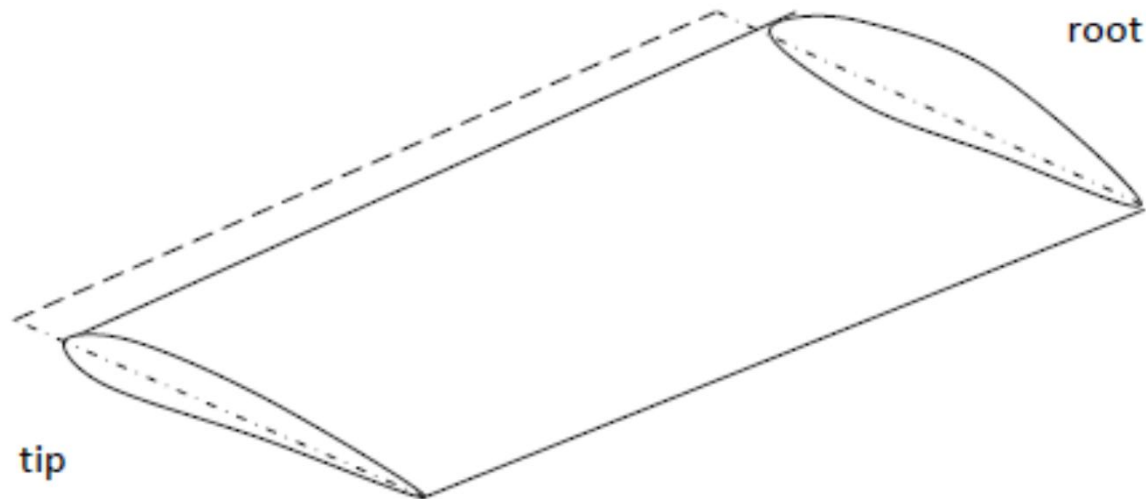
Γωνία συστροφής (Twist Angle)

- Η γωνία πρόσπτωσης της αεροτομής στη ρίζα είναι συνήθως μεγαλύτερη από ότι στο ακροπτερύγιο. Η διαφορά στη γωνία αποτελεί ουσιαστικά μια συστροφή της πτέρυγας και ονομάζεται **γωνία συστροφής** και σε αυτή τη περίπτωση είναι αρνητική.
- Αυτό σημαίνει ότι η γωνία προσβολής μικραίνει κατά μήκος της πτέρυγας. Αυτού του είδους η συστροφή ονομάζεται **γεωμετρική συστροφή**.



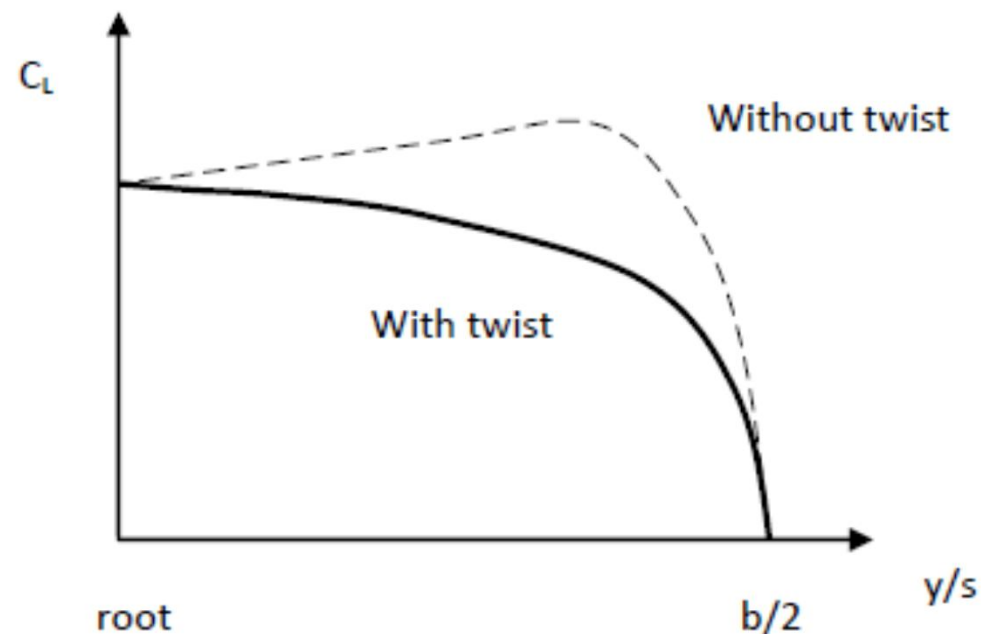
Γωνία συστροφής (Twist Angle)

- Σε αρκετά αεροσκάφη, υπάρχει **διαφορετικός τύπος αεροτομής** κατά μήκος της πτέρυγας με **διαφορετική γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης**.
- Αυτό αποτελεί την **αεροδυναμική συστροφή**.
- Συνήθως, στη ρίζα η αεροτομή έχει μεγαλύτερη **γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης** από ότι στο ακροπτερύγιο και είναι λεπτότερη στο ακροπτερύγιο.



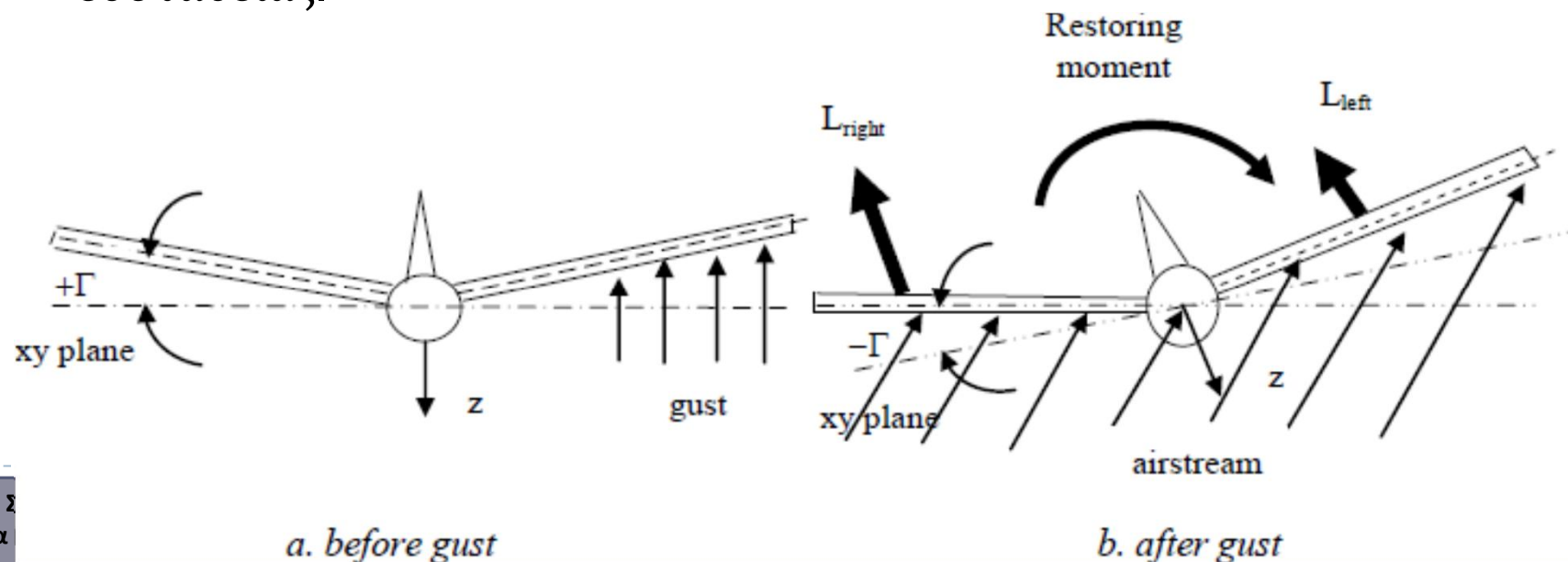
Γωνία συστροφής (Twist Angle)

- **Σκοπός** της γωνίας συστροφής είναι
 1. Η αποφυγή της απώλειας στήριξης πρώτα στο ακροπτερύγιο από ότι στη ρίζα.
 2. Η μετατροπή του της κατανομής της άντωσης σε ελλειπτική.
- Ένα **αρνητικό αποτέλεσμα** της συστροφής είναι η **μείωση** της άντωσης



Διέδρη Γωνία (Dihedral Angle)

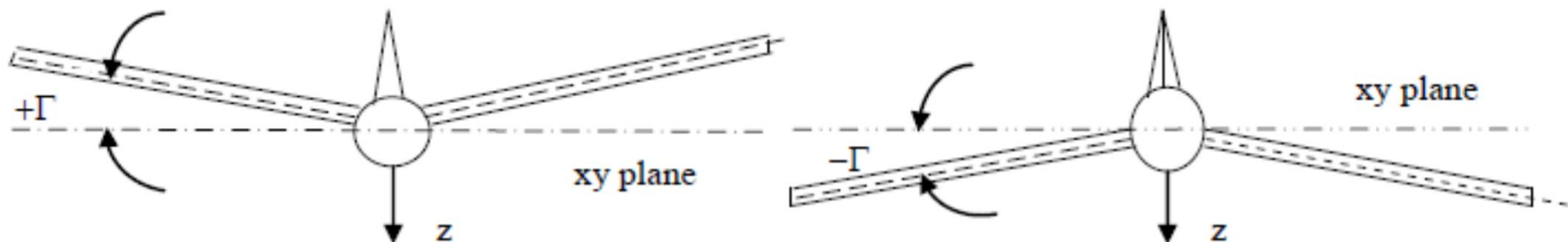
- Παρατηρώντας την πρόοψη του α/φους, η γωνία που σχηματίζει η πτέρυγα με το επίπεδο xy του α/φους ονομάζεται **διέδρη γωνία (Γ)**.
- Αν η γωνία είναι **πάνω** από το επίπεδο xy τότε είναι **θετική**.
- Για λόγους συμμετρίας και τα **δύο μέρη** της πτέρυγας πρέπει να έχουν την **ίδια διέδρη κλίση**.
- Η θετική διέδρη κλίση υιοθετείται για την βελτίωση της εγκάρσιας ευστάθειας.



Δίεδρη Γωνία (Dihedral Angle)

- Η θέση της πτέρυγας στα **υψηλοπτέρυγα** α/φη παρέχει **περισσότερη εγκάρσια ευστάθεια** από την απαιτούμενη.
- Μια σχεδιαστική επιλογή είναι η **αρνητική δίεδρη γωνία**, η οποία καθιστά το α/φος **λιγότερο ευσταθές**, αλλά ταυτοχρόνως **πιο ελέγξιμο** στη περιστροφή γύρω από το διαμήκη άξονα.
- Η δίεδρη γωνία, παρατηρώντας την κάτοψη μιας πτέρυγας μικραίνει την ενεργή επιφάνεια, άρα και την άντωση.

$$S_{eff} = S_{ref} \cos(\Gamma)$$



Δίεδρη Γωνία (Dihedral Angle)

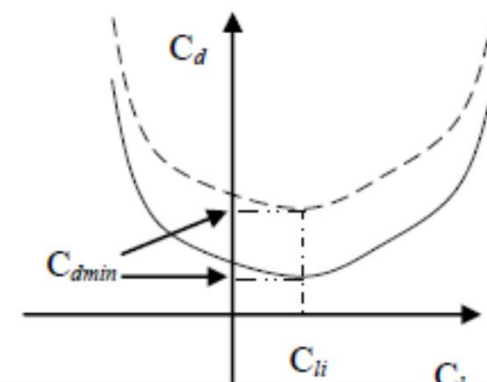
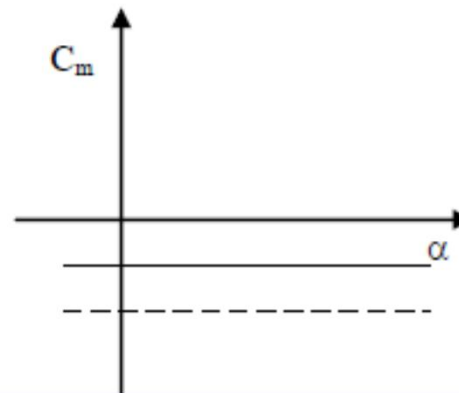
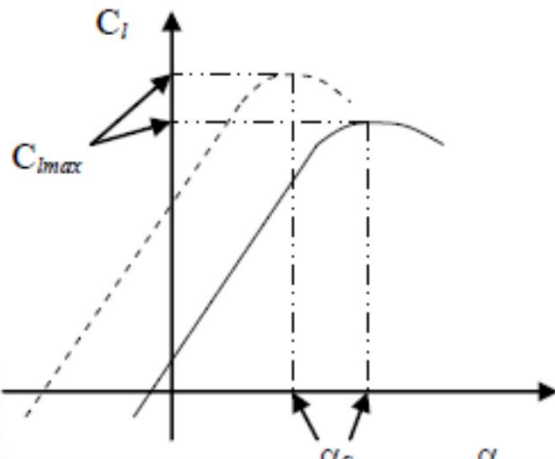
- Η δίεδρη γωνία σε πρώτη φάση μπορεί να **επιλεχθεί** βάση του παρακάτω πίνακα.
- Η τιμή της θα **αναθεωρηθεί** αφού ολοκληρωθεί ο σχεδιασμός όλων των επιμέρους τμημάτων και ελεγχθεί ξανά η ευστάθεια και η εκλεξιμότητα του α/φους

No	Wing	Low wing	Mid-wing	High wing	Parasol wing
1	Unswep	5 to 10	3 to 6	-4 to -10	-5 to -12
2	Low subsonic swept	2 to 5	-3 to +3	-3 to -6	-4 to -8
3	High subsonic swept	3 to 8	-4 to +2	-5 to -10	-6 to -12
4	Supersonic swept	0 to -3	1 to -4	0 to -5	NA
5	Hypersonic swept	1 to 0	0 to -1	-1 to -2	NA

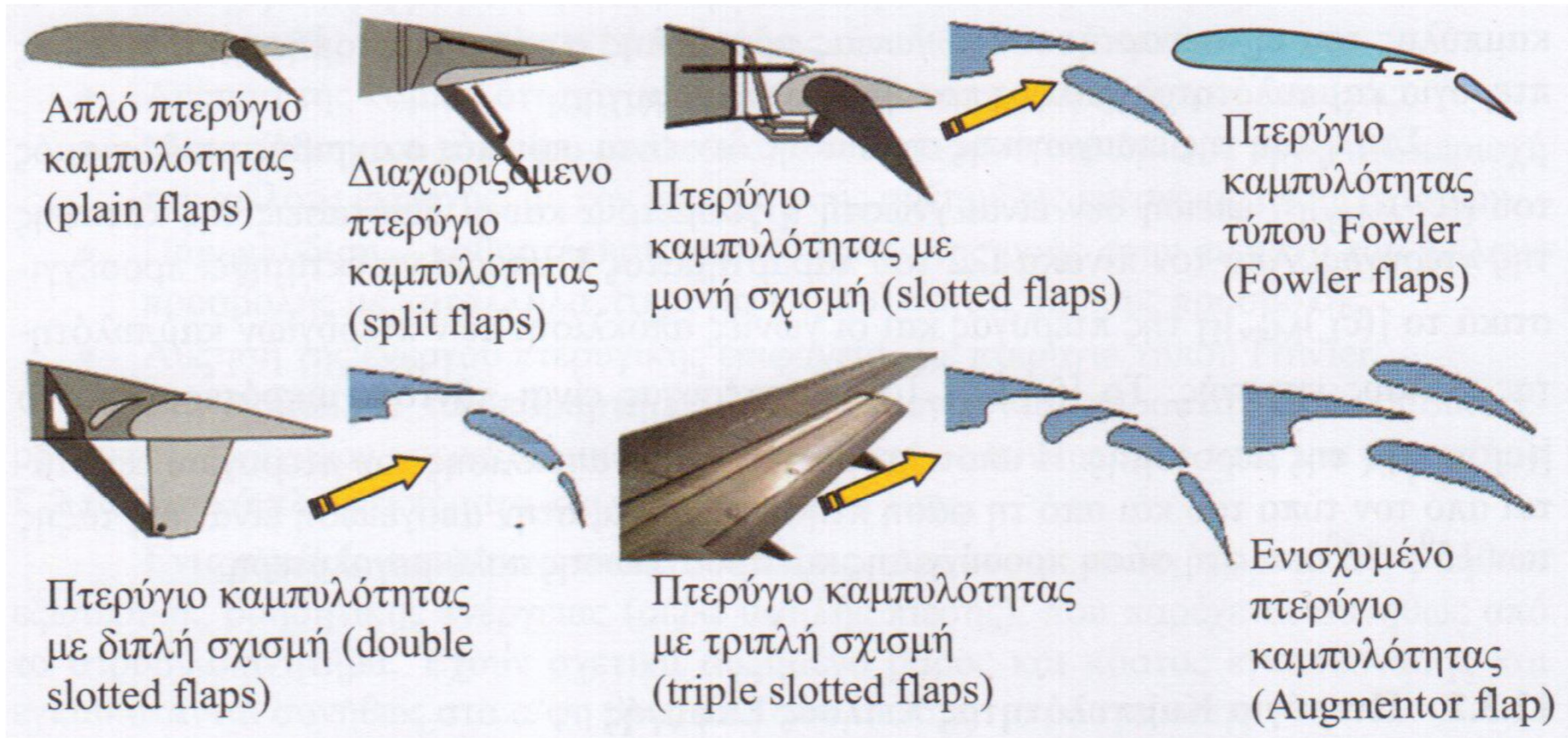
Υπεραντωτικές Διατάξεις

- Η κύρια λειτουργία των υπεραντωτικών διατάξεων είναι, κατά την απογείωση και προσγείωση, η αλλαγή της μορφής αεροτομής με σκοπό το μεγαλύτερο συντελεστή άντωσης.
- Κατά τη κίνηση της διάταξης συμβαίνουν οι εξής **αλλαγές**
 1. Ο συντελεστής άντωσης (C_l) αυξάνεται,
 2. Ο μέγιστος συντελεστής άντωσης (C_{lmax}) αυξάνεται,
 3. Η γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης (α_0) αλλάζει,
 4. Η γωνία απώλειας στήριξης (α_s) αλλάζει,
 5. Ο **συντελεστής ροπής προνευσης** αλλάζει.
 6. Ο **συντελεστής οπισθέλκουσας** αυξάνεται.
 7. Η **κλίση** της καμπύλης άντωσης αυξάνεται.

—— without flap deflection
----- with flap deflection

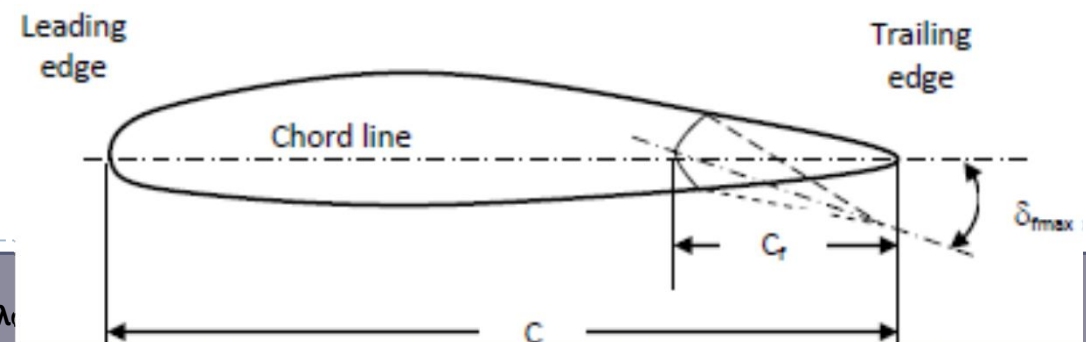
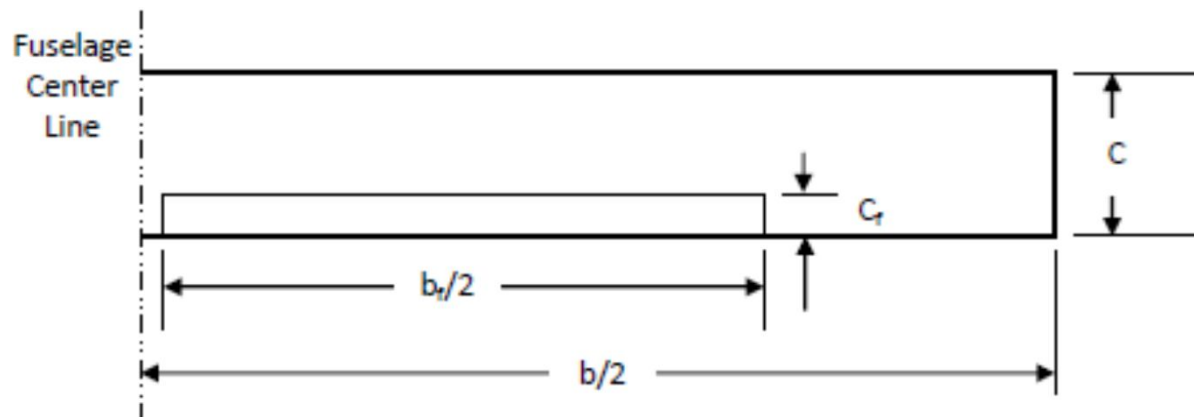


Βασικοί τύποι πτερυγίων καμπυλότητας χείλους εκφυγής



Σχεδιασμός υπεραντωτικών διατάξεων

- Στο σχεδιασμό πρέπει να καθοριστεί
 1. Η θέση της υπεραντωτικής διάταξης κατά μήκος της πτέρυγας
 2. Ο τύπος της διάταξης
 3. Το εκπέτασμα της διάταξης
 4. Τη μέγιστη περιστροφή της διάταξης



Θέση της υπεραντωτικής διάταξης

- Η **καλύτερη θέση** βρίσκεται στο **εσωτερικό μέρος** του αριστερού και δεξιού τμήματος της πτέρυγας.
- Στη θέση αυτή δημιουργείται **μικρότερη καμπτική ροπή** στη ρίζα της πτέρυγας.
- Η δομή γίνεται **ελαφρύτερη** και υπόκειται σε **μικρότερη κόπωση** η πτέρυγα.
- Δίνει **περισσότερο χώρο** στα πηδάλια ελέγχου (**ailerons**) να τοποθετηθούν και με το απαιτούμενο μήκος στο εξωτερικό μέρος της πτέρυγας, ώστε να υπάρχει **μεγαλύτερος εγκάρσιος έλεγχος** και **γρηγορότερος ελιγμός** στον διαμήκη άξονα.
- Η **συμμετρική τοποθέτηση** στο δεξί και αριστερό τμήμα αποφεύγει όποια περιστροφική ροπή στο διαμήκη άξονα.

Επιλογή τύπου υπεραντωτικής διάταξης

- Η επιλογή εξαρτάται από:
 1. Τις απαιτήσεις σε επιδόσεις (το **απαιτούμενο** (ΔC_L)) στη απογείωση και προσγείωση)
 2. Το **κόστος**
 3. Τους περιορισμούς στη **παραγωγική διαδικασία** κατασκευής
 4. Τις **επιχειρησιακές** απαιτήσεις
 5. Τις απαιτήσεις **ασφάλειας**
 6. Τις απαιτήσεις σε **έλεγχο**

- Η απόφαση θα προέλθει με χρήση **σχεδιαστικών πινάκων** με **στάθμιση** των απαιτήσεων. Για ένα απλό α/φος το κόστος είναι η βασικότερη απαίτηση, για ένα μαχητικό οι επιδόσεις, για ένα επιβατικό η αξιοπλοΐα.

Επιλογή τύπου υπεραντωτικής διάταξης

- ▶ Μια ισχυρή υπεραντωτική διάταξη (υψηλότερο ΔCL) είναι συνήθως
 1. πιο ακριβή,
 2. πιο πολύπλοκη στη κατασκευή,
 3. πιο βαριά,
 4. συνεισφέρει στη δημιουργία μικρότερης πτερυγικής επιφάνειας,
 5. μικρότερης ταχύτητας απώλειας στήριξης (άρα ασφαλέστερη πτήση),
 6. χρήση μικρότερου διαδρόμου στην απογείωση-προσγείωση,
 7. επιτρέπει πιο ισχυρό πηδάλιο ελέγχου, και
 8. ενδείκνυται σε πιο βαριά αεροσκάφη

Μια υπεραντωτική διάταξη στο χείλος προσβολής (**slats**) δεν παρέχει σημαντική αύξηση στη Cl_{max} (όπως τα flaps) αλλά **αυξάνουν αρκετά τη γωνία προσβολής απώλειας στήριξης.**

Εκπέτασμα υπεραντωτικής διάταξης

- ▶ Το **εκπέτασμα** εξαρτάται από τις **ανάγκες** του α/φους σε **πηδάλιο κλίσης** (απαιτήσεις σε έλεγχο).
- ▶ Στα συνήθη α/φη γίνεται χρήση του **30%** του εκπετάσματος της πτέρυγας για **πηδάλιο κλίσης**, άρα απομένει το **70%** για **flaps**.
- ▶ Άρα το **70%** του εκπετάσματος της πτέρυγας, είναι μια καλή **αρχική τιμή** για το εκπέτασμα της υπεραντωτικής διάταξης.
- ▶ Η **ακριβής τιμή** θα προσδιοριστεί με **αεροδυναμικές αναλύσεις**.
- ▶ Σε **μαχητικά** αεροσκάφη όπου απαιτείται να είναι **ευέλικτα**, το **πηδάλιο κλίσης** απαιτείται να πιάνει **όλο το μήκος** του ημι εκπετάσματος της **πτέρυγας**. Άρα, δεν υπάρχει θεωρητικά χώρος για flaps. Σε αυτές τις περιπτώσεις εισάγεται η ιδέα των **flaperons**, όπου είναι παίζουν ταυτόχρονα το ρόλο της υπεραντωτικής διάταξης και του πηδαλίου κλίσης.

Χορδή υπεραντωτικής διάταξης

- ▶ Η **δομική ακεραιότητα** της πτέρυγας πρέπει να λαμβάνεται υπόψη όταν μελετάμε το σχεδιασμό της υπεραντωτικής διάταξης.
- ▶ Όταν ενεργοποιείται και όσο **μεγαλύτερη** είναι η υπεραντωτική **διάταξη αυξάνεται η οπισθέλκουσα** της πτέρυγας.
- ▶ Όσο **μεγαλύτερη** είναι η **χορδή** τόσο **δυσκολεύει η περιστροφή** της διάταξης.
- ▶ **Δεν** πρέπει να «**κόψει**» το πίσω **spar** διότι είναι σημαντικό για την **δομική ακεραιότητα** της πτέρυγας.
- ▶ Συνεπώς, μια **μικρή χορδή** είναι **καλή επιλογή** από πολλές απόψεις.

Μέγιστη έκταση υπεραντωτικής διάταξης

- ▶ Η ακριβής **τιμή** της μέγιστης κλίσης **καθορίζεται** από τον υπολογισμό της **αύξησης** της **άντωσης** λόγω της κλίσης της διάταξης.
- ▶ Οι **20 μοίρες** στην απογείωση, και οι **50 μοίρες** στη προσγείωση είναι προτεινόμενες τιμές.
- ▶ Η **ακριβής τιμή** θα προσδιοριστεί με **αεροδυναμικές αναλύσεις**.
- ▶ Η **αύξηση** της **γωνίας προσβολής μηδενικής άντωσης** ($\Delta\alpha_o$), εξαιτίας της κλίσης της υπεραντωτικής διάταξης μπορεί να υπολογιστεί από την παρακάτω εμπειρική σχέση:

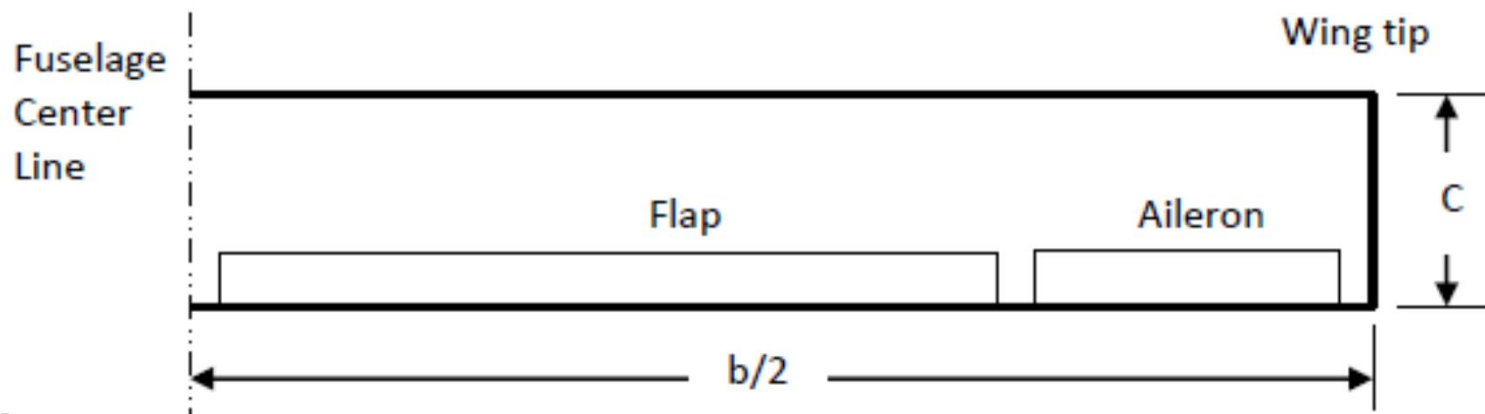
$$\Delta\alpha_o \approx -1.15 \cdot \frac{C_f}{C} \delta_f$$

Παραδείγματα

No	Aircraft	Engine	HLD	C_f/C	b_f/b	δ_{fmax}	
						TO	Landing
1	Cessna 172	Piston	Single slotted	0.33	0.46	20	40
2	Piper Cherokee	Piston	Single slotted	0.17	0.57	25	50
3	Lake LA-250	Piston	Single slotted	0.22	0.57	20	40
4	Short Skyvan 3	Turboprop	Double slotted	0.3	0.69	18	45
5	Fokker 27	Turboprop	Single slotted	0.313	0.69	16	40
6	Lockheed L-100	Turboprop	Fowler	0.3	0.7	18	36
7	Jetstream 41	Turboprop	Double slotted	0.35	0.55	24	45
8	Boeing 727	Turbofan	Triple slotted + LE flap	0.3	0.74	25	40
9	Airbus A-300	Turbofan	Double slotted + LE flap	0.32	0.82	15	35
10	Learjet 25	Turbofan	Single slotted	0.28	0.61	20	40
11	Gulfstream II	Turbofan	Fowler	0.3	0.73	20	40
12	McDonnell DC-9	Turbofan	Double slotted	0.36	0.67	15	50
13	Antonov 74	Turbofan	Double slotted + triple slotted + LE flap	0.24	0.7	25	40
14	McDonnell F-15E Eagle	Turbofan	Plain flap	0.25	0.3	-	-
15	Mikoyan MIG-29	Turbofan	Plain flap + LE flap	0.35	0.3 + 1	-	-
16	X-38	Rocket	Split flap	Lifting body		NA	30

Πηδάλιο κλίσης (Aileron)

- ▶ Το **πηδάλιο κλίσης** είναι παρόμοιο με την υπεραντωτική διάταξη στην ακμή χείλους εκφυγής, αλλά **περιστρέφεται πάνω -κάτω**.
- ▶ Τοποθετούνται στο **εξωτερικό μέρος** της πτέρυγας και **καταλαμβάνουν** συνήθως γύρω στο **30% της πτέρυγας**.
- ▶ Στο δεξί και αριστερό τμήμα της πτέρυγας, τα πηδάλια κλίσης κινούνται **αριστερό πάνω - δεξί κάτω ή αριστερό κάτω - δεξί πάνω**.
- ▶ Ο ακριβής σχεδιασμό θα εξετασθεί ξεχωριστά.
- ▶ Οι **παράμετροι** που πρέπει να προσδιοριστούν είναι η **χορδή** του πηδαλίου, το **εκπέτασμα**, και η **κλίση** πάνω-κάτω.



Παράδειγμα

- ▶ Σχεδιάστε τη πτέρυγα ενός μονοπλάνου υψηλοπτέρυγου α/φους γενικής αεροπορίας με τα ακόλουθα χαρακτηριστικά:

$$S = 18.1 \text{ m}^2, m = 1,800 \text{ kg}, V_C = 130 \text{ knot (@ sea level)}, V_S = 60 \text{ knot}$$

- ▶ Υπάρχει πτερύγιο καμπυλότητας $\Delta C_L = 0.45$ στις 30 μοίρες
- ▶ **Δίεδρη γωνία**

No	Wing	Low wing	Mid-wing	High wing	Parasol wing
1	Unswapt	5 to 10	3 to 6	-4 to -10	-5 to -12
2	Low subsonic swept	2 to 5	-3 to +3	-3 to -6	-4 to -8
3	High subsonic swept	3 to 8	-4 to +2	-5 to -10	-6 to -12
4	Supersonic swept	0 to -3	1 to -4	0 to -5	NA
5	Hypersonic swept	1 to 0	0 to -1	-1 to -2	NA

Επιλέγουμε εδώ -5 μοίρες και αυτή η τιμή μπορεί να αναθεωρηθεί σε επόμενη φάση σχεδιασμού, κατά τον έλεγχο της εγκάρσιας ευστάθειας.

Παράδειγμα

▶ Γωνία βέλους

Το α/φ ος είναι χαμηλής υποηχητικής περιοχής, για να κρατηθεί το κόστος σε χαμηλά επίπεδα κατά τη παραγωγική διαδικασία, η γραμμή στο μισό της χορδής θεωρούμε ότι έχει μηδενική γωνία βέλους. Η γραμμή χείλους προσβολής αλλά και εκφυγής μπορεί να έχει γωνία βέλους.

▶ Αεροτομή

▶ Ιδανικός συντελεστής άντωσης

$$C_{L_c} = \frac{2W_{ave}}{\rho V_c^2 S} = \frac{2 \times 1800 \times 9.81}{1.225 \times (130 \times 0.514)^2 \times 18.1} = 0.356$$

$$C_{L_{c_w}} = \frac{C_{L_c}}{0.95} = \frac{0.356}{0.95} = 0.375$$

$$C_{l_t} = \frac{C_{L_{c_w}}}{0.9} = \frac{0.375}{0.9} = 0.416$$

▶ Μέγιστος συντελεστής άντωσης

$$C_{L_{max}} = \frac{2W_{TO}}{\rho_o V_s^2 S} = \frac{2 \times 1800 \times 9.81}{1.225 \times (60 \times 0.514)^2 \times 18.1} = 1.672$$

$$C_{L_{max_w}} = \frac{C_{L_{max}}}{0.95} = \frac{1.672}{0.95} = 1.76$$

$$C_{l_{max_{gross}}} = \frac{C_{L_{max_w}}}{0.9} = \frac{1.76}{0.9} = 1.95$$

Παράδειγμα

Για την επιλογή της αεροτομής πρέπει να αφαιρέσουμε τη συνεισφορά της υπεραντωντικής διάταξης

$$C_{l_{\max}} = C_{l_{\max, \text{gross}}} - \Delta C_{l_{\max, \text{HLD}}} = 1.95 - 0.45 = 1.5$$

- ▶ Άρα ψάχνουμε αεροτομή με $C_{l_i} = 0.416 \approx 0.4$ και $C_{l_{\max}} = 1.5$

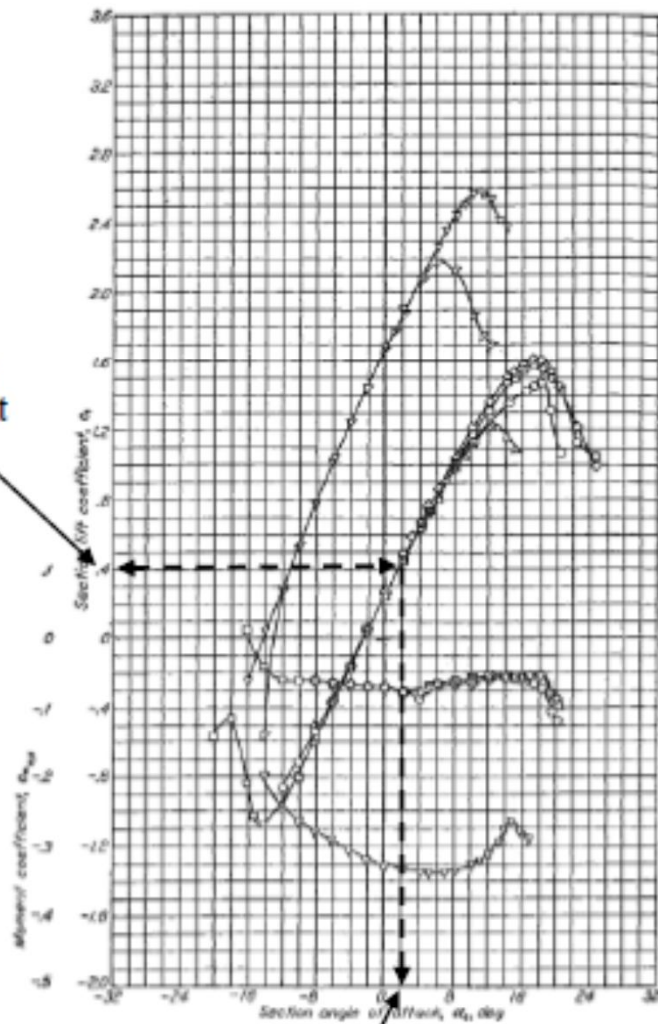
63₁-412, 63₂-415, 64₁-412, 64₂-415, 66₂-415, 4412, 4418

No	NACA	$C_{d_{\min}}$	C_{m_0}	α_s (deg) Flap up	α_0 (deg) $\delta_f = 60^\circ$	$(C_l C_d)_{\max}$	C_l	$C_{l_{\max}}$ $\delta_f = 30^\circ$	Stall quality
1	63 ₁ -412	0.0049	-0.075	11	-13.8	120	0.4	2	Moderate
2	63 ₂ -415	0.0049	-0.063	12	-13.8	120	0.4	1.8	Docile
3	64 ₁ -412	0.005	-0.074	12	-14	111	0.4	1.8	Sharp
4	64 ₂ -415	0.005	-0.056	12	-13.9	120	0.4	2.1	Docile
5	66 ₂ -415	0.0044	-0.068	17.6	-9	150	0.4	1.9	Moderate
6	4412	0.006	-0.1	14	-15	133	0.4	2	Moderate
7	4418	0.007	-0.085	14	-16	100	0.4	2	Moderate

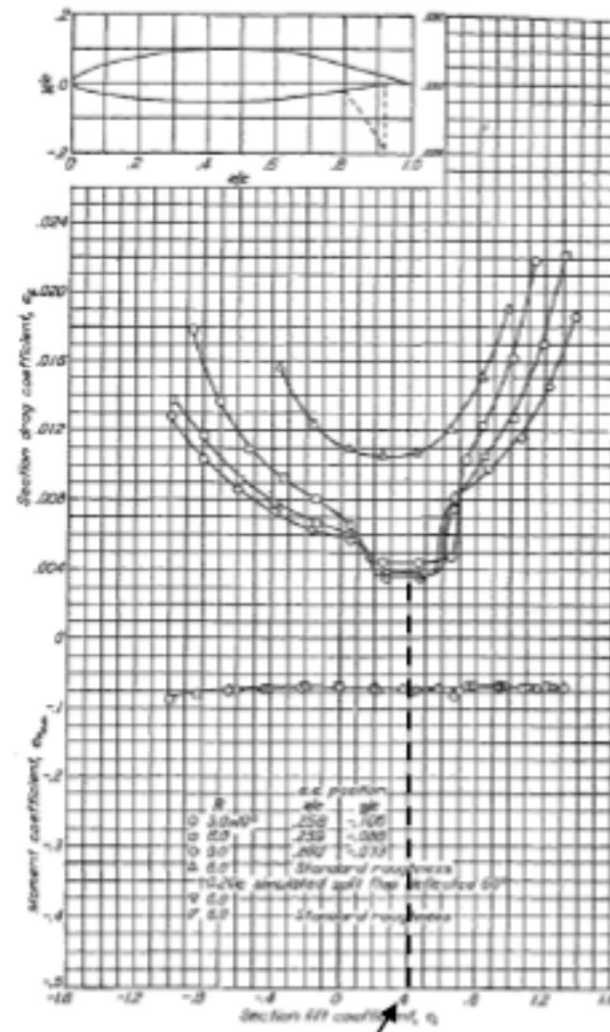
- ▶ Επιλέγουμε 642-415 για λόγους ασφαλείας

Παράδειγμα

Ideal lift coefficient



Wing setting angle



Ideal lift coefficient

Παράδειγμα

▶ Λόγος διατάματος

Επιλέγουμε $AR = 7$.

▶ Θεωρούμε $\alpha_t = 0$ για χαμηλό κόστος και εύκολη κατασκευή

▶ Θεωρούμε $\lambda = 0.3$

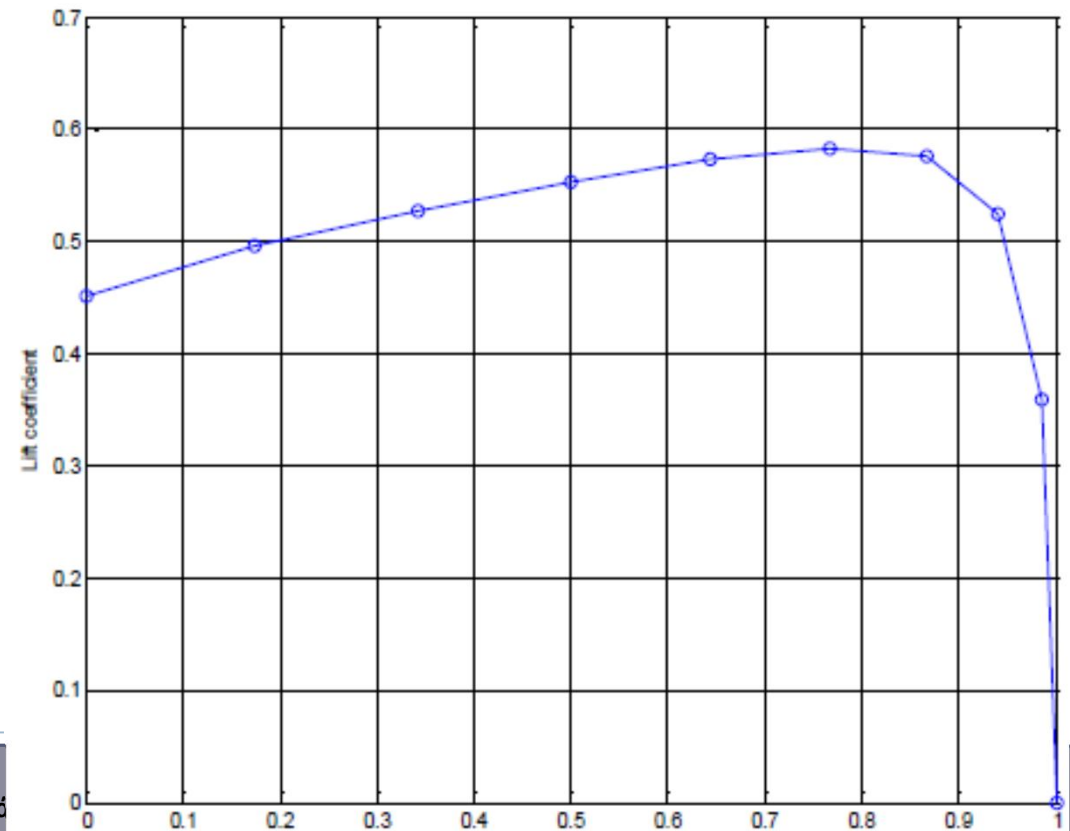
▶ Χρησιμοποιώντας

▶ θεωρία γραμμής άντωσης

$$C_L = 0.4557$$

▶ Η άντωση είναι μεγαλύτερη από όσο χρειάζεται και η κατανομή δεν είναι ελλειπτική

No	Aircraft type	Aspect ratio
1	Hang glider	4-8
2	Glider (sailplane)	20-40
3	Homebuilt	4-7
4	General Aviation	5-9
5	Jet trainer	4-8
6	Low subsonic transport	6-9
7	High subsonic transport	8-12
8	Supersonic fighter	2-4
9	Tactical missile	0.3-1
10	Hypersonic aircraft	1-3

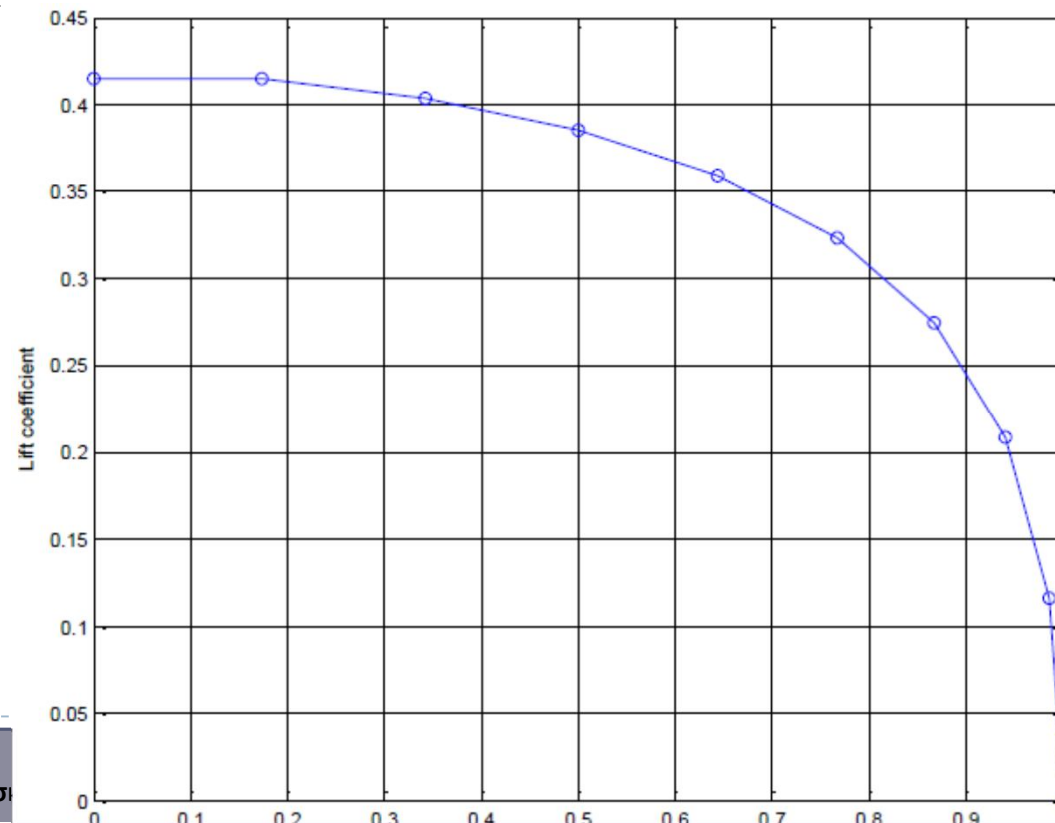


Παράδειγμα

- ▶ Με δοκιμές καταλήγουμε στις παρακάτω τιμές,

$$AR = 7, \lambda = 0.8, \alpha_t = -1.5 \text{ deg}, i_w = 1.86 \text{ deg}$$

- ▶ Οι τιμές αποδίδουν $C_L = 0.359$ και την παρακάτω ελλειπτική συμπεριφορά



Παράδειγμα

▶ Πτερύγιο καμπυλότητας

$$V_{TO} = 1.2 \cdot V_S = 1.2 \times 60 = 72 \text{ knot} = 37 \frac{m}{sec}$$

$$C_{L_{TO}} = \frac{2W_{TO}}{\rho_o V_{TO}^2 S} = \frac{2 \times 1800 \times 9.81}{1.225 \times (37)^2 \times 18.1} = 1.161$$

▶ Θέτουμε τις αρχικές τιμές

$$b_f/b = 0.6; C_f/C = 0.2, \alpha_{TO_wing} = 10 \text{ degrees}, \delta_f = 13 \text{ degrees}$$

$$\Delta\alpha_{\sigma_{fap}} \approx -1.15 \cdot \frac{C_f}{C} \delta_f \quad \Delta\alpha_{\sigma_{fap}} \approx -1.15 \times 0.2 \times 13 = -2.99 \approx -3 \text{ deg}$$

▶ Χρησιμοποιώντας θεωρία γραμμής άντωσης $C_{L_{TO}} = 1.254$

$$i_w = 1.86 \text{ deg}, \alpha_{TO_wing} = 8.88 \text{ deg}, \alpha_{TO_fus} = 7.02 \text{ deg}, \delta_{f_TO} = 13 \text{ deg}$$

Παράδειγμα

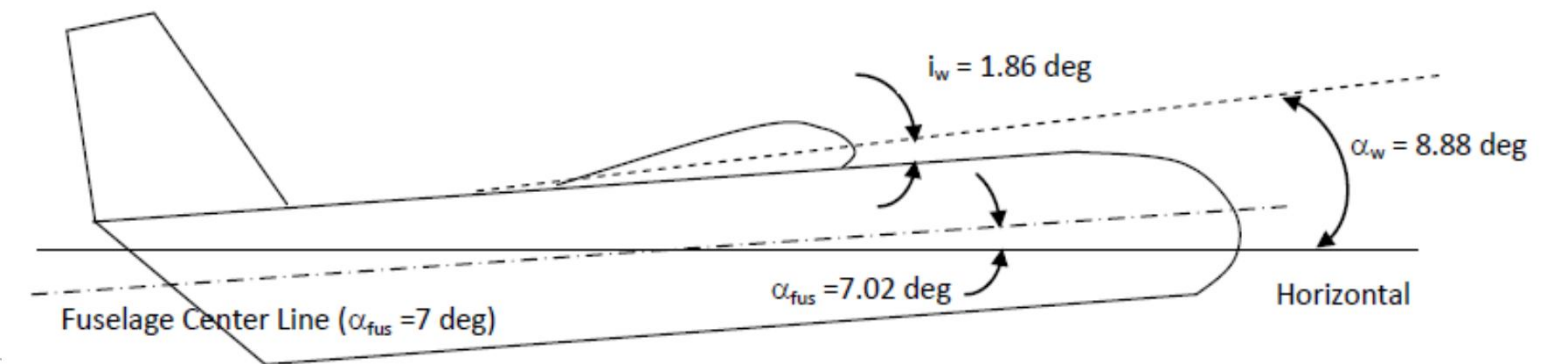
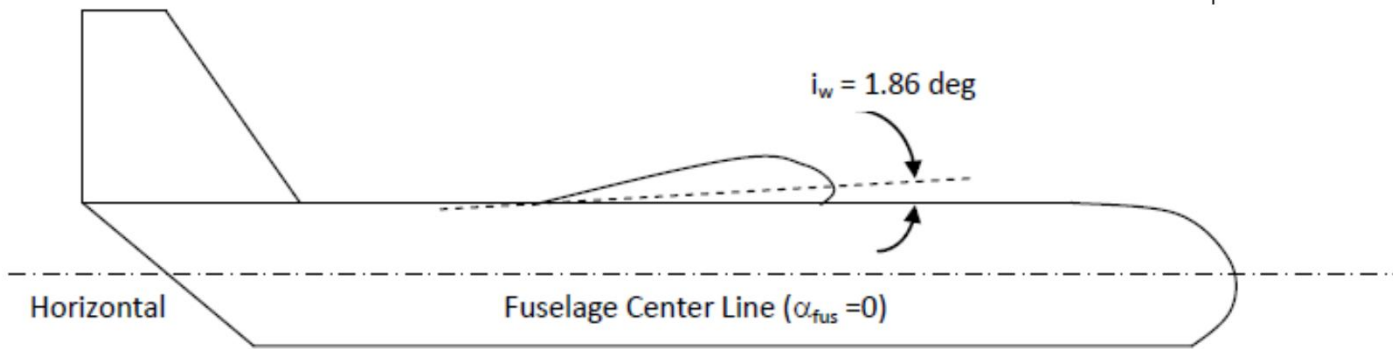
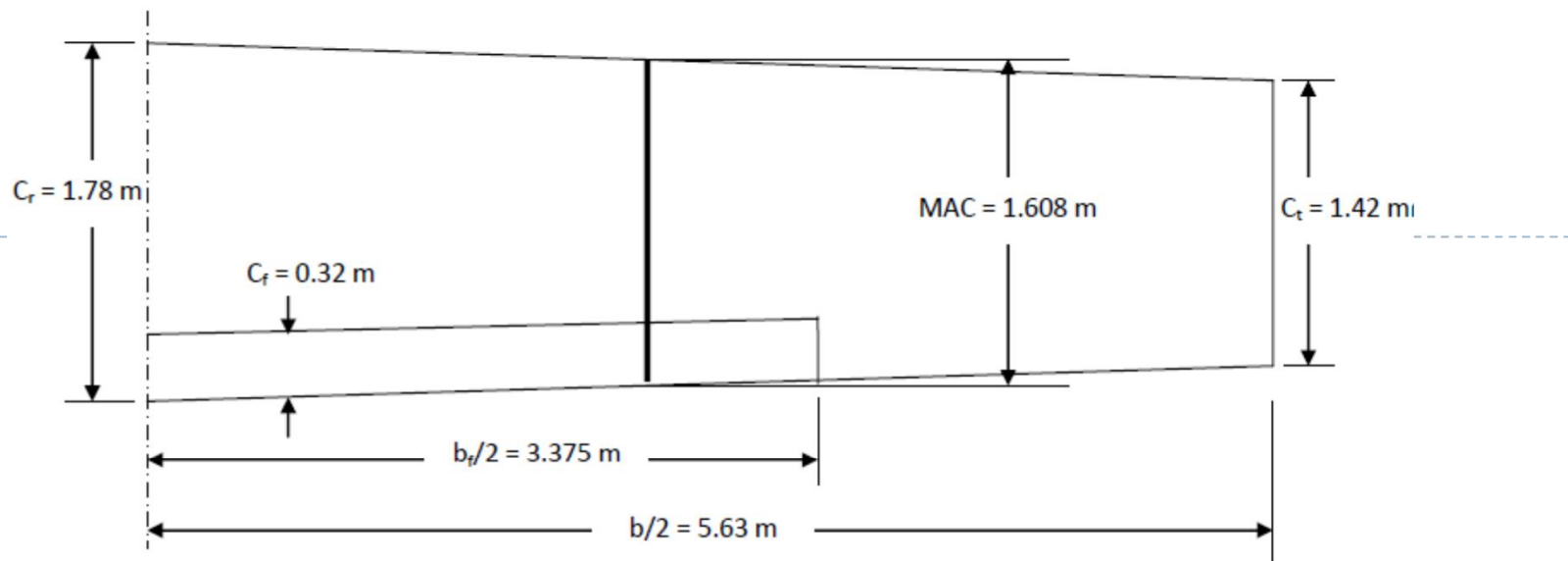
▶ Άλλες παράμετροι

$$S = b \cdot \bar{C} \quad AR = \frac{b^2}{S} \quad \lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad \bar{C} = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)$$

$$b = 11.256 \text{ m}; \quad MAC = 1.608 \text{ m}; \quad C_r = 1.78 \text{ m}; \quad C_t = 1.42 \text{ m}$$

$$\frac{b_f}{b} = 0.6 \Rightarrow b_f = 0.6 \times 11.256 = 6.75 \text{ m}$$

$$\frac{C_f}{C} = 0.2 \Rightarrow C_f = 0.2 \times 1.608 = 0.32 \text{ m}$$



ΑΡΧΕΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ
ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΟΥΡΑΙΟΥ ΠΤΕΡΩΜΑΤΟΣ

ΜΕΡΟΣ 7a⁰



Εισαγωγή

- Στα συνήθη αεροσκάφη ο ρόλος του ουραίου πτερώματος είναι
 1. Η αντιστάθμιση
 2. Η ευστάθεια
 3. Έλεγχος μέσω των επιφανειών ελέγχου που τοποθετούνται στο ουραίο

- Αποτελείται από το οριζόντιο και το κάθετο σταθερό.
- Το οριζόντιο σταθερό έχει ως σκοπό την διαμήκη αντιστάθμιση
- Το κάθετο σταθερό έχει στόχο την κατακόρυφη ευστάθεια

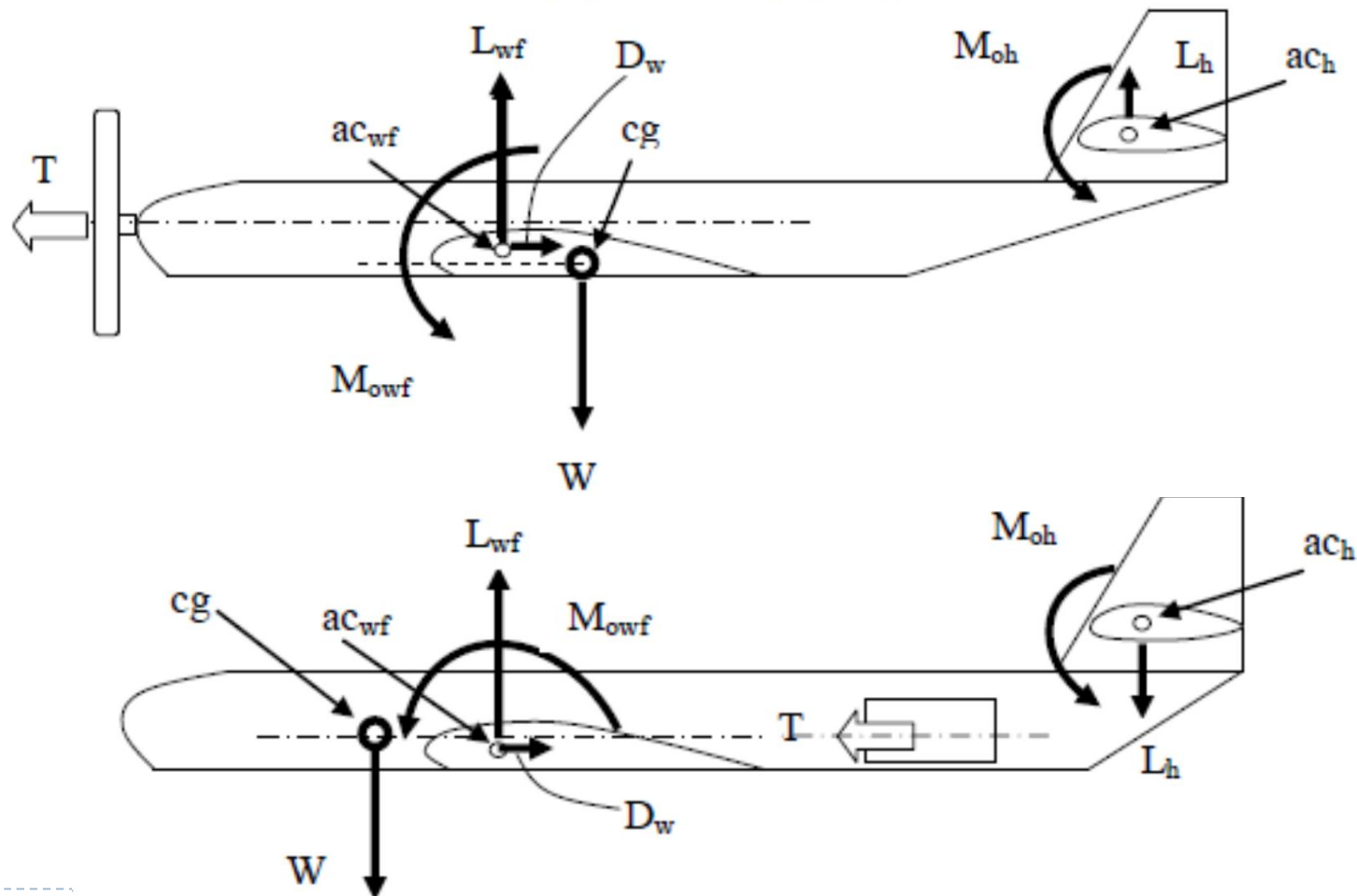
Αντιστάθμιση

- Η αντιστάθμιση αποτελεί βασική απαίτηση μιας ασφαλούς πτήσης.
- Όταν ένα α/φος βρίσκεται σε **αντιστάθμιση**, **δεν περιστρέφεται** γύρω από το **κέντρο βάρους** του, και **κινείται** προς μια **κατεύθυνση** είτε εκτελεί **κυκλική κίνηση**.
$$\sum F = 0 \quad \sum M = 0$$
- Οι άξονες του α/φους είναι ο **διαμήκης** x, ο **εγκάρσιος** y και ο **κατακόρυφος** z.
- Το α/φος βρίσκεται σε **διαμήκη αντιστάθμιση** όταν οι δυνάμεις στον x είναι μηδέν και όταν οι ροπές στον εγκάρσιο στο κ.β. είναι μηδέν:
$$\sum F_x = 0 \quad \sum M_{cg} = 0$$
- Το α/φος βρίσκεται σε **εγκάρσια αντιστάθμιση** όταν οι δυνάμεις στον y είναι μηδέν και όταν οι ροπές στον z στο κ.β. είναι μηδέν:
$$\sum F_y = 0 \quad \sum N_{cg} = 0$$
- Το α/φος βρίσκεται σε **κατακόρυφη αντιστάθμιση** όταν οι δυνάμεις στον z είναι μηδέν και όταν οι ροπές στον x στο κ.β. είναι μηδέν:

$$\sum F_z = 0 \quad \sum L_{cg} = 0$$

Διαμήκης Αντιστάθμιση

- Δυο περιπτώσεις, το αεροδυναμικό κέντρο να είναι μπροστά ή πίσω από το κ.β. του α/φους. $\sum F_x = 0$ $\sum M_{cg} = 0$



Διαμήκης Αντιστάθμιση

- Έστω ότι η αεροδυναμική ροπή πρόνευσης είναι μηδέν και ώση η διεύθυνση της ώσης περνά από το κέντρο βάρους.

$$\sum M_{cg} = 0 \Rightarrow M_{\sigma_{wf}} + M_{L_{wf}} + M_{L_h} = 0 \quad M_{\sigma_{wf}} + L_{wf}(h\bar{C} - h_o\bar{C}) - L_h \cdot l_h = 0$$

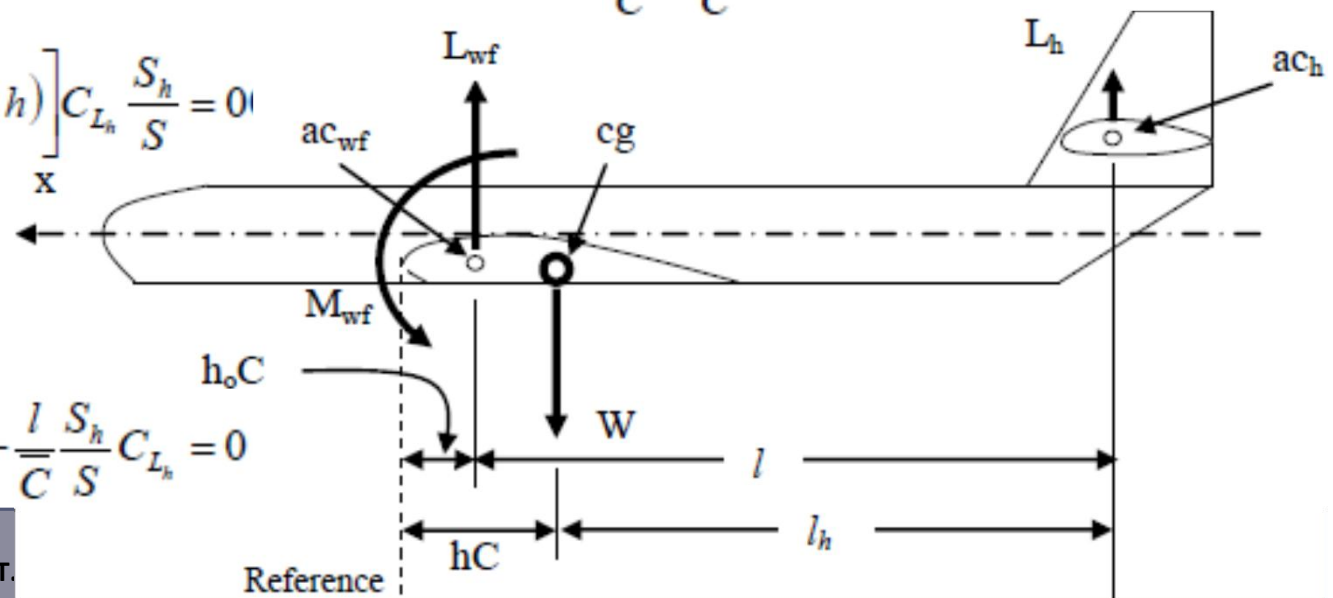
$$L_{wf} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{wf}} \quad L_h = \frac{1}{2} \rho V^2 S_h C_{L_h} \quad M_{\sigma_{wf}} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m_{\sigma_{wf}}} \bar{C}$$

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m_{\sigma_{wf}}} \bar{C} + \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{wf}} (h\bar{C} - h_o\bar{C}) - \frac{1}{2} \rho V^2 S_h C_{L_h} \cdot l_h = 0 \quad \text{Διαιρούμε με} \quad \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{C}$$

$$C_{m_{\sigma_{wf}}} + C_{L_{wf}} (h - h_o) - \frac{l_h}{\bar{C}} C_{L_h} \frac{S_h}{S} = 0 \quad l + h_o\bar{C} = l_h + h\bar{C} \quad \frac{l_h}{\bar{C}} = \frac{l}{\bar{C}} - (h_o - h)$$

$$C_{m_{\sigma_{wf}}} + C_{L_{wf}} (h - h_o) - \left[\frac{l}{\bar{C}} - (h_o - h) \right] C_{L_h} \frac{S_h}{S} = 0$$

$$C_{m_{\sigma_{wf}}} + \left(C_{L_{wf}} + C_{L_h} \frac{S_h}{S} \right) (h - h_o) - \frac{l}{\bar{C}} \frac{S_h}{S} C_{L_h} = 0$$



Διαμήκης Αντιστάθμιση

➤ Η συνολική άντωση είναι $L = L_{wf} + L_h$

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{wf}} + \frac{1}{2} \rho V^2 S_h C_{L_h} \quad C_L = C_{L_{wf}} + C_{L_h} \frac{S_h}{S}$$

➤ Όμως $C_{m_{ovf}} + \left(C_{L_{wf}} + C_{L_h} \frac{S_h}{S} \right) (h - h_o) - \frac{l}{C} \frac{S_h}{S} C_{L_h} = 0$

$$C_{m_{ovf}} + C_L (h - h_o) - \frac{l}{C} \frac{S_h}{S} C_{L_h} = 0$$

$$\bar{V}_H = \frac{l S_h}{C S}$$

Συντελεστής όγκου οριζόντιου ουραίου
Όσο μεγαλύτερο είναι ο συντελεστής
τόσο πιο ευσταθές είναι το α/φος στον
διαμήκη αλλά λιγότερο ελέγξιμο

$$C_{m_{ovf}} + C_L (h - h_o) - \bar{V}_H C_{L_h} = 0$$

No	Aircraft	Type	Mass (kg)	Wing area (m ²)	Overall length (m)	\bar{V}_H
1	Cessna 172	Light GA (Piston)	1,100	16.2	7.9	0.76
2	Piper PA-46-350P	Light transport (Piston)	1,950	16.26	8.72	0.66
3	Alenia G222	Turboprop transport	28,000	82	22.7	0.85
4	Fokker 100	Jet transport	44,000	93.5	35.5	1.07
5	Lake LA-250	Amphibian	1,424	15.24	9.04	0.8
6	Boeing 747-400	Jet transport	362,000	541	73.6	0.81
7	Airbus 340-200	Jet transport	257,000	363.1	59.39	1.11
8	Pilatus PC-12	Turboprop transport	4,100	25.81	14.4	1.08
9	Eurofighter 2000	Fighter	21,000	50	15.96	0.063
10	F/A-18	Fighter	29,937	46.45	18.31	0.49

Διαμήκης Αντιστάθμιση

➤ Η συνολική άντωση είναι $L = L_{wf} + L_h$

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{wf}} + \frac{1}{2} \rho V^2 S_h C_{L_h} \quad C_L = C_{L_{wf}} + C_{L_h} \frac{S_h}{S}$$

➤ Όμως $C_{m_{oaf}} + \left(C_{L_{wf}} + C_{L_h} \frac{S_h}{S} \right) (h - h_o) - \frac{l}{C} \frac{S_h}{S} C_{L_h} = 0$

$$C_{m_{oaf}} + C_L (h - h_o) - \frac{l}{C} \frac{S_h}{S} C_{L_h} = 0$$

$$\bar{V}_H = \frac{l S_h}{C S}$$

Συντελεστής όγκου οριζόντιου ουραίου
Όσο μεγαλύτερο είναι ο συντελεστής
τόσο πιο ευσταθές είναι το α/φος στον
διαμήκη αλλά λιγότερο ελέγξιμο

$$C_{m_{oaf}} + C_L (h - h_o) - \bar{V}_H C_{L_h} = 0$$

$$C_{m_{oaf}} = C_{m_{af}} \frac{AR \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 \cos(\Lambda)} + 0.01 \alpha_t$$

$C_{m_{oaf}}$ = Συντελεστής ροπής πρόνευσης πτέρυγας-ατράκτου, $C_{m_{af}}$ = Συντελεστής ροπής πρόνευσης αεροτομής πτέρυγας, Λ = γωνία βέλους, α_t = γωνία συστροφής

$$C_L = \frac{2W_{avg}}{\rho V_C^2 S}$$

V_C = ταχύτητα πλεύσης

Διαμήκης Αντιστάθμιση

- Η **εξίσωση** της **αντιστάθμισης** πρέπει να **ισχύει** σε οποιαδήποτε συνθήκη πτήσης.
- Ο έλεγχος πρέπει να γίνει στις εξής **δύο ακραίες συνθήκες**
 1. Στην περίπτωση που το οριζόντιο σταθερό πρέπει να δημιουργήσει την **μέγιστη θετική ροπή** πρόνευσης ως προς το κ.β.
 2. Στην περίπτωση που το οριζόντιο σταθερό πρέπει να δημιουργήσει την **μέγιστη αρνητική ροπή** πρόνευσης ως προς το κ.β.
- Για να μπορέσει να επιτευχθεί η **αλλαγή** στο **πρόσημο** δύο λύσεις υπάρχουν
 1. Η εφαρμογή **κινούμενου** οριζόντιου ουραίου
 2. Η εφαρμογή **σταθερού** οριζόντιου **και** μια **επιφάνεια ελέγχου** (elevator)

Διαμήκης Αντιστάθμιση

- Η απόδοση του ουραίου είναι ο λόγος της δυναμικής πίεσης του ουραίου προς τη δυναμική πίεση του α/φους.
- Η απόδοση οφείλεται στην επιρροή της πτέρυγας και της ατράκτου στην δυναμική πίεση στο ουραίο.

$$\eta_h = \frac{q_t}{q} = \frac{0.5\rho V_h^2}{0.5\rho V^2} = \left(\frac{V_h}{V}\right)^2 \quad C_{m_{\text{out}}} + C_L(h-h_o) - \eta_h \bar{V}_H C_{L_h} = 0 \quad \boxed{\bar{V}_H = \frac{lS_h}{CS}}$$

- Το μήκος l μεταξύ του αεροδυναμικού κέντρου της πτέρυγας και του αεροδυναμικού κέντρου του οριζόντιου σταθερού στατιστικά δίνεται ως ποσοστό σε σχέση με το μήκος του α/φους L .

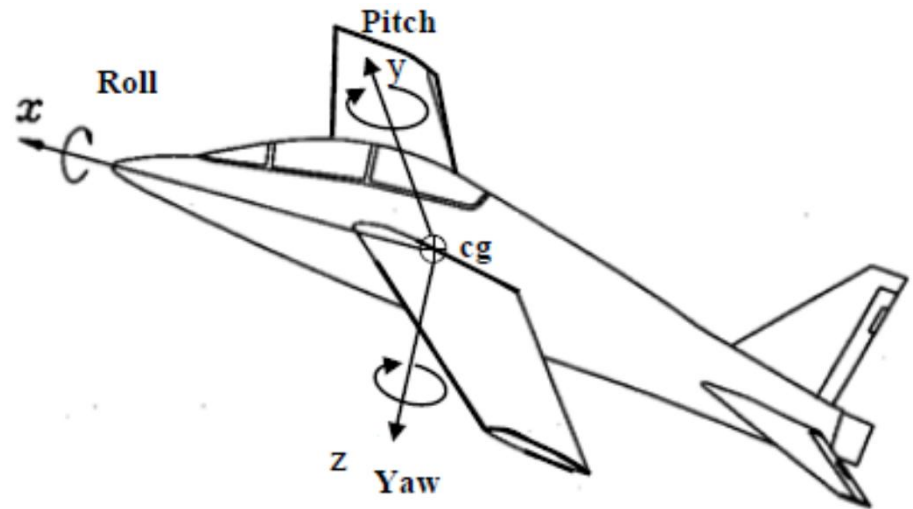
No	Aircraft configuration/ type	l/L
1	An aircraft whose engine is installed at the nose and has an aft tail	0.6
2	An aircraft whose engine(s) installed above the wing and has an aft tail	0.55
3	An aircraft whose engine installed at the aft fuselage and has an aft tail	0.45
4	An aircraft whose engine installed under the wing and has an aft tail	0.5
5	Glider (with an aft tail)	0.65
6	Canard aircraft	0.4
7	An aircraft whose engine is inside the fuselage (e.g. fighter) and has an aft tail	0.3

Ευστάθεια και Έλεγχος

- Σε πρώτη φάση σχεδιασμού **το οριζόντιο και κάθετο σταθερό** διαμορφώνεται ώστε να **ικανοποιεί την αντιστάθμιση**.
- **Σημαντικός ρόλος** του ουραίου όμως είναι και η **διασφάλιση** της **ευστάθειας** και του **ελέγχου** του α/φους.
- Για αυτό και ελέγχεται αν ο σχεδιασμός **ικανοποιεί** τα χαρακτηριστικά αυτά ή **αλλιώς** γίνονται οι κατάλληλες **τροποποιήσεις**.
- **Ευστάθεια** είναι η **ικανότητα** του α/φους να **επιστρέψει** σε κατάσταση **αντιστάθμισης** μετά από μια **διαταραχή** χωρίς την βοήθεια του πιλότου.
- Η **ευστάθεια** χωρίζεται στην α) **στατική** και β) **δυναμική ευστάθεια**.
- Όταν **υπάρχει δυναμική** ευστάθεια **υπάρχει και στατική**. Το αντίθετο δεν είναι απαραίτητο.

Ευστάθεια

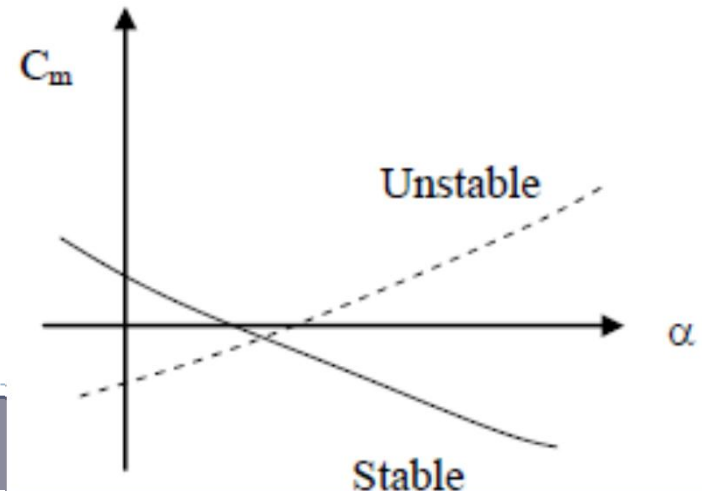
- Ένα α/φος έχει **6 βαθμούς ελευθερίας**. 1 μετατόπιση και 1 περιστροφή σε κάθε άξονα.
- Υπάρχει η ευστάθεια στο διαμήκη, τον εγκάρσιο και τον κατακόρυφο άξονα
- Η διαμήκης ευστάθεια αναφέρεται στην αλλαγή της ροπής πρόνευσης με την αλλαγή της γωνίας προσβολής



$$C_{m_\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha}$$

$$C_{m_q} = \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{q\bar{C}}{2U_1} \right)}$$

Για να υπάρχει ευστάθεια πρέπει να είναι αρνητική η τιμή



Ευστάθεια

- Η κατακόρυφη ευστάθεια ή αλλιώς ευστάθεια διεύθυνσης αφορά την επαναφορά σε μια εκτροπή (περιστροφή γύρω από τον κατακόρυφο).
- Η στατική ευστάθεια διεύθυνσης καθορίζεται από $C_{n_\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta}$
- Η δυναμική ευστάθεια καθορίζεται $C_{n_r} = \frac{\partial C_n}{\partial \left(\frac{rb}{2U_1} \right)}$

No	Requirements	Stability derivatives	Symbol	Typical value (1/rad)
1a	Static longitudinal stability	Rate of change of pitching moment coefficient with respect to angle of attack	C_{m_α}	-0.3 to -1.5
1b	Static longitudinal stability	Static margin	$h_{mp} - h_{cg}$	0.1 to 0.3
2	Dynamic longitudinal stability	Rate of change of pitching moment coefficient with respect to pitch rate	C_{m_q}	-5 to -40
3	Static directional stability	Rate of change of yawing moment coefficient with respect to sideslip angle	C_{n_β}	+0.05 to +0.4
4	Dynamic directional stability	Rate of change of yawing moment coefficient with respect to yaw rate	C_{n_r}	-0.1 to -1

Έλεγχος

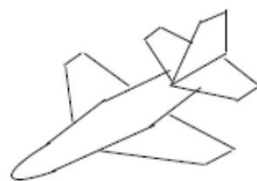
- Έλεγχος ονομάζεται η ικανότητα ενός α/φους να μεταβάλει την κατάσταση του από μια κατάσταση αντιστάθμισης (π.χ. πλεύση) σε μια άλλη (π.χ. αναρρίχηση)
- 3 περιπτώσεις: **Εγκάρσιος** (x άξονας), **Διαμήκης** (y άξονας) και έλεγχος **Διεύθυνσης** (z άξονας).
- **Εγκάρσιος** έλεγχος επιτυγχάνεται με τα **πηδάλια κλίσης** της πτέρυγας.
- **Διαμήκης** έλεγχος επιτυγχάνεται με τα **πηδάλια ανόδου-καθόδου** του οριζόντιου σταθερού.
- Έλεγχος **Διεύθυνσης** επιτυγχάνεται με το **πηδάλιο διεύθυνσης** του κάθετου σταθερού.
- Συνεπώς στο σχεδιασμό του ουραίου πρέπει να γίνει σχεδιασμός και των πηδαλίων ανόδου-καθόδου και διεύθυνσης.

Έλεγχος

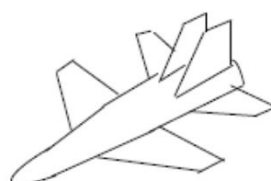
- Ο έλεγχος και η ευστάθεια είναι δυο αντικρουόμενες απαιτήσεις ενός α/φους.
- Όσο περισσότερη ευστάθεια επιτυγχάνουμε τόσο λιγότερο έλεγχο έχουμε και το αντίστροφο.
- Τα όρια της ευστάθειας και του ελέγχου καθορίζονται από κανονισμούς και προδιαγραφές.
- Η ποιότητα χειρισμού είναι ένα εδάφιο που έχει να κάνει με τον έλεγχο και την ευστάθεια, και βασίζεται στην άνεση που απαιτείται για το πιλότο ή τους επιβάτες.
- Τα μαχητικά είναι λιγότερο ευσταθή και περισσότερο ελέγξιμα.
- Τα επιβατικά είναι περισσότερο ευσταθή και λιγότερο ελέγξιμα.

Σχεδιασμός Ουραίου Πτερώματος

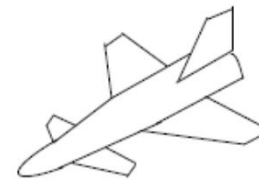
- Η **επιλογή** της βασικής **διαμόρφωσης** του ουραίου πτερώματος γίνεται με βάση τη λογική και την **εκτίμηση** διαφόρων **εναλλακτικών** ως προς τις απαιτήσεις, παρά με μαθηματικούς υπολογισμούς.
- Οι **απαιτήσεις** έχουν να κάνουν με την αντιστάθμιση, την ευστάθεια, τον έλεγχο στις 3 διευθύνσεις, την ευκολία κατασκευής, την άνεση επιβατών, τις επιχειρησιακές απαιτήσεις, την αξιοπλοΐα, το κόστος, τα όρια διαστάσεων.
- Ξεκινάμε με **την επιλογή της απλούστερης διαμόρφωσης (1)** και αν **δεν ικανοποιείται** μια σχεδιαστική **απαίτηση**, τότε αναζητάμε την **επόμενη πιο απλή διαμόρφωση** που να ικανοποιεί όλες τις απαιτήσεις



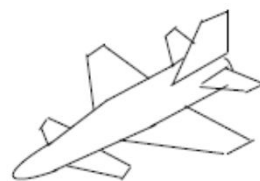
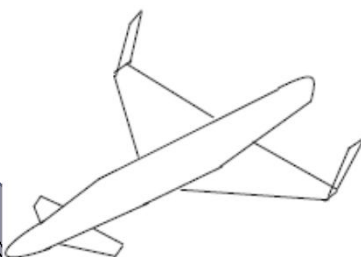
1. Aft tail and one aft vertical tail



2. Aft tail and two aft vertical tails

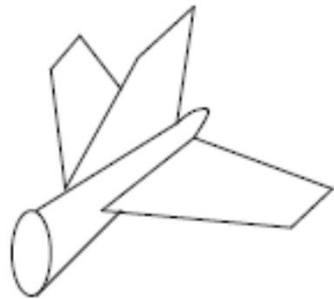


3. Canard and aft vertical tail

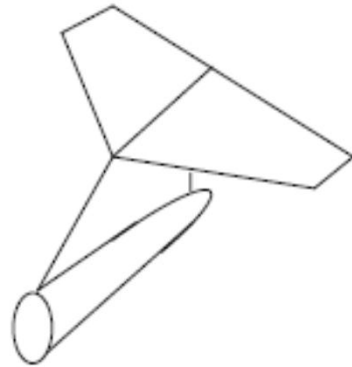


Κλασική Διαμόρφωση Ουραίου Πτερώματος

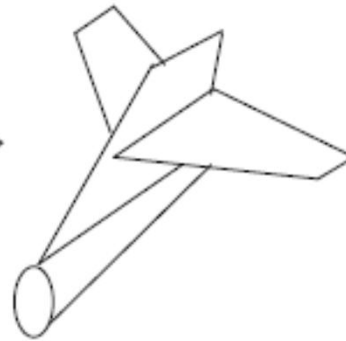
- Η κλασική διαμόρφωση του ουραίου πτερώματος έχει διάφορες εναλλακτικές



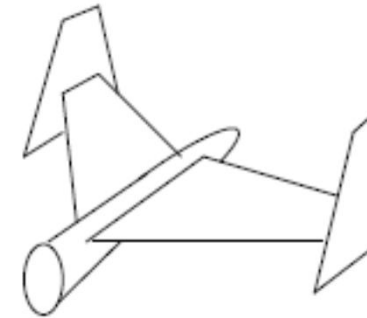
1. *Conventional*



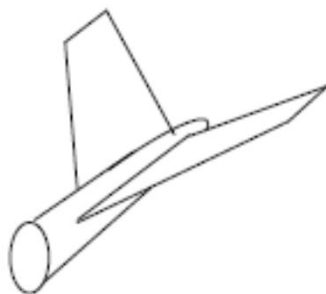
2. *T-tail*



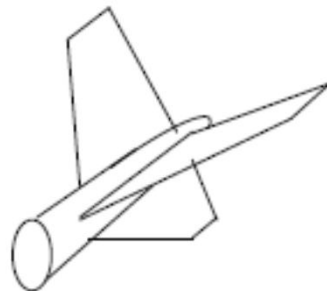
3. *Cruciform*



4. *H-tail*



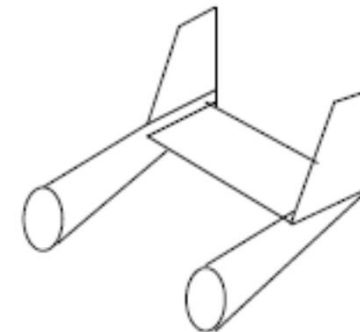
5. *V-tail*



6. *Y-tail*



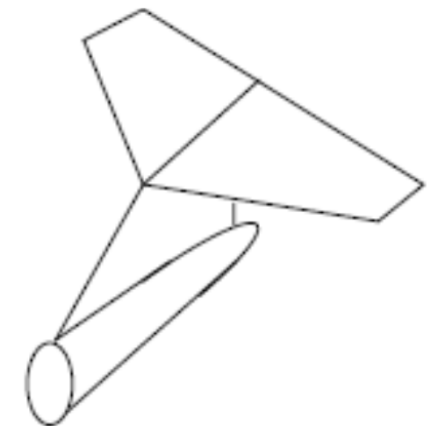
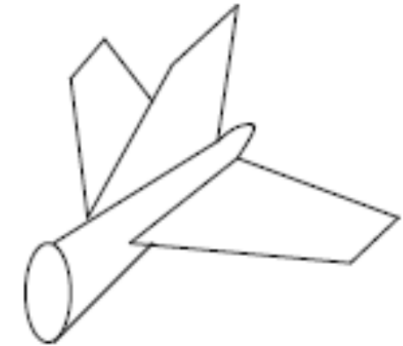
7. *Twin vertical tail*



8. *Boom mounted*

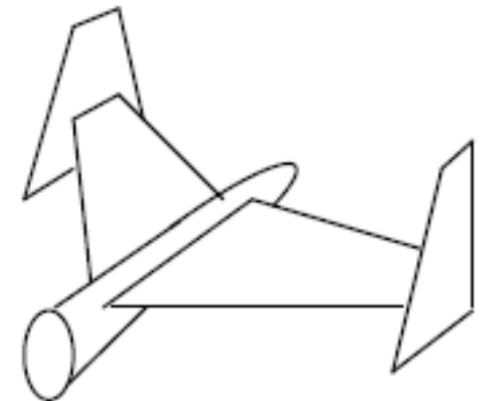
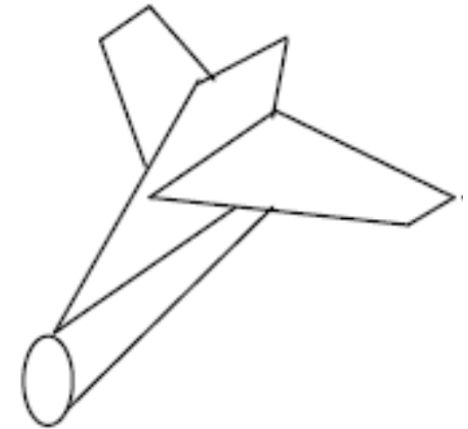
Κλασική Διαμόρφωση Ουραίου Πτερώματος

- Η **συμβατική** διαμόρφωση τοποθετείται στη πρύμνη της ατράκτου (70% α/φών)
 - Το οριζόντιο σταθερό περιέχει δυο τμήματα, ικανοποιεί την διαμήκη αντιστάθμιση και την ευστάθεια
 - Το κάθετο σταθερό αποτελείται από ένα τμήμα τοποθετημένο στο πάνω μέρος της πρύμνης της ατράκτου.
-
- Το **T-ουραίο**, έχει το κάθετο σταθερό τοποθετημένο στο πάνω μέρος της πρύμνης της ατράκτου.
 - Το οριζόντιο σταθερό τοποθετείται στο άνω μέρος του κάθετου σταθερού. (25% α/φων)
 - Πλεονέκτημα το ότι φεύγει από φαινόμενα στροβιλισμών εμπρόσθιων τμημάτων => λιγότερες ταλαντώσεις.
 - Μειονέκτημα είναι ότι η καμπτική ροπή περνά στην άτρακτο μέσω του κάθετου σταθερού, άρα σχεδιάζεται βαρύτερο, και η κατάσταση ολικής απώλειας στήριξης.



Κλασική Διαμόρφωση Ουραίου Πτερώματος

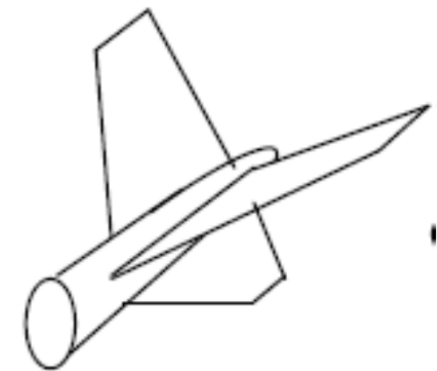
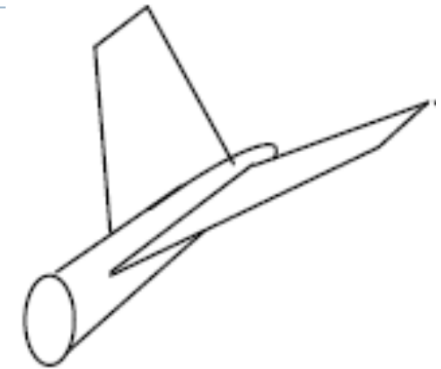
- Η **στραυρόμορφη** διαμόρφωση για να βελτιώσει τα αρνητικά του T-ουραίου
- Η τοποθέτηση του οριζόντιου χαμηλότερα, απαιτεί λιγότερο ισχυρό => λιγότερο βαρύ κάθετο ουραίο.
- Η τοποθέτηση του οριζόντιου σταθερού απαιτεί προσοχή για την αποφυγή της κατάστασης πλήρους απώλειας στήριξης.
- Το **H-ουραίο**, έχει το οριζόντιο σταθερό μεταξύ 2 κάθετων σταθερών.
- Σε μεγάλες γωνίες προσβολής το κάθετο σταθερό δεν επηρεάζεται από τη τυρβώδη ροή της ατράκτου
- Επιτρέπει στο σχεδιασμό μικρότερο σε ύψος κάθετο σταθερό, Ο έλεγχος στο χ άξονα αυξάνεται.
- Είναι βαρύτερο διότι το οριζόντιο πρέπει να στηρίξει τα 2 κάθετα σταθερά.



Κλασική Διαμόρφωση Ουραίου Πτερώματος

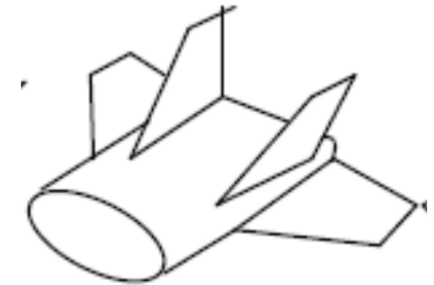
- Το **V-ουραίο** περιλαμβάνει 2 πτερύγια τα οποία παίζουν το ρόλο του κάθετου και οριζόντιου σταθερού ταυτόχρονα.
- Αν δεν υπάρχει επιφάνεια ελέγχου η συνιστώσες στον άξονα y αλληλοαναιρούνται, ενώ στον z προστίθενται.
- Οι επιφάνειες ελέγχου παίζουν τον ρόλο του πηδαλίου διεύθυνσης και του πηδαλίου ανόδου καθόδου (ruddervator)

- Το **Υ-ουραίο**, έχει το οριζόντιο σταθερό μεταξύ 2 κάθετων σταθερών.
- Η κάθετη πτέρυγα έχει πηδάλιο διεύθυνσης, ενώ οι άλλες 2 πηδάλιο ανόδου-καθόδου.
- Η πολυπλοκότητα είναι μικρότερη από του V-ουραίου.
- Δεν συνηθίζεται σήμερα στον σχεδιασμό.

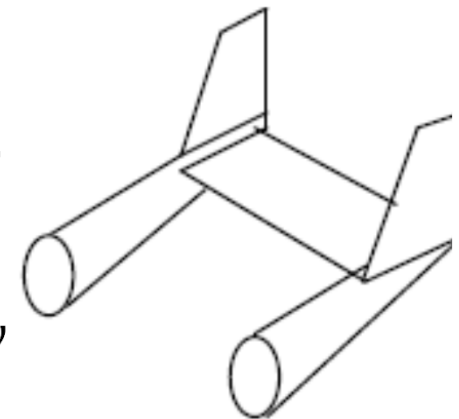


Κλασική Διαμόρφωση Ουραίου Πτερώματος

- Το **διπλό κάθετο ουραίο** περιέχει 2 κάθετα σταθερά.
- Βελτιώνει τον έλεγχο στον x άξονα, διότι έχει μικρότερο ύψος, άρα μικρότερη αδράνεια.
- Είναι λίγο βαρύτερο σε σχέση με το συμβατικό.

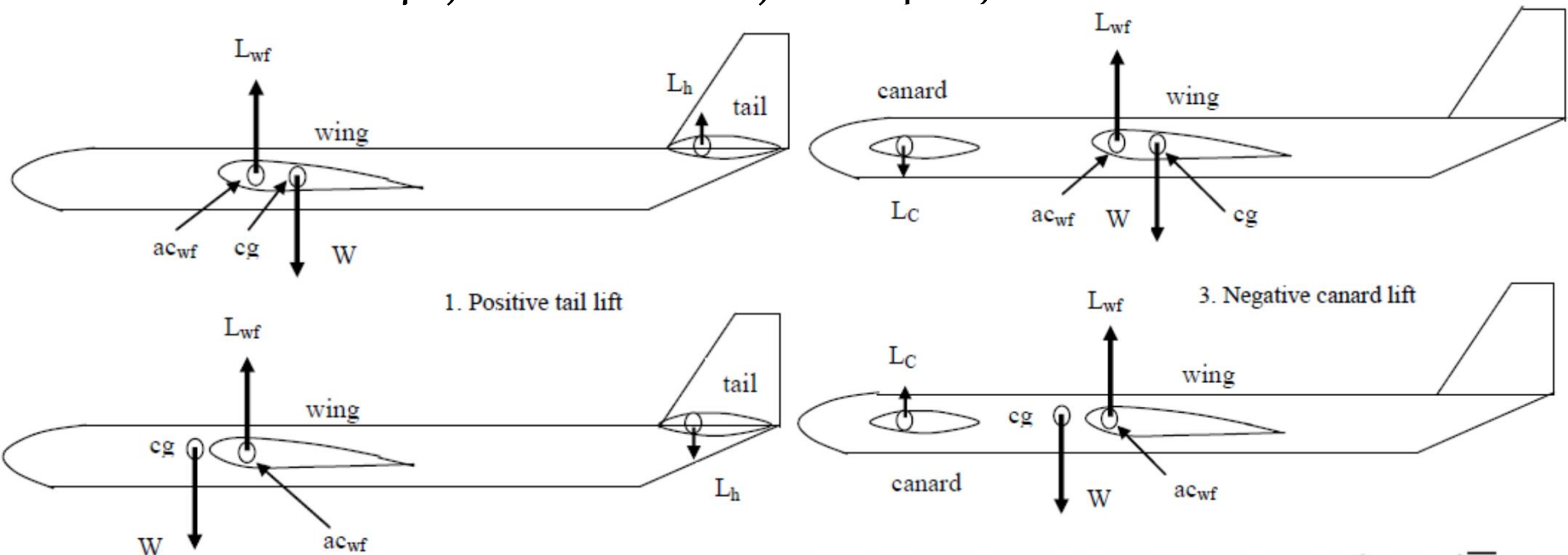


- Το **διπλό ουραίο** επιλέγεται σε συγκεκριμένες απαιτήσεις.
- Αν ο ελικοφόρος κινητήρας πρέπει να τοποθετηθεί είναι στο πίσω μέρος της ατράκτου, για να αποφευχθεί η μικρή απόδοση του συμβατικού ουραίου λόγω της εμπλοκής των ροών του κινητήρα και του ουραίου



Τοποθέτηση οριζόντιου σταθερού ουραίου

- Δυο επιλογές: 1. στο εμπρόσθιο ή 2. το πίσω μέρος της ατράκτου.
- Σκοπός του οριζόντιου είναι η αντιστάθμιση και ευστάθεια στον y άξονα.
- Και οι δυο επιλογές ικανοποιούν τις απαιτήσεις.



$$\sum M_{cg} = 0 \Rightarrow M_{o_{wf}} + L_h \cdot l_h + L_{wf}(h - h_o)\bar{C} = 0 \quad \sum M_{cg} = 0 \Rightarrow M_{o_{wf}} + L_c \cdot l_c + L_{wf}(h - h_o)\bar{C} = 0$$

$$\sum F_z = 0 \Rightarrow W = L_{wf} + L_h$$

$$\sum F_z = 0 \Rightarrow W = L_{wf} + L_c$$

Τοποθέτηση οριζόντιου σταθερού ουραίου

- Όταν τοποθετηθεί στο **εμπρόσθιο** μέρος **αποφεύγεται** η **πλήρης απώλεια στήριξης**. Πλεονέκτημα δεδομένου ότι το **23%** των **ατυχημάτων** οφείλεται στην **απώλεια στήριξης**.
- Εφόσον το οριζόντιο ουραίο είναι στο **εμπρόσθιο** μέρος θα **φτάσει πρώτα** σε σχέση με τη πτέρυγα σε **απώλεια στήριξης**. Βέβαια είναι πιο αποδοτικό διότι αποφεύγει τυρβώδες ροές της πτέρυγας.
- Αυτό οδηγεί στην **πτώση του ρύγχους** και **επαναφορά** καθώς και την **αποφυγή της απώλειας στήριξης της πτέρυγας**.
- Αυτό όμως έχει ως συνέπεια να μην φτάνει η **πτέρυγα** στη **μέγιστη άντωση**, συνεπώς πρέπει να σχεδιαστεί με **μεγαλύτερη επιφάνεια**, και άρα **βαρύτερη**.

Τοποθέτηση οριζόντιου σταθερού ουραίου

- Αποφεύγεται η τοποθέτησή εμπρός όταν τοποθετείται κινητήρας στο ρύγχος της ατράκτου, διότι το ρύγχος γίνεται βαρύ, άρα είναι δύσκολο να σχεδιαστεί δομικά, και μετατοπίζει πολύ το κέντρο βάρους.
- Είναι λιγότερο ευσταθές στον άξονα y και περιορίζει την ορατότητα του πιλότου.
- Απαιτεί μεγαλύτερο κάθετο σταθερό για την ίδια αντιστάθμιση και ευστάθεια, διότι το κέντρο βάρους μετατοπίζεται προς τα εμπρός.
- Η τοποθέτηση της δεξαμενής καυσίμου πρέπει να γίνεται κοντά στο κέντρο βάρους ούτως ώστε να μην μετατοπίζεται το κ.β. κατά τη πτήση. Η τοποθέτηση μέσα στην άτρακτο αυξάνει τον κίνδυνο φωτιάς, για αυτό συνήθως αυξάνεται η χορδή της πτέρυγας στη ρίζα για να τοποθετηθεί εκεί.

Βέλτιστος σχεδιασμός μοχλοβραχίονα ουραίου

- Ο μοχλοβραχίονας ουραίου είναι η απόσταση από το αεροδυναμικό κέντρο του ουραίου μέχρι το κέντρο βάρους του α/φους.
- Όσο αυξάνεται ο μοχλοβραχίονας τόσο μειώνεται η επιφάνεια του ουραίου και το αντίστροφο.
- Μικρός μοχλοβραχίονας χρησιμοποιείται στα μαχητικά και μεγάλος στα επιβατικά.
- Βασικές απαιτήσεις ενός α/φους είναι το χαμηλό βάρος και η μικρή οπισθέλκουσα.

Βέλτιστος σχεδιασμός μοχλοβραχίονα ουραίου

- Η επιφάνεια του πίσου μέρους του α/φους είναι

$$S_{wet_{aft}} = S_{wet_{aft_{fus}}} + S_{wet_h}$$

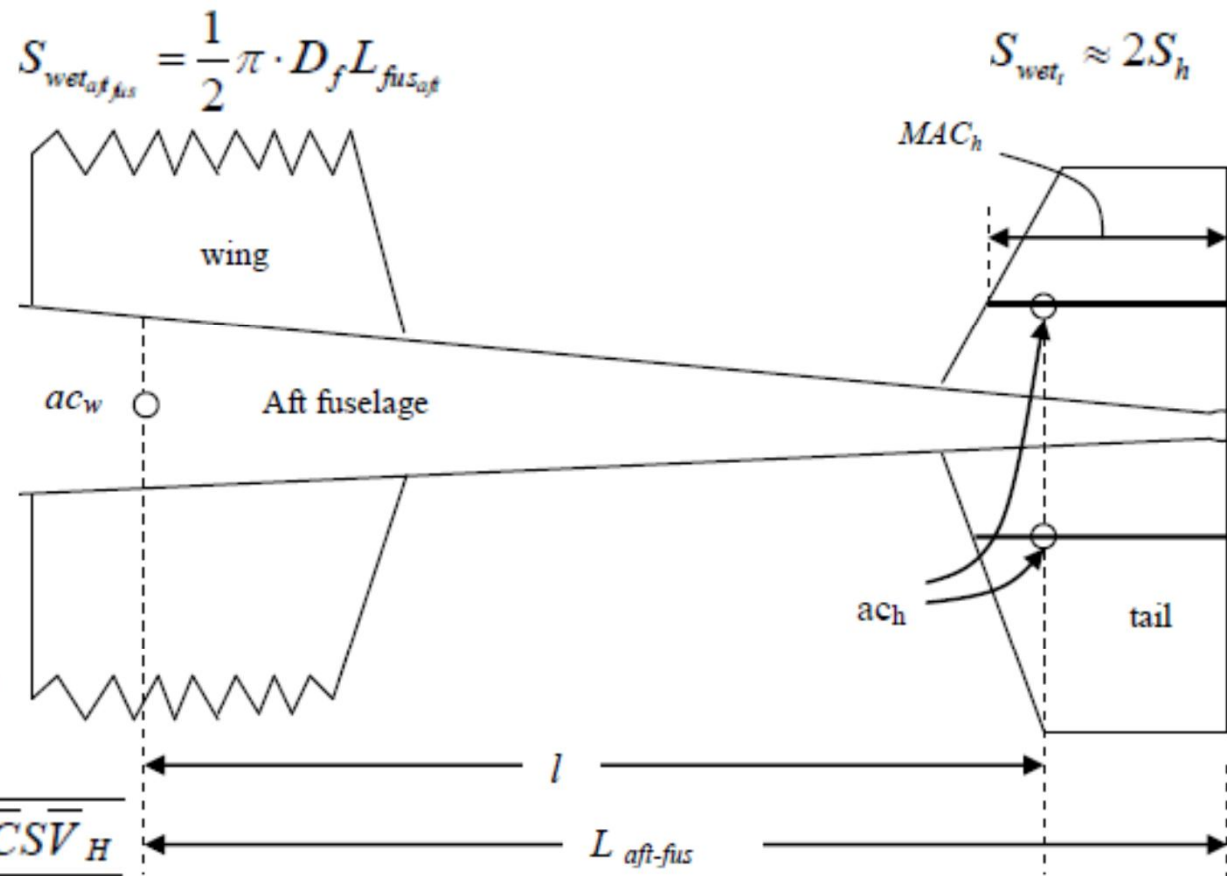
$$\bar{V}_H = \frac{lS_h}{CS} \Rightarrow S_h = \frac{\bar{C} \cdot S \cdot \bar{V}_H}{l}$$

$$S_{wet_h} \approx 2 \frac{\bar{C} S \bar{V}_H}{l}$$

$$S_{wet_{aft}} = \frac{1}{2} \pi D_f L_{fus_{aft}} + 2 \frac{\bar{C} S \bar{V}_H}{l}$$

$$\frac{\partial S_{wet_{aft}}}{\partial l} = \frac{1}{2} \pi D_f + 2 \frac{\bar{C} S \bar{V}_H}{l^2} = 0$$

$$l_{opt} = \sqrt{\frac{4\bar{C}S\bar{V}_H}{\pi D_f}} \quad l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4\bar{C}S\bar{V}_H}{\pi D_f}}$$



$K_c=1$ για κωνική άτρακτο, 1.4 για μεταφορικό α/φος

Παράδειγμα

- Ένα επιβατικό α/φος, η πτερυγική επιφάνεια είναι 10 m^2 και η μέση αεροδυναμική γραμμή είναι 1 m . Η διαμήκη ευστάθεια απαιτεί συντελεστή όγκου ουραίου 0.6 . Η μέγιστη διάμετρος της ατράκτου είναι 117 cm . Καθορίστε το βέλτιστο μοχλοβραχίονα ουραίου και την οριζόντια επιφάνεια του ουραίου.
- $K_c = 1.4$

$$l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4\bar{C}S\bar{V}_H}{\pi D_f}} = 1.4 \times \sqrt{\frac{4 \times 0.6 \times 1 \times 10}{\pi \times 1.17}} \Rightarrow l_{opt} = 3.577 \text{ m}$$

$$\bar{V}_H = \frac{lS_h}{CS} \Rightarrow S_h = \frac{\bar{V}_H \bar{C}S}{l} = \frac{0.6 \times 1 \times 10}{3.577} = 1.677 \text{ m}^2$$

ΑΡΧΕΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ
ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΟΥΡΑΙΟΥ ΠΤΕΡΩΜΑΤΟΣ

ΜΕΡΟΣ 7b⁰



Παράμετροι οριζόντιου ουραίου πτερώματος

- Το ουραίο πτέρωμα αποτελεί επιφάνεια άντωσης, όπως και η πτέρυγα, και συνεπώς υπάρχουν παρόμοιοι παράμετροι που υπολογίζονται αναλόγως.
- Το οριζόντιο ουραίο έχει ως σκοπό την αντιστάθμιση στον άξονα y.

$$\sum M_{cg} = 0 \Rightarrow M_{o_{wf}} + M_{L_{wf}} + M_{L_h} + M_{o_h} + M_{T_{eng}} + M_{D_w} = 0$$

- Η ροπή πρόνευσης της πτέρυγας εξαρτάται από τη θέση της. Ένα υψηλοπτέρυγο δημιουργεί ροπή προς τα πάνω του ρύγχους (θετική) ενώ το χαμηλοπτέρυγο ροπή προς τα κάτω του ρύγχους (αρνητική).
- Το πρόσημο της ροπής του κινητήρα $M_{T_{eng}}$ εξαρτάται από τη γραμμή ώσης και την κλίση του κινητήρα. Συνήθως η γωνία του κινητήρα είναι διάφορη του μηδενός για να συμμετέχει στην αντιστάθμιση.

$$\sum F_z = 0 \Rightarrow L_{wf} + T \sin(i_T) + L_h = 0$$

- Τυπικές τιμές της i_T είναι 2-4 μοίρες.

Παράμετροι οριζόντιου ουραίου πτερώματος

- Για λόγους απλοποίησης αγνοούμε τη ροπή πρόνευσης του ουραίου, τη ροπή της ώσης και της οπισθέλκουσας.

$$\sum M_{cg} = 0 \Rightarrow M_{o_w} + M_{L_w} + M_{L_h} + M_{o_h} + M_{I_{mg}} + M_{D_w} = 0 \quad C_{m_{o_w}} + C_L(h - h_o) - \eta_h \bar{V}_H C_{L_h} = 0$$

- Δυο άγνωστοι \bar{V}_H και C_{L_h} .
- Μια υψηλότερη τιμή \bar{V}_H έχει ως αποτέλεσμα μεγαλύτερη άτρακτο, ή/και μικρότερη πτέρυγα ή/και μεγαλύτερο οριζόντιο ουραίο. Το α/φος γίνεται πιο ευσταθές και λιγότερο ελέγξιμο.
- Εφόσον είμαστε στο προκαταρκτικό σχεδιασμό και τα αλλά μέρη δεν έχουν ακόμα καθοριστεί, γίνεται επιλογή μιας τυπική τιμή.
- Η τιμή h_o είναι η αδιάστατη θέση $\frac{X_{ac_w}}{C}$ του αεροδυναμικού κέντρου 0.2-0.25.

$$\bar{V}_H = \frac{l S_h}{C S}$$

Παράμετροι οριζόντιου ουραίου πτερώματος

- Η θέση του κέντρου βάρους μπορεί να θεωρηθεί ότι είναι $h = 0.2$.

No	Aircraft	Horizontal tail volume coefficient (\bar{V}_H)	Vertical tail volume coefficient (\bar{V}_V)
1	Glider and motor glider	0.6	0.03
2	Home-built	0.5	0.04
3	GA-single prop-driven engine	0.7	0.04
4	GA-twin prop-driven engine	0.8	0.07
5	GA with canard	0.6	0.05
6	Agricultural	0.5	0.04
7	Twin turboprop	0.9	0.08
8	Jet trainer	0.7	0.06
9	Fighter aircraft	0.4	0.07
10	Fighter (with canard)	0.1	0.06
11	Bomber/military transport	1	0.08
12	Jet Transport	1.1	0.09

Στήριξη ουραίου πτερώματος

- **Σταθερό** με χρήση με χρήση επιφάνειας ελέγχου (ασφαλές, φθινό και εύκολο στο σχεδιασμό)
- **Προσαρμόσιμο** με χρήση επιφάνειας ελέγχου (ενδιάμεσα πλεονεκτήματα)
- **Κινούμενο** (πιο ελέγξιμο, ευέλικτο)



- **Μικρά** αεροσκάφη **επιβατικά** έχουν **σταθερό**
- **Μεγάλα** επιβατικά **προσαρμόσιμο**
- **Μαχητικά** **κινούμενο**

Αεροτομή ουραίου πτερώματος

- Η αεροτομή πρέπει να έχει τη μεγαλύτερη δυνατή κλίση του συντελεστή άντωσης C_{Lat} με αρκετό εύρος χρήσιμων γωνιών προσβολής.
- Εφόσον το κέντρο βάρους κινείται κατά τη πτήση, η αεροτομή πρέπει να δημιουργεί θετική ή αρνητική άντωση και θετικές και αρνητικές γωνίες προσβολής. Άρα συμμετρικές αεροτομές είναι κατάλληλες για το οριζόντιο ουραίο.
- 0009, 0010, 0012, 63-006, 63-009, 63-012, 63-015, 63-018, 64-006, 64-012, 64A010, 65-009, 65-015, 66-012, 66-018, και 66-021 είναι συμμετρικές αεροτομές.
- Δεδομένου ότι το ουραίο δεν θα φτάσει σε κατάσταση απώλειας στήριξης διότι φτάνει πρώτα η πτέρυγα, δεν ενδιαφέρει αν η συμπεριφορά στην απώλεια στήριξης είναι απότομη ή πιο ομαλή.
- Για να αποφυγή συμπιεστή συμπεριφορά το ουραίο πρέπει να είναι λεπτότερο της πτέρυγας

Γωνία πρόπτωσης ουραίου πτερώματος

- Για σταθερή διαμόρφωση ουραίου πρέπει να καθοριστεί η γωνία πρόπτωσης.
- Η γωνία πρόπτωσης δεν έχει ως κύριο στόχο γενικά να μηδενίζει τη ροπή πρόνευσης γύρω από το κ.β. του α/φους, παρά μόνο όταν η επιφάνεια ελέγχου (elevator) έχει μηδενική κλίση.

- Ο συντελεστής άντωσης του ουραίου υπολογίζεται από

$$C_{m_{\text{ουφ}}} + C_L(h - h_o) - \eta_h \bar{V}_H C_{L_h} = 0$$

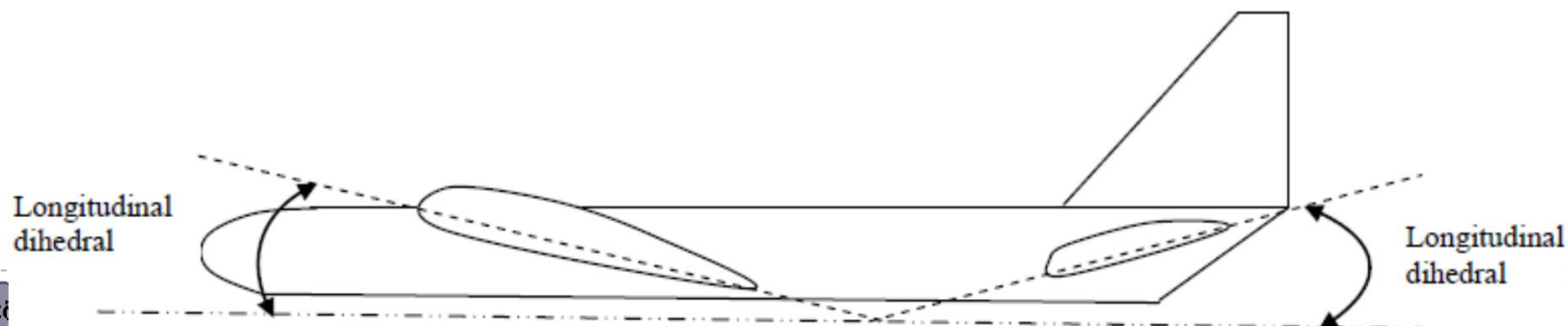
- Από το διάγραμμα συντελεστή άντωσης γωνίας προσβολής βρίσκεται η κλίση

$$C_{L_{\alpha_h}} = \frac{C_{L_h}}{\alpha_h} \Rightarrow \alpha_h = \frac{C_{L_h}}{C_{L_{\alpha_h}}}$$

- Αυτή είναι η αρχική τιμή της γωνίας πρόπτωσης, η οποία μπορεί να αλλάξει σε επόμενες φάσεις του σχεδιασμού.

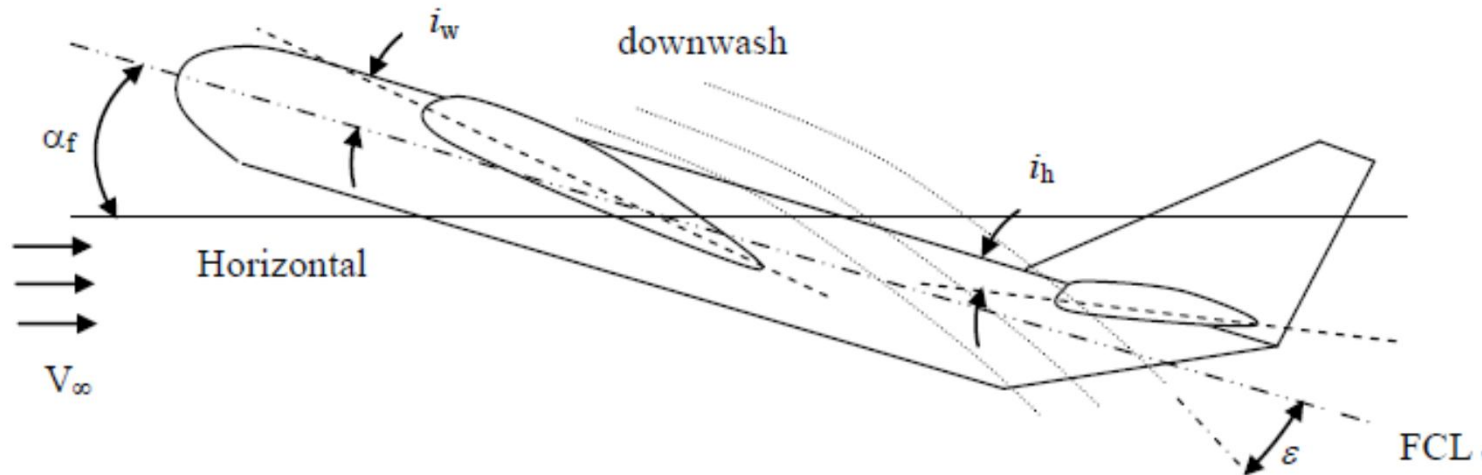
Γωνία πρόπτωσης ουραίου πτερώματος

- Ένα άλλο ζήτημα είναι η **ευστάθεια** στον άξονα y, η οποία ρυθμίζεται από την **εγκάρσια δίδεδη γωνία**.
- Η εγκάρσια δίδεδη **ορίζεται** με τους εξής τρόπους
 1. Θετική γωνία πρόπτωσης πτέρυγας και αρνητική γωνία πρόπτωσης του οριζόντιου ουραίου. $i_w > i_h$
 2. Όταν ο συντελεστής άντωσης της πτέρυγας είναι μεγαλύτερος από ότι του οριζόντιου ουραίου $C_{Lw} > C_{Lh}$
 3. Όταν η γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης της πτέρυγας είναι μεγαλύτερη από του οριζόντιου ουραίου. $\alpha_{ow} > \alpha_{oh}$
 4. Όταν η ενεργή γωνία προσβολής της πτέρυγας είναι μεγαλύτερη από το οριζόντιο ουραίο $\alpha_{eff_w} > \alpha_{eff_h}$



Γωνία πρόπτωσης ουραίου πτερώματος

- Η ενεργή γωνία προσβολής ορίζεται $\alpha_h = \alpha_f + i_h - \varepsilon$



- όπου ε είναι το κατώρευμα που είναι σταθερό κατά μήκος της πτέρυγας, είναι συνάρτηση της γωνίας προσβολής της πτέρυγας, ε_0 είναι το κατώρευμα για γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης

ε_0 is about 1 degree

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha_w \quad \varepsilon_0 = \frac{2C_{L_w}}{\pi \cdot AR} \quad \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2C_{L_{\alpha_w}}}{\pi \cdot AR}$$

Τυπικές τιμές

$\partial \varepsilon / \partial \alpha$ is about 0.3 rad/rad

$$C_{L_{\alpha_h}} = \frac{dC_{L_h}}{d\alpha_h} = \frac{C_{L_{\alpha_w}}}{1 + \frac{C_{L_{\alpha_w}}}{\pi \cdot AR}}$$

Διάταμα

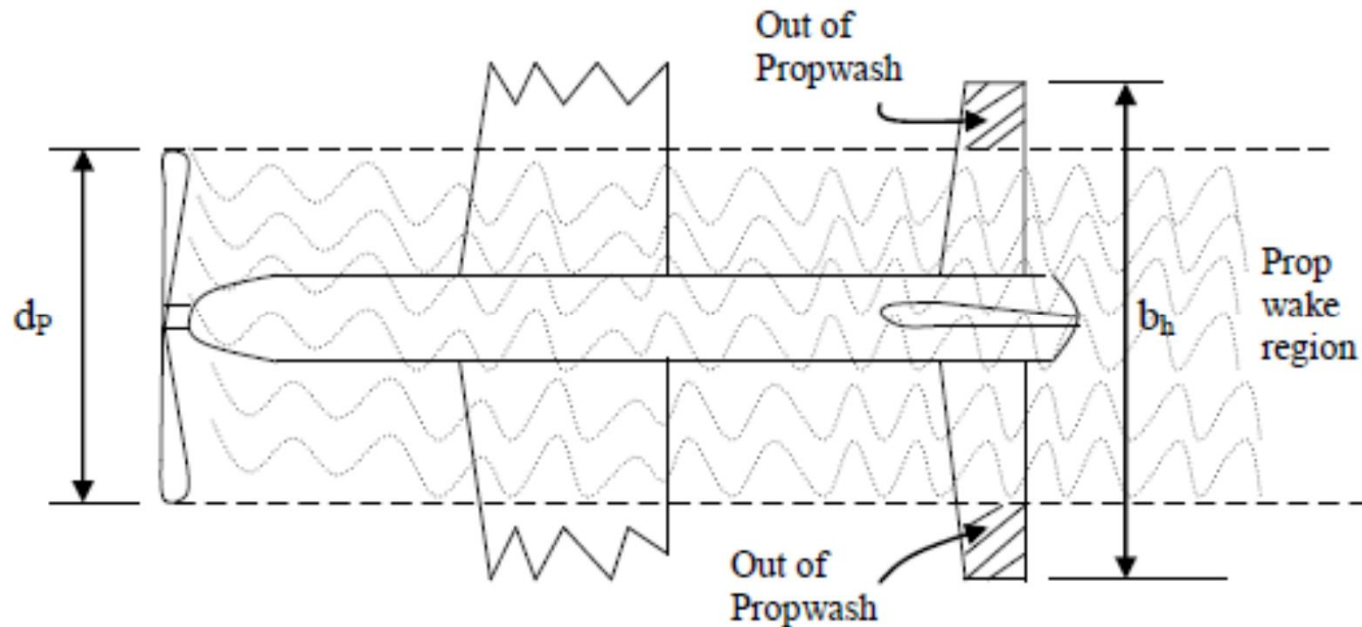
- Το διάταμα του οριζόντιου σταθερού **επιηρεάζει** την **ευστάθεια** και τον **έλεγχο** στον άξονα y , τις **επιδόσεις**, την αεροδυναμική και το **κ.β.** του α/φους.

$$AR_h = \frac{b_h}{C_h}$$

- Όσο **μεγαλύτερο** είναι το **διάταμα** τόσο **μεγαλύτερη** είναι η **κλίση** του **συντελεστή άντωσης**.
- Η **ελλειπτική κατανομή** της άντωσης στο ουραίο **δεν απαιτείται** αλλά **προτείνεται**.
- Το **μικρότερο διάταμα** είναι καλύτερο **διότι** η έκταση του πηδαλίου ανόδου-καθόδου (**elevator**) δημιουργεί **μεγάλη καμπτική ροπή** στη ρίζα.

Διάταμα

- Σε ένα μονό ελικοφόροα/φος το διάταμα πρέπει να αποδίδει εκπέτασμα ουραίου μεγαλύτερο του της διαμέτρου της έλικας. Έτσι, διασφαλίζεται ότι μέρος του ορ. ουραίου δεν επηρεάζεται από το απόρευμα της έλικας, και αυξάνεται η απόδοση η_h του ορ. ουραίου



- Μια ικανοποιητική **αρχική τιμή** του διατάματος του οριζόντιου σταθερού σε σχέση με το διάταμα της πτέρυγας είναι $AR_h = \frac{2}{3} AR_w$

Λόγος εκλέπτυνσης

- Για τον λόγο εκλέπτυνσης του οριζόντιου σταθερού ισχύουν τα ίδια με την πτέρυγα.

$$\lambda_h = \frac{C_{hsp}}{C_{hroot}}$$

- Η **ελλειπτική κατανομή** της άντωσης στο ουραίο **δεν απαιτείται** αλλά προτείνεται.
- Συνεπώς η **κύρια αιτία** εφαρμογής είναι η **ελάττωση του βάρους** του ουραίου.
- Συνήθως ο λόγος εκλέπτυνσης είναι **μικρότερος** σε σχέση με τον αντίστοιχο της **πτέρυγας**.
- Για α/φη γενικής αεροπορίας ο λ_h είναι 0.7-1, για μεταφορικά 0.4-0.7

Γωνία βέλους

- Η γωνία βέλους μετριέται είτε σε σχέση με της ακμές ή σε σχέση με το τέταρτο της χορδής.
- Η γωνία βέλους οριζόντιου σταθερού **επιρεάζει** την **ευστάθεια** και τον **έλεγχο** στον άξονα y , τις **επιδόσεις**, την αεροδυναμική και το **κ.β.** του α/φους.
- Μια αρχική τιμή για την γωνία βέλους είναι ίδια με τη γωνία βέλους της πτέρυγας.
- Η τελική τιμή θα καθοριστεί βάση της ανάλυσης ευστάθειας, ελέγχου, επιδόσεων και το σχεδιασμό και των υπόλοιπων τμημάτων του α/φους.

Δίεδρη γωνία

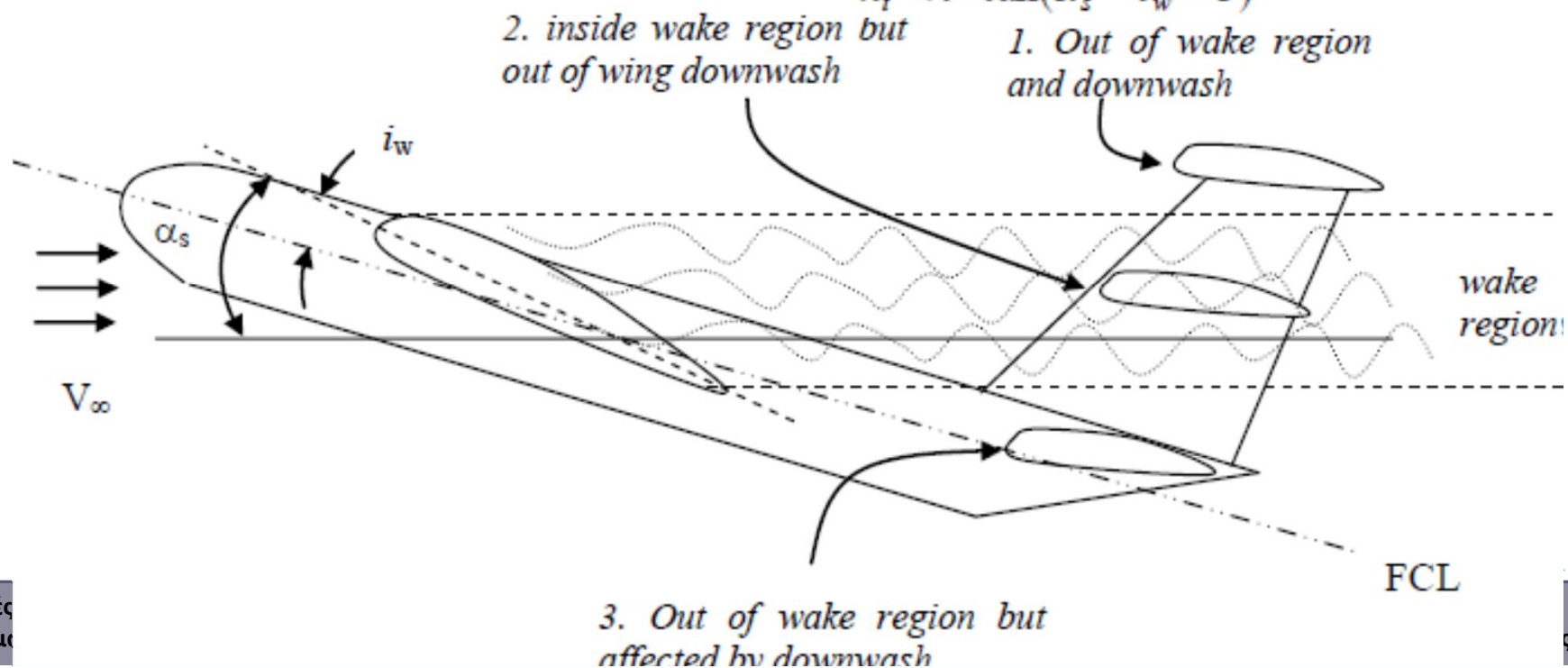
- Για τη δίεδρη γωνία του οριζόντιου σταθερού ισχύουν τα ίδια με την πτέρυγα.
- Η γωνία βέλους οριζόντιου σταθερού **επηρεάζει** την **ευστάθεια** και τον **έλεγχο** στον άξονα y , τις **επιδόσεις**, την αεροδυναμική και το **κ.β.** του α/φους.
- Μια αρχική τιμή για την γωνία βέλους είναι ίδια με τη δίεδρη γωνία της πτέρυγας.
- Η τελική τιμή θα καθοριστεί βάση της ανάλυσης ευστάθειας, ελέγχου, επιδόσεων και το σχεδιασμό και των υπόλοιπων τμημάτων του α/φους.

Κάθετη θέση οριζόντιου ουραίου

- Πρέπει να αποφασιστεί το **ύψος** του **οριζόντιου σταθερού** σε σχέση με τη **χορδή της πτέρυγας**.
- Η **θέση** του οριζόντιου σταθερού είναι ή στο **πίσω μέρος της ατράκτου** ή στο **κάθετο σταθερό**.
- Πέρα από τη **δομική ακεραιότητα**, η ανάλυση βασίζεται στην **ευστάθεια** και την **αντιστάθμιση**.
- Η **χαμηλή θέση** αποδίδει ένα **σύνηθες ουραίο**, η **υψηλή θέση** δίδει **ουραίο T** και η **μέση θέση** αποδίδει ένα **σταυρόμορφο ουραίο**.
- Μια **υπολογιστική ρευστοδυναμική** ανάλυση αποδίδει τη **βέλτιστη θέση**.

Κάθετη θέση οριζόντιου ουραίου

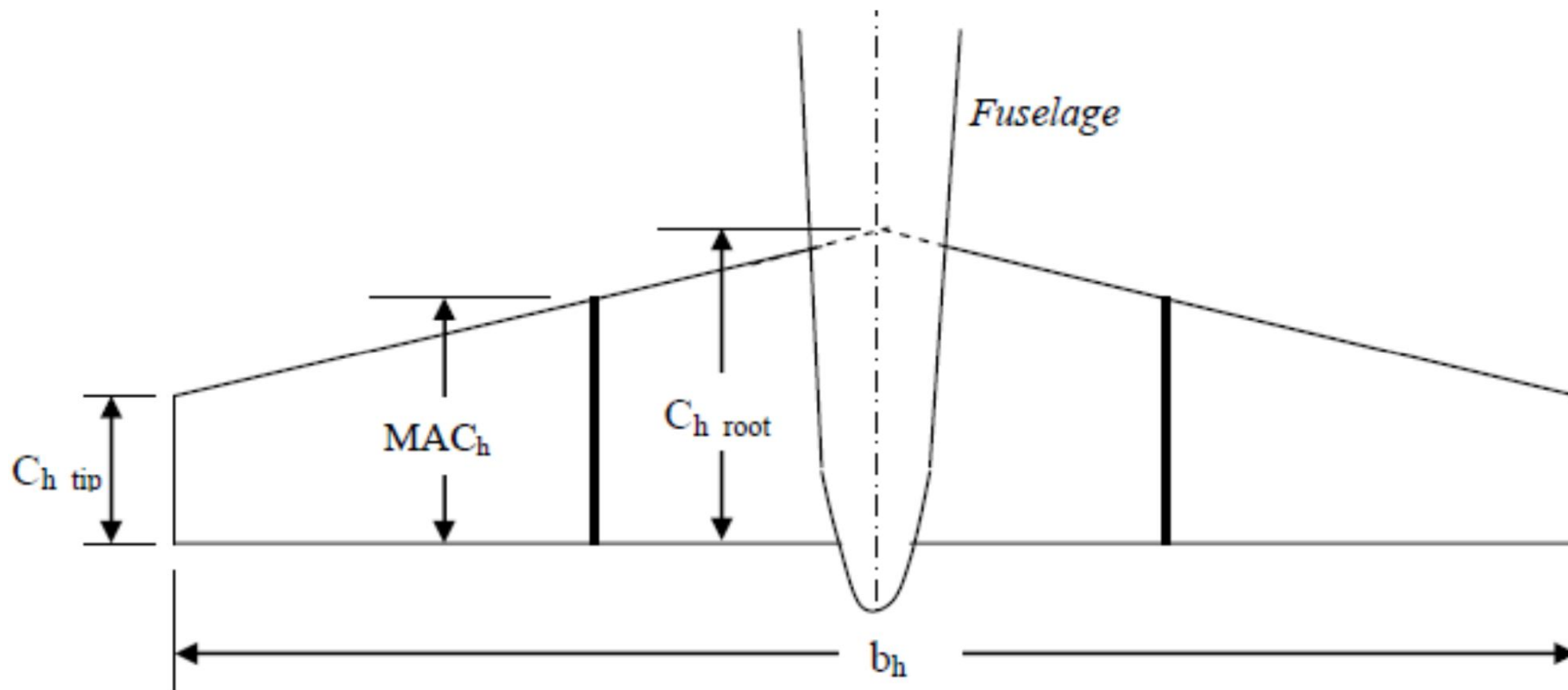
- Η πτέρυγα επηρεάζει το οριζόντιο **σταθερό**, μέσω του **κατωρεύματος**, του **απορεύματος** και **στροβιλισμούς**.
- Το ουραίο **δεν πρέπει** να βρίσκεται στη **περιοχή απορεύματος** όταν η **πτέρυγα** βρίσκεται σε **απώλεια στήριξης**.
- Η αρχική τιμή του ύψους σε σχέση με $h_t > l \cdot \tan(\alpha_s - i_w + 3)$
 $h_t < l \cdot \tan(\alpha_s - i_w - 3)$



Άλλες παράμετροι

- Οι άλλες γεωμετρικές παράμετροι μπορούν να καθοριστούν από τις παρακάτω σχέσεις.

$$AR_h = \frac{b_h}{C_h} \quad \lambda_h = \frac{C_{h_{tip}}}{C_{h_{root}}} \quad \bar{C}_h = \frac{2}{3} C_{h_{root}} \left(\frac{1 + \lambda_h + \lambda_h^2}{1 + \lambda_h} \right) \quad S_h = b_h \cdot \bar{C}_h$$



Τελικός έλεγχος

- Εφόσον όλα έχουν καθοριστεί γίνεται ο τελικός έλεγχος αντιστάθμισης στον y άξονα και στατικής και δυναμικής ευστάθειας στον ίδιο άξονα.
- Η **ανάλυση** γίνεται με στοιχεία **υπολογιστικής αεροδυναμικής**. Αν δεν επιτυγχάνεται τότε αλλάζουμε κάποιες παραμέτρους όπως η γωνία πρόπτωσης του οριζόντιου ουραίου.
- Για ένα σταθερό οριζόντιο ουραίο η στατική ευστάθεια μπορεί να εξετασθεί

$$C_{m_\alpha} = C_{L_{\alpha_{wf}}} (h - h_o) - C_{L_{\alpha_h}} \eta_h \frac{S_h}{S} \left(\frac{l}{C} - h \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

- Αν παράδειγμα είναι αρνητική η τιμή τότε είναι στατικά ευσταθές

Σχεδιασμός Κάθετου Ουραίου Πτερώματος

- Το κάθετο ουραίο πτέρωμα έχει **2 κύριες λειτουργίες**
- α) την **ευστάθεια** και
- β) την **αντιστάθμιση** στον κατακόρυφο άξονα.

- Επιπλέον έχει την **ευθύνη του ελέγχου** στον κατακόρυφο **μέσου** του **πηδαλίου** διεύθυνσης (**rudder**).

$$L_V = \frac{1}{2} \rho V^2 S_V C_{L_V}, \quad N_{cg} = L_V l_V, \quad \bar{V}_V = \frac{l_V S_V}{bS}$$

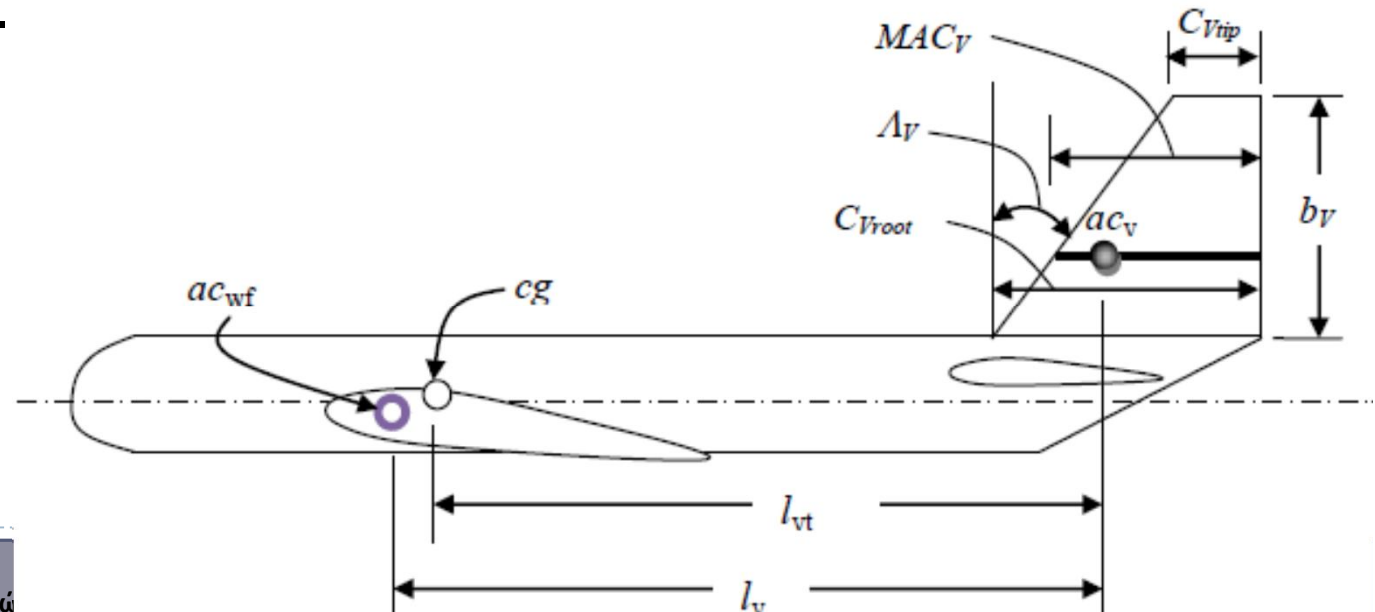
- N_{cg} είναι η ροπή εκτροπής, l_V είναι η απόσταση από το αεροδυναμικό κέντρο του κάθετου ουραίου και το αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας-ατράκτου.
- Η **μόνη θέση** για να υπάρχει κατακόρυφη **ευστάθεια** είναι στο **πίσω μέρος** της ατράκτου.

Μοχλοβραχίονας ροπής κάθετου ουραίου

- Για την κατακόρυφη στατική ευστάθεια ισχύει

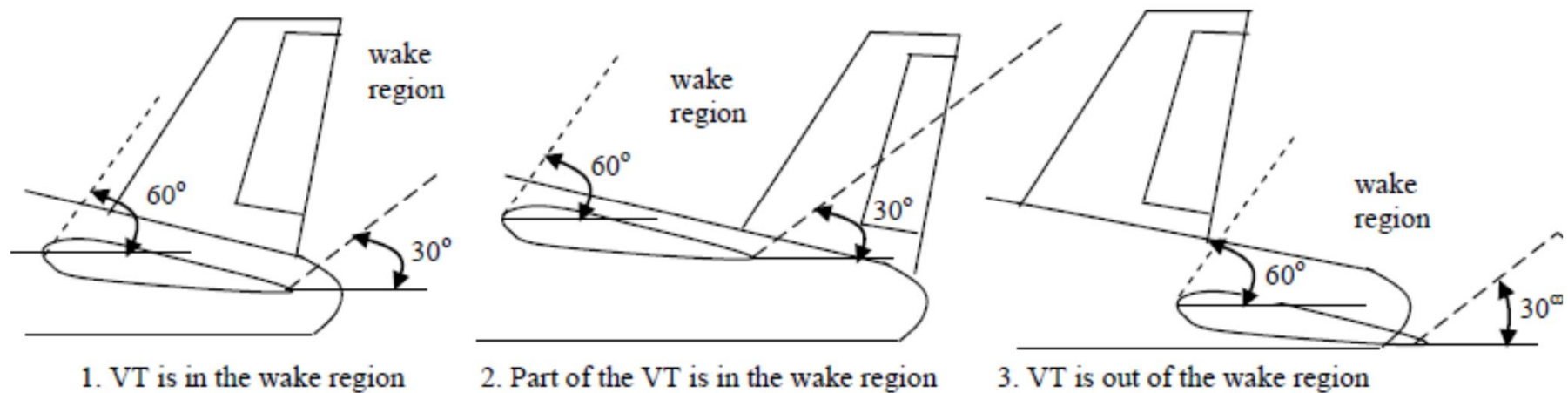
$$C_{n_\beta} \approx C_{n_{\beta_V}} = K_{f1} C_{L_{\alpha_V}} \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \eta_V \frac{l_{vt} S_V}{bS}$$

- K_{f1} είναι η συνεισφορά της ατράκτου στο α/φ ος (0.65-0.85)
- C_{n_β} εξαρτάται ισχυρά από τη προβαλλόμενη πλευρική επιφάνεια της ατράκτου και όταν έχει θετική τιμή το α/φ ος είναι κατακόρυφα ευσταθές και όσο μεγαλύτερη είναι η τιμή τόσο πιο ευσταθές είναι.
- Άρα μεγαλύτερη τιμή του l_{vt} τόσο πιο ευσταθές, αλλά ταυτόχρονα αυξάνεται και η ελεγχιμότητα.



Μοχλοβραχίονας ροπής κάθετου ουραίου

- Ένας κανόνας που προκύπτει από πειραματικά δεδομένα θέτει ότι **τουλάχιστον το 50%** της επιφάνειας του κάθετου ουραίου πρέπει να βρίσκεται **εκτός** της περιοχής **απορεύματος** του οριζόντιου.



- Άρα αν καθοριστεί ο μοχλοβραχίονας θα πρέπει να **αναθεωρηθεί** αν δεν ικανοποιηθεί η **προηγούμενη απαίτηση**.
- Αν χρειαστεί να **μειωθεί** ο μοχλοβραχίονας πρέπει να **αυξηθεί η επιφάνεια** του **κάθετου** και το αντίστροφο.

Επιφάνεια κάθετου ουραίου

- Για ένα α/φος Γενικής Αεροπορίας η επιφάνεια του κάθετου ουραίου είναι το 10-15% της επιφάνειας της πτέρυγας

$$S_V = \frac{b \cdot S \cdot \bar{V}_V}{l_V}$$

- Η επιφάνεια καθορίζεται από την εξίσωση
- Πολλές φορές τα θεωρητικά με τα πειραματικά δεδομένα δεν ταιριάζουν, με αποτέλεσμα κατά τις δοκιμές να μη ικανοποιείται πλήρως η ευστάθεια στον y και τον z άξονα.
- Μια λύση πέρα από την αύξηση της επιφάνειας του κατακόρυφου ουραίου είναι η χρήση ενός επιπρόθετου κάθετου πτερυγίου χωρίς διατομή αεροτομής (dorsal fin). Τοποθετείται μπροστά από το κάθετο ουραίο και έχει μεγαλύτερη γωνία βέλους.
- Επίσης θα μπορούσε να χρησιμοποιηθεί μια αντίστοιχη επιφάνεια στο κάτω μέρος στο πίσω μέρος της ατράκτου.

Αεροτομή κάθετου ουραίου

- Η αεροτομή πρέπει να είναι **συμμετρική**, η οποία αποδίδει μηδενική αεροδυναμική ροπή.
- **Τυπικές διατομές** αεροτομής NACA είναι 0009, 0010, 0012, 63-006, 63-009, 63-012, 63-015, 63-018, 64-006, 64-012, 64A010, 65-009, 65-015, 66-012, 66-018, και 66-021.
- Για να αποφευχθούν φαινόμενα συμπίεσης, πρέπει ο αριθμός Mach να είναι μικρότερος της πτέρυγας. Συνεπώς πρέπει να χρησιμοποιηθεί **λεπτότερη διατομή** της πτέρυγας.

Γωνία πρόπτωσης

- Το ουραίο πρέπει να είναι **συμμετρικό**, άρα η γωνία πρόπτωσης πρέπει να είναι μηδέν.
- Στη περίπτωση ελικοφόρου α/φους με ένα κινητήρα, η περιστροφή της έλικας τείνει να εκτρέψει το α/φος.
- Σε αυτήν τη περίπτωση γίνεται χρήση γωνίας πρόπτωσης, η οποία επιλέγεται, ώστε να μηδενίζει την ροπή της έλικας.

Διάταμα

$$AR_V = \frac{b_V}{C_V}$$

1. Ένα **υψηλό** κάθετο ουραίο προκαλεί **αύξηση** του συνολικού **ύψους** του α/φους. Μεγάλα μεταφορικά α/φη έχουν περιορισμό στο ύψος.
 2. Ένα **υψηλό** κάθετο ουραίο, **μειώνει** τον **έλεγχο** στον **x** άξονα, διότι μεγαλώνει η ροπή αδράνειας.
 3. Ένα **υψηλό** κάθετο ουραίο, **μεγαλώνει** τον **έλεγχο** στον **z** άξονα.
 4. Ένα **υψηλό** κάθετο ουραίο, **μεγαλώνει** την **καμπτική ροπή** στη ρίζα.
 5. Ένα **υψηλό** κάθετο ουραίο, **αυξάνει** την **κόπωση**.
 6. Ένα **υψηλό** κάθετο ουραίο, **μεγαλώνει** την **οπισθέλκουσα**.
 7. Σε διαμόρφωση **T-ουραίου** πρέπει να έχει το **κατάλληλο ύψος** για να μην βρίσκεται στην περιοχή απορεύματος της πτέρυγας το οριζόντιο ουραίο και να αποφευχθεί η πλήρης απώλεια στήριξης.
 8. Ένα **υψηλό** κάθετο ουραίο, **αυξάνει** $(L/D)_{\max}$
- Μια **αρχική τιμή**, πρέπει να είναι μεταξύ **1-2**.

Λόγος εκλέπτυνσης, γωνία βέλους, δίεδρη γωνία

$$\lambda_V = \frac{C_{V\psi}}{C_{V_{\text{root}}}}$$

- Ο σκοπός του λόγου εκλέπτυνσης είναι να μειώσει την καμπτική τάση στην ρίζα και ότι αποδίδει στο κάθετο ουραίο γωνία βέλους.
- Αυξάνει την πολυπλοκότητά στην κατασκευή .
- Όσο αυξάνεται η γωνία βέλους, μικραίνει ο μοχλοβραχίονας της ροπής εκτροπής, με αποτέλεσμα να μειώνεται ο έλεγχος τον κατακόρυφο άξονα και μειώνεται η ευστάθεια στον άξονα y.
- Μεταξύ των ανωτέρω πλεονεκτημάτων και μειονεκτημάτων αποφασίζεται η τιμή του λόγου εκλέπτυνσης.
- Για λόγους συμμετρίας δεν χρησιμοποιείται δίεδρη γωνία

Άλλες παράμετροι

$$AR_V = \frac{b_V}{C_V} = \frac{b_V^2}{S_V} \quad \lambda_V = \frac{C_{V\Phi}}{C_{V_{root}}}$$

$$\bar{C}_V = \frac{2}{3} C_{V_{root}} \left(\frac{1 + \lambda_V + \lambda_V^2}{1 + \lambda_V} \right)$$

$$S_V = b_V \cdot \bar{C}_V$$

Πρακτικά βήματα σχεδιασμού ουραίου πτερώματος

1. Επιλογή διαμόρφωσης ουραίου πτερώματος
Οριζόντιο ουραίο
2. Επιλογή θέσης οριζόντιου ουραίου (εμπρός ή πίσω canard)
3. Επιλογή συντελεστή όγκου οριζόντιου ουραίου
4. Υπολογισμός βέλτιστης απόστασης-μοχλοβραχίονα για την ελαχιστοποίηση της οπισθέλκουσας και του βάρους
5. Υπολογισμός επιφάνειας
6. Υπολογισμός συντελεστή αεροδυναμικής ροπής πρόνευσης πτέρυγας-ατράκτου
7. Υπολογισμός συντελεστή άντωσης πλευύσης
8. Υπολογισμός επιθυμητού συντ. άντωσης πλευύσης από την εξ. αντιστάθμισης
9. Επιλογή αεροτομής
10. Επιλογή γωνίας βέλους και δίδερης γωνίας
11. Επιλογή διατάματος και λόγου εκλέπτυνσης
12. Υπολογισμός κλίσης συντελεστή άντωσης
13. Υπολογισμός γωνίας προσβολής κατά την πλευύσης

Πρακτικά βήματα σχεδιασμού ουραίου πτερώματος

14. Υπολογισμός γωνίας κατωρεύματος
15. Υπολογισμός γωνίας προσβολής
16. Υπολογισμός εκπετάσματος, χορδής ρίζας, χορδής άκρου, μέσης αεροδυναμικής χορδής
17. Υπολογισμός συντελεστή άντωσης χρησιμοποιώντας θεωρία γραμμής άντωσης (σαν να είναι μια μικρή πτέρυγα)
18. Αν δεν είναι ίση με την απαιτούμενη από το βήμα 8 τότε γίνεται δοκιμή με άλλη γωνία πρόπτωσης
19. Έλεγχος απώλειας στήριξης
20. Υπολογισμός της συνεισφοράς του ουραίου στην στατική ευστάθεια στον άξονα y . Η τιμή του C_{ma} πρέπει να είναι αρνητική. Αν δεν ικανοποιούνται οι απαιτήσεις τότε επανασχεδιάσμός του ουραίου.
21. Ανάλυση δυναμικής ευστάθειας. Αν δεν ικανοποιούνται οι απαιτήσεις τότε επανασχεδιάσμός του ουραίου.
22. Βελτιστοποίηση οριζόντιου ουραίου.

Πρακτικά βήματα σχεδιασμού ουραίου πτερώματος

Κάθετο ουραίο

23. Επιλογή διαμόρφωσης κάθετου ουραίου
24. Επιλογή συντελεστή όγκου κάθετου ουραίου
25. Θεώρηση απόστασης-μοχλοβραχίονα κάθετου ουραίου ίση με του οριζόντιου
26. Υπολογισμός επιφάνειας
27. Επιλογή αεροτομής
28. Επιλογή διατάματος
29. Επιλογή λόγου εκλέπτυνσης
30. Υπολογισμός γωνίας βέλους
31. Υπολογισμός γωνίας πρόπτωσης
32. Υπολογισμός δίεδρης γωνίας
33. Υπολογισμός εκπετάσματος, χορδής ρίζας, χορδής άκρου, μέσης αεροδυναμικής χορδής
34. Έλεγχος αντιστάθμισης και ευστάθειας
35. Τροποποιήσεις για να ικανοποιηθούν οι απαιτήσεις - Βελτιστοποίηση

Παράδειγμα

- Σχεδιάστε ένα οριζόντιο ουραίο ενός διθέσιο α/φος (glider) με τα παρακάτω χαρακτηριστικά
 $m_{TO} = 850 \text{ kg}$, $D_{fmax} = 1.1 \text{ m}$, $V_c = 95 \text{ knot (at 10,000 ft)}$, $\alpha_f = 1 \text{ deg (at cruise)}$
- Η πτέρυγα έχει επιφάνεια 18 m^2 και τα παρακάτω χαρακτηριστικά
 $\bar{C} = 0.8 \text{ m}$, $AR = 28$, $\lambda = 0.8$, $i_w = 3 \text{ deg}$, $\alpha_{twist} = -1.1 \text{ deg}$, $\Lambda_{LE} = 8 \text{ deg}$, $\Gamma = 5 \text{ deg}$,
airfoil: NACA 23012, $C_{L\alpha} = 5.8 \text{ 1/rad}$
- Το α/φος είναι υψηλοπτέρυγο και τυπική διαμόρφωση στο πίσω μέρος της ατράκτου, και το αεροδυναμικό κέντρο της ατράκτου-πτέρυγας βρίσκεται στο 23% της μέσης αεροδυναμικής χορδής. Σε συνθήκες πλεύσης, το κέντρο βάρους του α/φους βρίσκεται στο 32% του μήκους της ατράκτου. Το κ.β. του α/φους βρίσκεται 7 cm μπροστά από το αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας-ατράκτου.

Παράδειγμα

- Εφόσον το αεροσκάφος δεν είναι για ελιγμούς επιλέγεται σταθερό οριζόντιο ουραίο.

$$\bar{V}_H = 0.6$$

$$K_c = 1.2$$

No	Aircraft	Horizontal tail volume coefficient (\bar{V}_H)	Vertical tail volume coefficient (\bar{V}_V)
1	Glider and motor glider	0.6	0.03
2	Home-built	0.5	0.04
3	GA-single prop-driven engine	0.7	0.04
4	GA-twin prop-driven engine	0.8	0.07
5	GA with canard	0.6	0.05
6	Agricultural	0.5	0.04
7	Twin turboprop	0.9	0.08
8	Jet trainer	0.7	0.06
9	Fighter aircraft	0.4	0.07
10	Fighter (with canard)	0.1	0.06
11	Bomber/military transport	1	0.08
12	Jet Transport	1.1	0.09

Βέλτιστος μοχλοβραχίονας

$$l = l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4CS\bar{V}_H}{\pi D_f}} = 1.2 \sqrt{\frac{4 \times 0.8 \times 18 \times 0.6}{\pi \times 1.1}} = 3.795 \text{ m}$$

$$\bar{V}_H = \frac{lS_h}{CS} \Rightarrow S_h = \frac{CS\bar{V}_H}{l} = \frac{0.8 \times 18 \times 0.6}{3.795} = 2.277 \text{ m}^2$$

Παράδειγμα

$$C_L = C_{Lc} = \frac{2W_{avg}}{\rho V_c^2 S} = \frac{2 \times 850 \times 9.81}{0.905 \times (95 \times 0.5144)^2 \times 18} = 0.428$$

- Στα 10000 ft η πυκνότητα του αέρα είναι 0.905 kg/m^3
- Ο συντελεστής πρόνευσης πτέρυγας-ατράκτου είναι

$$C_{m_{owf}} = C_{m_{af}} \frac{AR \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 \cos(\Lambda)} + 0.01\alpha_t = -0.013 \frac{28 \times \cos^2(8)}{28 + 2 \cos(8)} + 0.01 \times (-1.1) = -0.023$$

- Για NACA 23012 $C_{m_{af}} = -0.013$

$$l_{opt}/L_f \text{ is } 0.65 \quad L_f = l_{opt} / 0.65 = 3.795 / 0.65 = 5.838 \text{ m}$$

No	Aircraft configuration/ type	l/L
1	An aircraft whose engine is installed at the nose and has an aft tail	0.6
2	An aircraft whose engine(s) installed above the wing and has an aft tail	0.55
3	An aircraft whose engine installed at the aft fuselage and has an aft tail	0.45
4	An aircraft whose engine installed under the wing and has an aft tail	0.5
5	Glider (with an aft tail)	0.65
6	Canard aircraft	0.4

Παράδειγμα

- Το αεροδυναμικό κέντρο βρίσκεται στο 23% της μέσης αεροδυναμικής γραμμής, και το κ.β. στο 32% του μήκους της ατράκτου. Το κ.β. βρίσκεται 7 cm μπροστά από το αεροδυναμικό κέντρο.

$$X_{\text{apex}} + 0.23 \text{ MAC} = 0.32 L_f + 0.07$$

$$\text{Thus } X_{\text{apex}} = -0.23 \text{ MAC} + 0.32 L_f + 0.07 = 1.754 \text{ m}$$

$$X_{\text{cg}} = 0.23 \text{ MAC} - 0.07 = 0.23 (0.8 \text{ m}) - 0.07 = 0.114 \text{ m (from wing leading edge)}$$

$$\bar{X}_{\text{cg}} = h = \frac{0.114}{\text{MAC}} = \frac{0.114}{0.8} = 0.142 = 14.2\% \text{ MAC} \quad h = 0.142.$$

$$C_{m_{\text{owf}}} + C_L(h - h_o) - \eta_h \bar{V}_H C_{L_h} = 0 \Rightarrow C_{L_h} = \frac{C_{m_{\text{owf}}} + C_L(h - h_o)}{\bar{V}_H}$$
$$= \frac{-0.023 + 0.428 \times (0.114 - 0.23)}{0.6} \Rightarrow C_{L_h} = -0.121$$

Παράδειγμα

- Επιλέγεται αεροτομή που να είναι συμμετρική και λεπτότερη της πτέρυγας
- Επιλέγεται **NACA 0009**

C_{li}	C_{dmin}	C_m	$(C_l/C_d)_{max}$	α_0 (deg)	α_s (deg)	C_{lmax}	$C_{l\alpha}$ (1/rad)	$(t/c)_{max}$
0	0.005	0	83.3	0	13	1.3	6.7	9%

$$AR_h = \frac{2}{3} AR_w = \frac{2}{3} \times 28 = 18.6 \quad \lambda_h = \lambda_w = 0.81$$

$$\Lambda_h = 10 \text{ deg}, \Gamma_h = 5 \text{ deg} \quad C_{L\alpha} = \frac{C_{l\alpha_h}}{1 + \frac{C_{l\alpha_h}}{\pi \cdot AR_h}} = \frac{6.7}{1 + \frac{6.7}{3.14 \times 18.6}} = 6.1 \frac{1}{rad}$$

$$\alpha_h = \frac{C_{L_h}}{C_{L\alpha_h}} = \frac{-0.121}{6.1} = -0.018 \text{ rad} = -1.02 \text{ deg}$$

Παράδειγμα

➤ Χρήση θεωρίας γραμμής άντωσης

$$CL_{tail} = -0.0959$$

$$\alpha_h = -1.29 \text{ degrees}$$

$$\varepsilon_o = \frac{2C_{L_w}}{\pi \cdot AR} = \frac{2 \times 0.428}{\pi \cdot 28} = 0.0097 \text{ rad} = 0.558 \text{ deg}$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2C_{L_{\alpha_w}}}{\pi \cdot AR} = \frac{2 \times 5.8}{\pi \cdot 28} = 0.132 \text{ deg/deg}$$

Thus:

$$\varepsilon = \varepsilon_o + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha_w = 0.0097 + 0.132 \times \frac{3}{57.3} = 0.017 \text{ rad} = 0.954 \text{ deg}$$

$$\alpha_t = \alpha_f + i_h - \varepsilon \Rightarrow i_h = \alpha_h - \alpha_f + \varepsilon = -1.29 - 1 + 0.954 = -1.33 \text{ deg}$$

```

clc
clear
N = 9; % (number of segments-1)
S = 2.277; % m^2
AR = 18.6; % Aspect ratio
lambda = 0.8; % Taper ratio
alpha_twist = 0.00001; % Twist angle (deg)
a_h = -1.02; % tail angle of attack (deg)
a_2d = 6.1; % lift curve slope (1/rad)
alpha_0 = 0.000001; % zero-lift angle of attack (deg)
b = sqrt(AR*S); % tail span
MAC = S/b; % Mean Aerodynamic Chord
Croot = (1.5*(1+lambda)*MAC)/(1+lambda+lambda^2); % root chord
theta = pi/(2*N):pi/(2*N):pi/2;
alpha = a_h + alpha_twist:(-alpha_twist/(N-1):a_h); % segment's angle of attack
z = (b/2)*cos(theta);
c = Croot * (1 - (1-lambda)*cos(theta)); % Mean Aerodynamics chord at each segment
mu = c * a_2d / (4 * b);
LHS = mu .* (alpha - alpha_0) / 57.3; % Left Hand Side
% Solving N equations to find coefficients A(i):
for i=1:N
    for j=1:N
        B(i,j) = sin((2*j-1) * theta(i)) * (1 + (mu(i) * (2*j-1)) / sin(theta(i)));
    end
end
A = B \ transpose(LHS);
for i = 1:N
    sum1(i) = 0;
    sum2(i) = 0;
    for j = 1 : N
        sum1(i) = sum1(i) + (2*j-1) * A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
        sum2(i) = sum2(i) + A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
    end
end
CL_tail = pi * AR * A(1)

```


Παράδειγμα

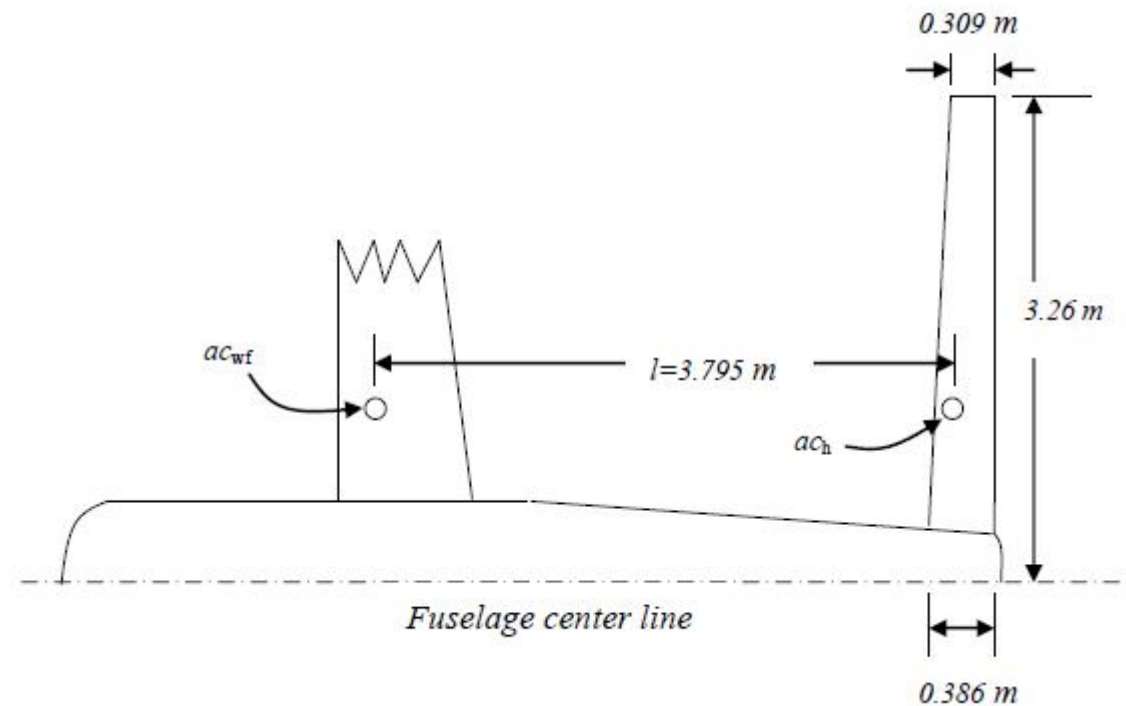
➤ Τέλος $AR_h = \frac{b_h}{C_h}$

$b_h = 6.52 \text{ m}, \bar{C}_h = 0.349 \text{ m}, C_{h_{sp}} = 0.309 \text{ m}, C_{h_{root}} = 0.386 \text{ m}$

$$\lambda_h = \frac{C_{h_{sp}}}{C_{h_{root}}}$$

$$\bar{C}_h = \frac{2}{3} C_{h_{root}} \left(\frac{1 + \lambda_h + \lambda_h^2}{1 + \lambda_h} \right)$$

$$S_h = b_h \cdot \bar{C}_h$$



$$C_{m_x} = C_{L_{\alpha_{wf}}} (h - h_o) - C_{L_{\alpha_h}} \eta_h \frac{S_h}{S} \left(\frac{l}{C} - h \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

$$C_{m_x} = 5.7(0.114 - 0.23) - 6.1 \times 0.98 \frac{2.277}{18} \left(\frac{3.795}{0.8} - 0.114 \right) (1 - 0.132) = -3.7 \frac{1}{\text{rad}}$$

ΑΡΧΕΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ
ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΑΤΡΑΚΤΟΥ

ΜΕΡΟΣ 8^ο



Εισαγωγή

- Σκοπός της ατράκτου είναι να φιλοξενήσει το φορτίο.
- Ορίζεται ως κυψέλη που περιέχει το φορτίο και πρέπει να το μεταφέρει με συγκεκριμένη ταχύτητα.
- Πρέπει να επιτρέπει την γρήγορη φόρτωση πριν την απογείωση και την γρήγορη εκφόρτωση μετά την προσγείωση.
- Για να μειωθεί η συνολική οπισθέλκουσα του α/φους, και συστήματα όπως σύστημα προσγείωσης, ο κινητήρας, το σύστημα καυσίμου, περικλείονται στην άτρακτο.
- Πρέπει να είναι χαμηλού βάρους, χαμηλής οπισθέλκουσας, να συνεισφέρει στην άντωση, να έχει συμμετρία, να είναι ασφαλές σε επικίνδυνες καταστάσεις, όπως κεραυνοί.

Εισαγωγή

- Συνεισφέρει 30-50% της συνολικής οπισθέλκουσας,
- Να συνεισφέρει μέχρι και 50% της συνολικής άντωσης.
- Για να έχουμε ένα βέλτιστο σχεδιασμό της ατράκτου πρέπει να επιλεχθεί προτεραιότητα στις απαιτήσεις.
- Οι σημαντικές παράμετροι πρέπει να υπολογιστούν και να επιλεγούν κατά τη φάση του σχεδιασμού είναι
 1. Το μήκος της ατράκτου
 2. Η μέγιστη διάμετρος της ατράκτου
 3. Η διαμόρφωση της ατράκτου

Λειτουργίες ατράκτου

No.	Functions and features	Description
1	Primary function	Accommodate the payload
2	Secondary functions	Accommodate crew members Accommodate flight attendants and other technical personnel Provide space for landing gear (if retracted inside fuselage) Provide space for engine (if inside fuselage) Provide space for fuel tanks (if inside fuselage) Provide sufficient room for systems (electric, hydraulic, mechanical, radio, etc.) Provide structural arm for empennage Keep the integrity of the aircraft structure (e.g., hold the wing)
3	Desired features and expectations	Generate the lowest drag Contribute positively to the lift generation Low weight Provide passenger/pilot/crew comfort Carry structural flight loads External symmetry Loading and unloading effectiveness Safe against environmental hazards (e.g., lightning) Low wetted area

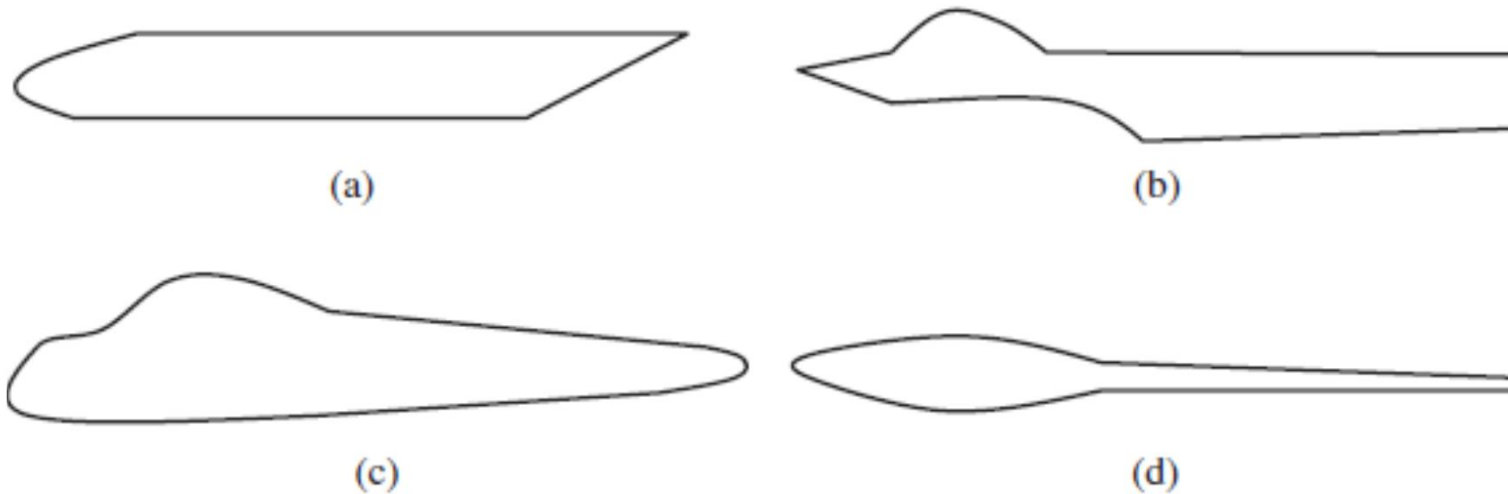
Διαμόρφωση Ατράκτου

- Μια βραχύσωμη άτρακτος, χαμηλό βάρος αλλά μεγάλη οπισθέλκουσα (μικρό α/φος) και το αντίστροφο (π.χ. μαχητικό). (κόστος/απόδοση)
- Μια άτρακτο περιλαμβάνει τα παρακάτω τμήματα
- Σταθμό πιλότου και πληρώματος (cockpit)
- Καμπίνα επιβατών
- Χώρος αποσκευών
- Αποθηκευτικός χώρος φορτίων
- Ρύγχος, πόρτες, παράθυρα, δεξαμενές καυσίμων,
- Εσωτερικά συστήματα (ηλεκτρικά, μηχανολογικά, υδραυλικά)
- Κινητήρα/ες

- Κάθε τμήμα σχεδιάζεται ξεχωριστά.

Διαμόρφωση Ατράκτου

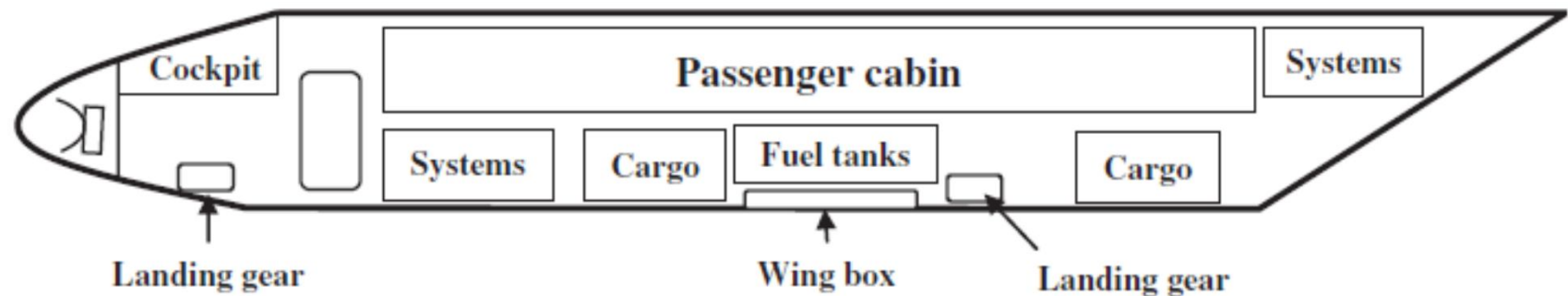
- Για συγκεκριμένες απαιτήσεις υπάρχουν 4 βέλτιστες διαμορφώσεις



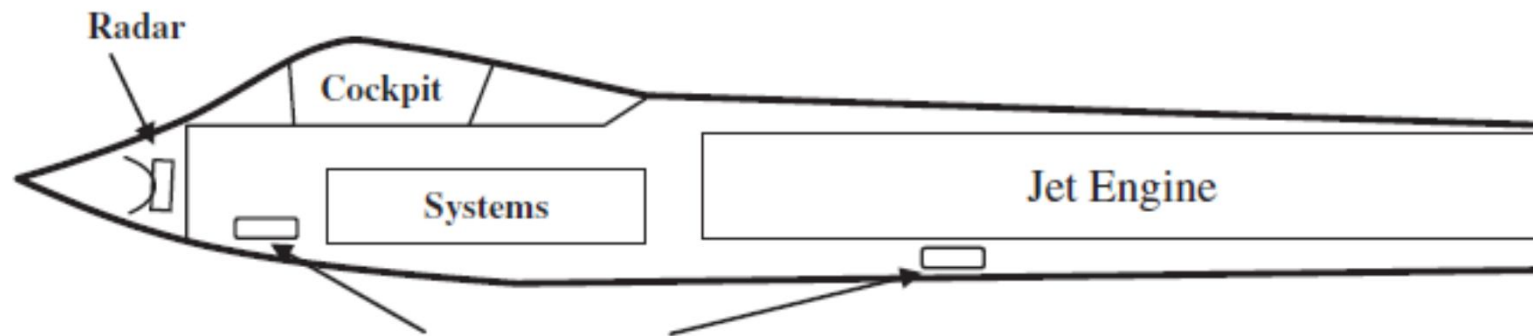
- Α) για μεγάλο μεταφορικό α/φος, β) μαχητικό α/φος γ) ελαφρύ α/φος γεν. αεροπορίας, δ) ανεμοπλάνο

Διαμόρφωση Ατράκτου – Βασικές αρχές

1. Να κρατηθεί όσο μικρότερη είναι εφικτό
2. Να υπάρχει συμμετρία ως προς τη κάτοψη
3. Να υπάρχει ικανοποιητικός χώρος για όλα τα στοιχεία
4. Μεταβαλλόμενα φορτία π.χ. καύσιμο να βρίσκεται κοντά στο κ.β.
5. Το cockpit να βρίσκεται όσο πιο μπροστά, για τον έλεγχο
6. Το κ.β. να βρίσκεται κοντά στο αεροδ. κέντρο πτέρυγας-ατράκτου



(a)



Εργονομία (ή ανθρώπινος παράγοντας)

- Είναι η επιστήμη σχεδιασμού του εξοπλισμού και του χώρου ώστε να ταιριάζουν στον χρήστη
- Σκοπός η αύξηση της απόδοσης των συστημάτων ελαχιστοποιώντας το ανθρώπινο λάθος, βελτιστοποιώντας την απόδοση, την άνεση και την ασφάλεια.

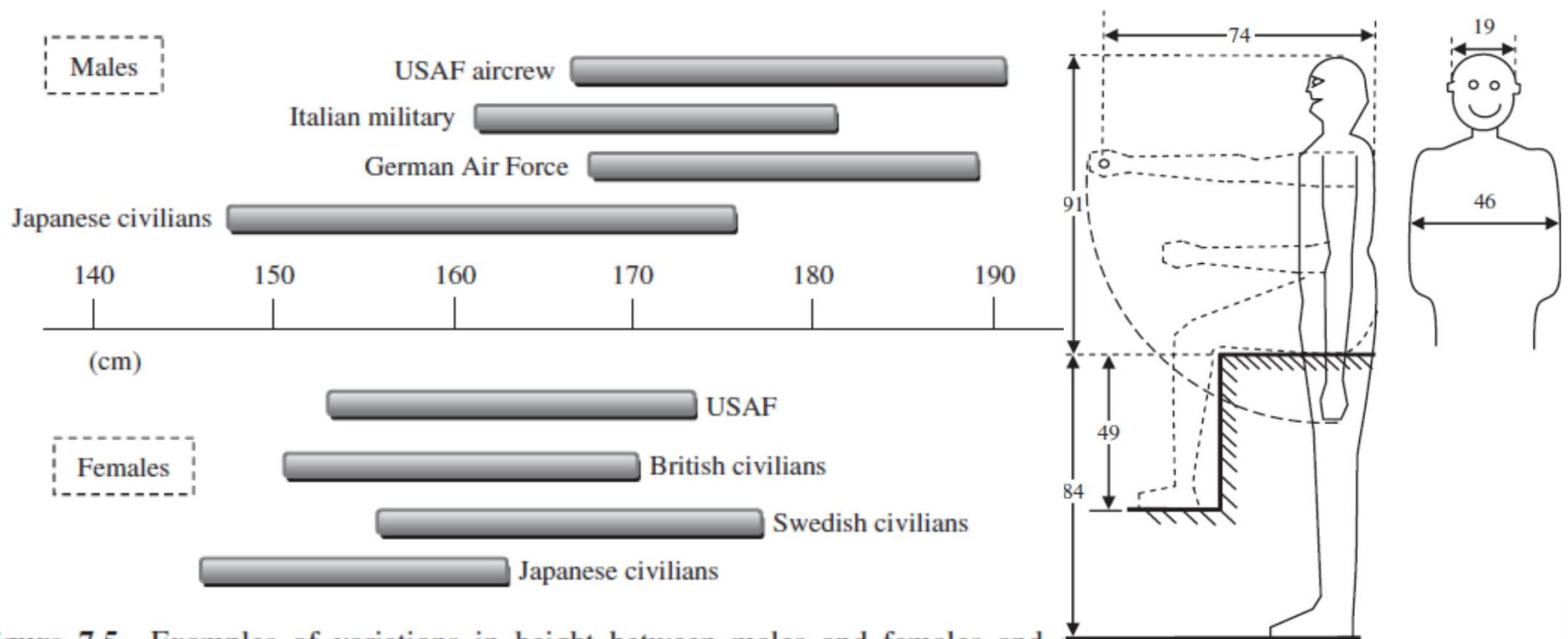
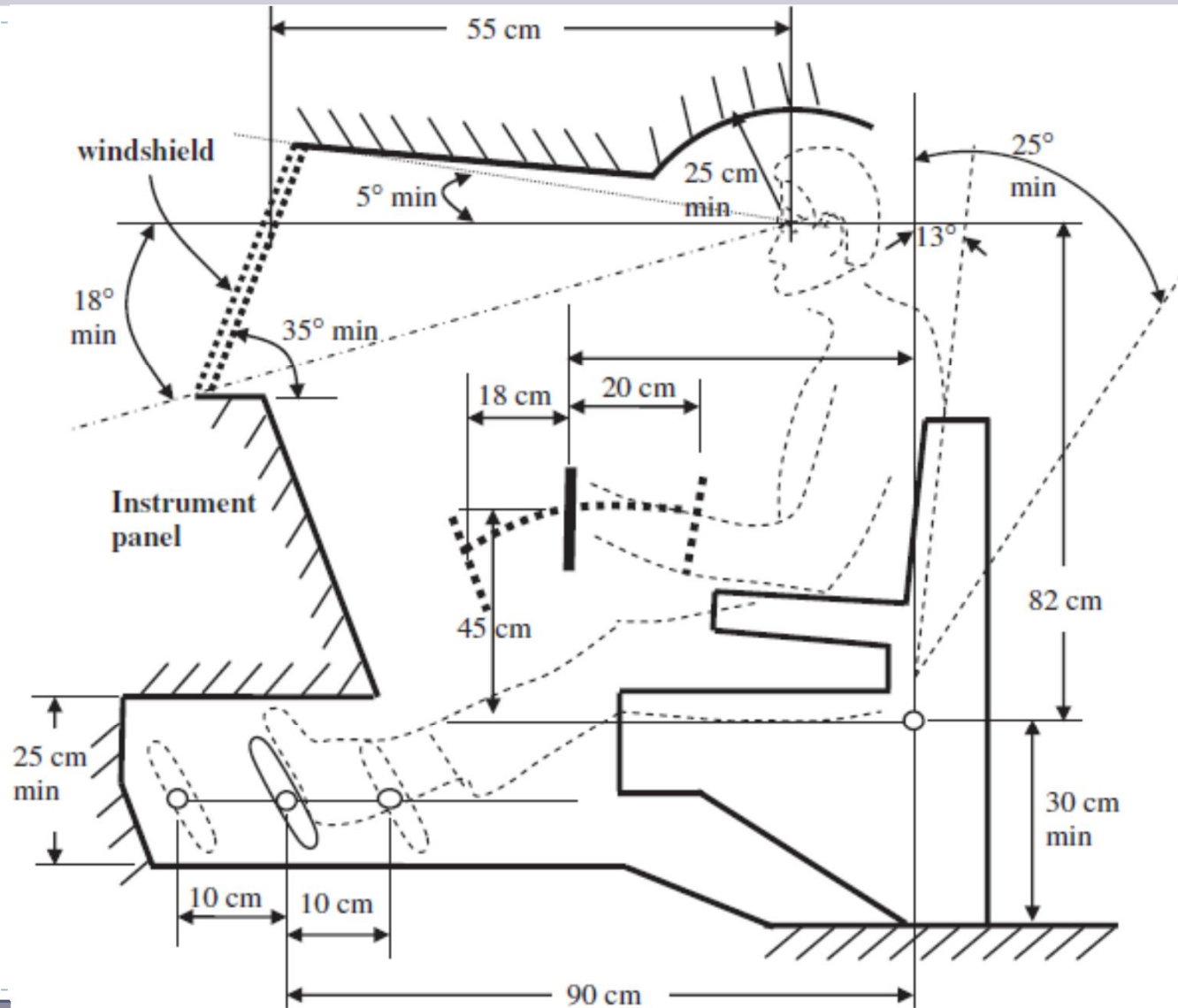


Figure 7.5 Examples of variations in height between males and females and

Σχεδιασμός Cockpit

- Η καμπίνα πιλότου σχεδιάζεται ώστε να μπορεί ο πιλότος να ελέγξει το α/φος μέσω του θαλάμου διακυβέρνησης (flight deck)
- Ο θάλαμος διακυβέρνησης περιλαμβάνει, υλικό, λογισμικό, ανθρώπους και το περιβάλλον.
- Κατά το σχεδιασμό του cockpit πρέπει να καθοριστεί, η γεωμετρία της θέσης του πιλότου, ο ελεύθερος χώρος του πιλότου, η απόσταση του χειριστηρίου από τη θέση, η απόσταση από τα πεντάλ, απόσταση από το πάνελ οργάνων, ο χώρος πίσω από τη θέση κτλ.
- Πριν το σχεδιασμό πρέπει να καθοριστούν, α) ο αριθμός των πιλότων/πληρώματος, β) προσωπικός εξοπλισμός του πιλότου, γ) άνεση πιλότου/πληρώματος, δ) αποστολή πιλότου/πληρώματος, ε) εξοπλισμός ελέγχου, στ) εξοπλισμός μέτρησης, ζ) βαθμός αυτοματισμού, η) εξωτερικοί περιορισμοί

Σχεδιασμός Cockpit



Σχεδιασμός Cockpit

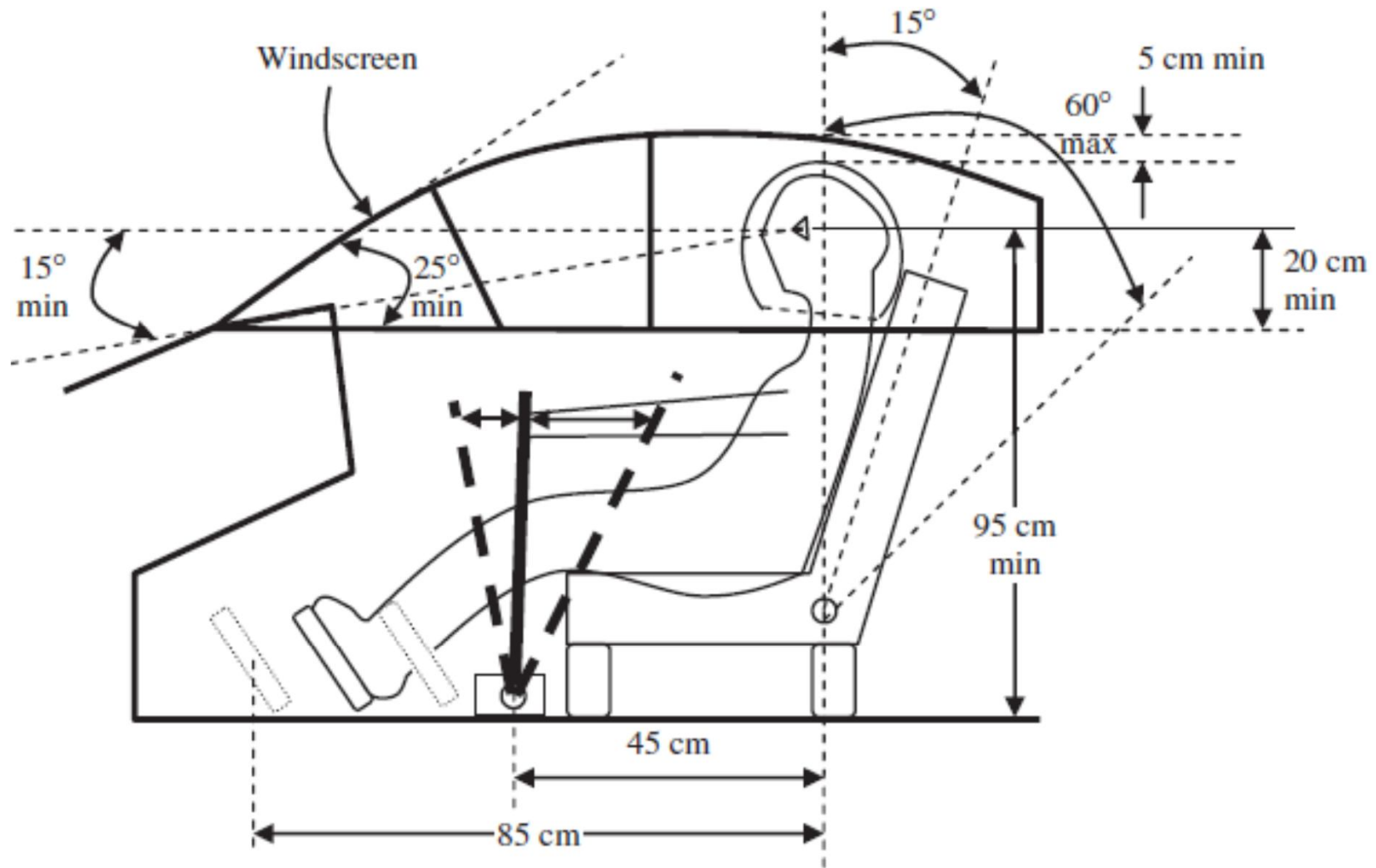
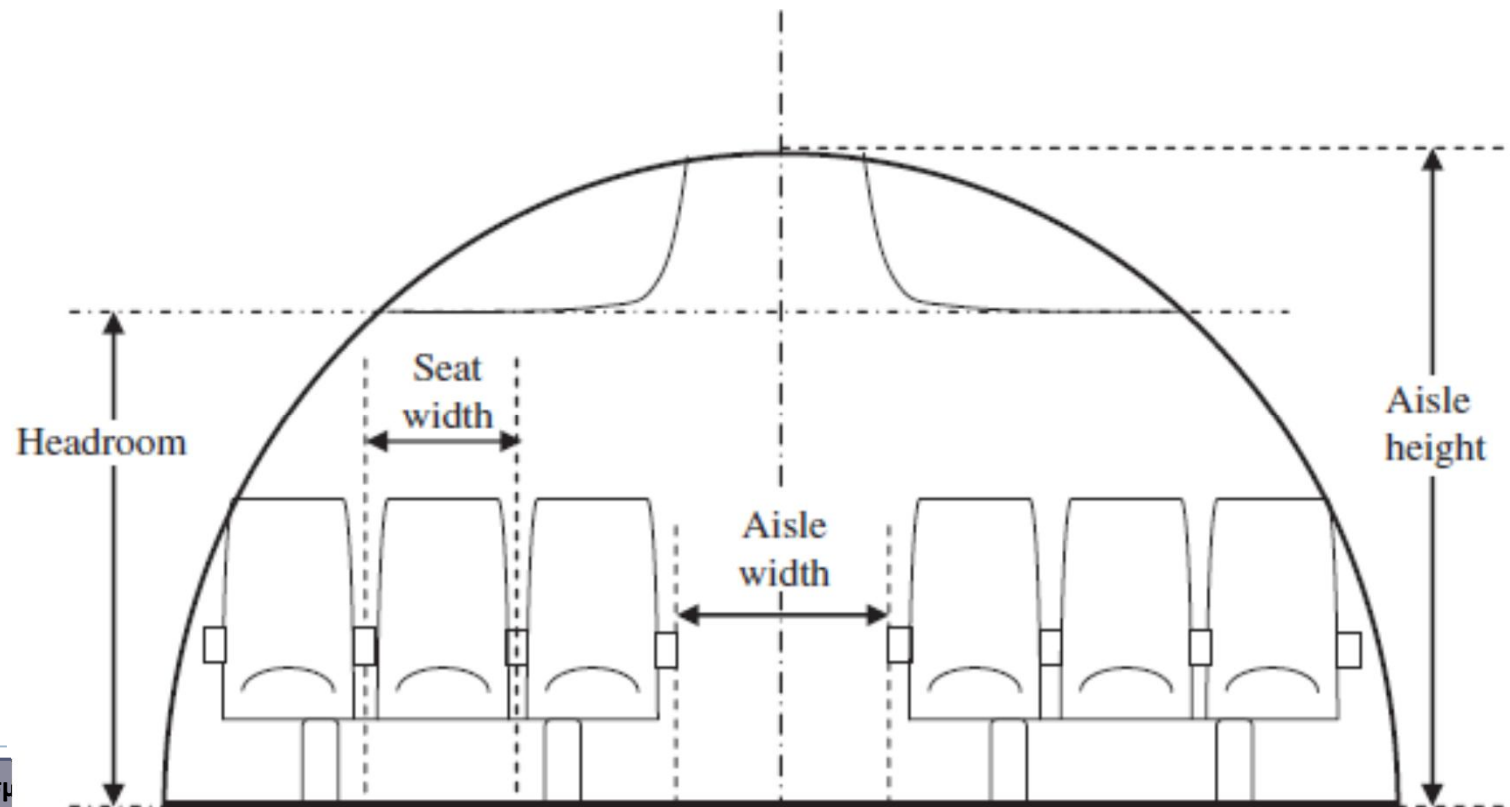


Figure 7.11 Cockpit geometry for a fighter aircraft

Σχεδιασμός καμπίνας επιβατών

- Με την αύξηση του όγκου της καμπίνας επιβατών αυξάνεται και ο όγκος της ατράκτου, που δεν είναι επιθυμητό αποτέλεσμα.
- Γίνεται κατηγοριοποίηση σε 4 γκρουπ. 1) VIP 2) 1^η θέση 3) Επαγγελματική 4) οικονομική



Σχεδιασμός καμπίνας επιβατών

Table 7.3 Aisle width requirements from FAR 25 for transport aircraft

Passenger seating capacity	Minimum passenger aisle width (in.)	
	Less than 25 in. from floor	25 in. and more from floor
10 or less	12	15
11–19	12	20
20 or more	15	20

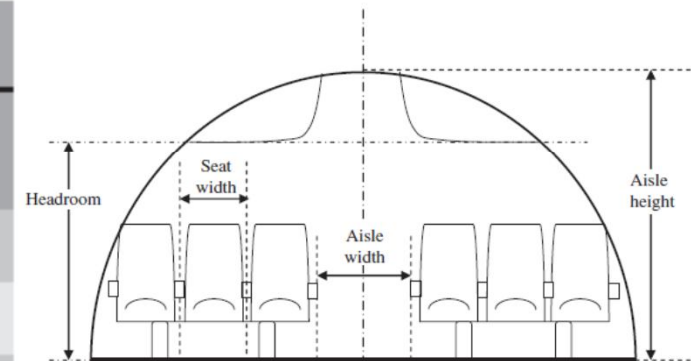
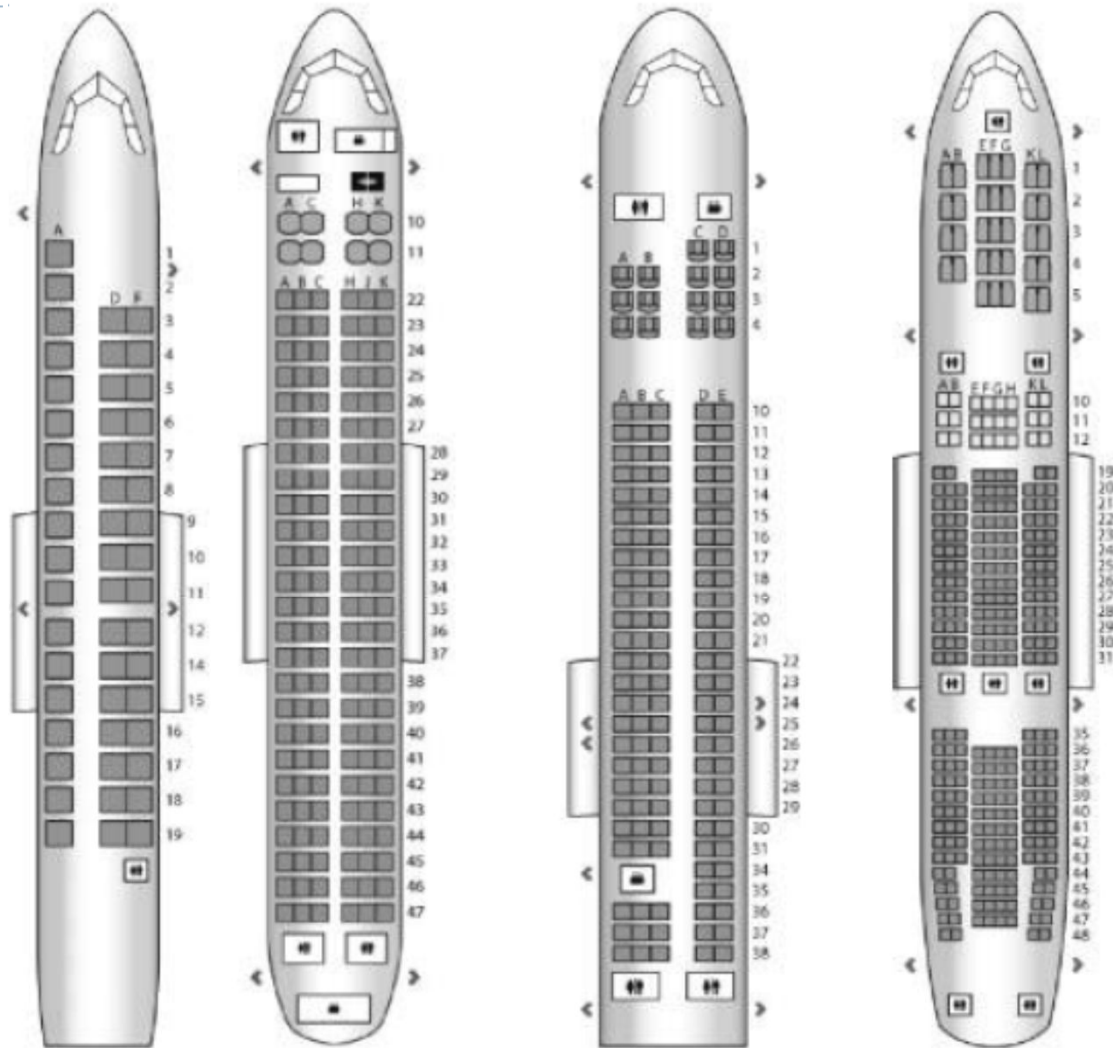


Table 7.4 Recommended cabin data (in centimeters)

No.	Cabin parameter	GA aircraft	Transport aircraft		
			Economy		First class
			High density	Tourist	
1	Seat width (W_S)	38–43	42–46	48–55	60–75
2	Seat pitch (P_S)	55–65	65–72	75–86	92–104
3	Headroom	120–130	150–160	160–170	170–185
4	Aisle width (W_A)	35–40	40–50	43–53	60–70
5	Seatback angle (deg)	10–13	13–17	15–20	20–30

Σχεδιασμός καμπίνας επιβατών



EMB-145
G: Galley,
L: Lavatory,
C: Closet

A-320-200
First two rows: First
class

MD-88
First four rows:
First class

B-777-200ER
First five rows: First
class

Σχεδιασμός καμπίνας επιβατών

Table 7.5 Number of seats abreast in the economy class section for several transport aircraft

No.	Aircraft	Take-off mass (kg)	Cabin width (m)	Total number of passengers	Number of seats abreast
1	Fairchild Metro 23	7 484	1.57	19	1 + 1
2	Cessna 750 Citation X	16 011	1.7	12	1 + 1
3	DASH 8 300	19 500	2.51	50	2 + 2
4	Embraer EMB-145	19 200	2.28	50	1 + 2
5	Fokker 100	43 090	3.1	107	2 + 3
6	McDonnell Douglas MD-88	67 800	3.35	172	3 + 2
7	Boeing 747-400	394 625	6.13	421	3 + 4 + 3
8	Boeing B-737-800	78 244	3.53	189	3 + 3
9	Boeing B-777-200	299 370	6.20	440	2 + 5 + 2
10	Airbus A-330-300	235 000	5.64	440	2 + 4 + 2
11	Airbus A320-200	78 000	3.7	180	3 + 3
12	Airbus 380	569 000	Main deck: 6.58 m Upper deck: 5.92 m	525–853	Upper deck: 2 + 3 + 2 Main deck: 3 + 4 + 3

Σχεδιασμός καμπίνας επιβατών

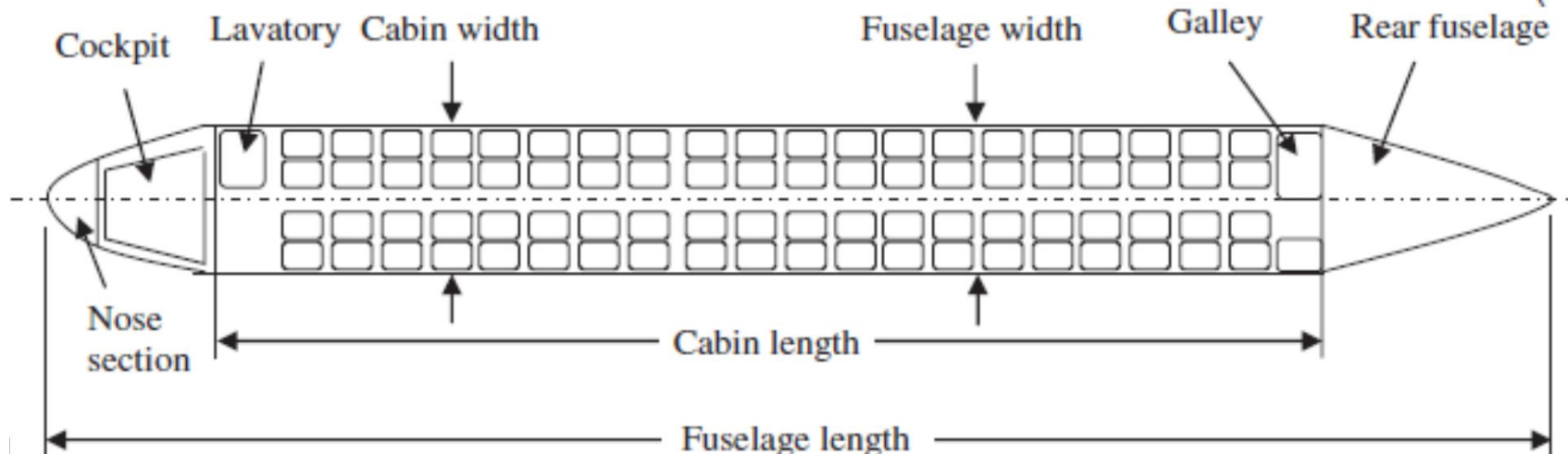
- Μήκος καμπίνας $L_C = \sum_{i=1}^3 \sum n_{ri} \cdot P_{Si}$

P_s = βήμα θέσης, n_{ri} = αριθμός θέσεων, ($i = 1$ για economy, $i = 2$ για business, $i = 3$ για first class)

- Πλάτος καμπίνας $W_C = n_S \cdot W_S + n_A \cdot W_A$

- Αν η διατομή της καμπίνας είναι κυκλική, και οι αποσκευές μπουν στο κάτω μισό τότε ο μέγιστος όγκος αποσκευών είναι

$$V_{\text{bottom}} = \frac{1}{2} \left(\pi \frac{W_C^2}{4} L_C \right)$$

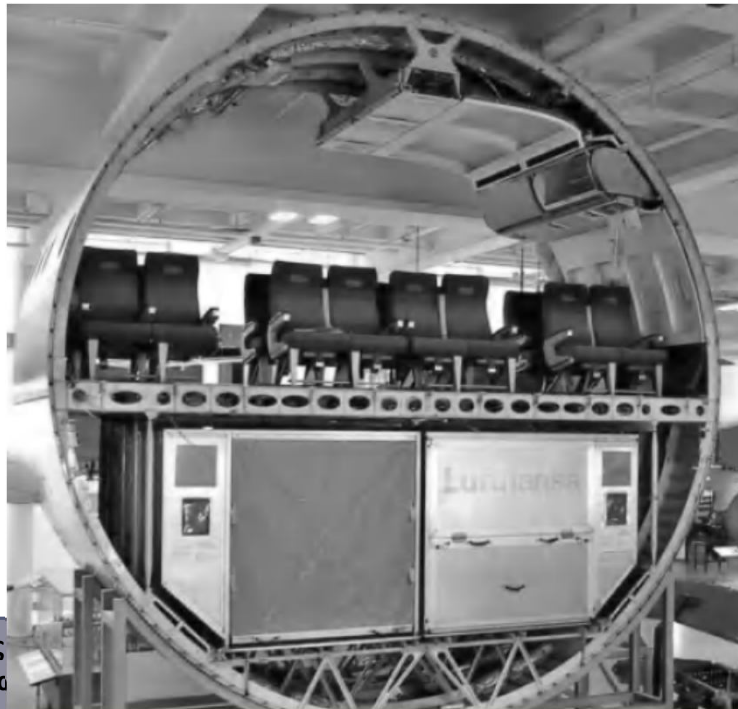


Σχεδιασμός διατομής χώρου αποθήκευσης

- Η μέγιστη διάσταση μιας τυπικής αποσκευής είναι 158 cm.
- Ο συνολικός όγκος χώρου αποθήκευσης για αποσκευές επιβατών

$$V_C = n_t \cdot V_b$$

$$V_b = \frac{158 \text{ cm}}{3} \cdot \frac{158 \text{ cm}}{3} \cdot \frac{158 \text{ cm}}{3} = 146085.6 \text{ cm}^3 = 0.146 \text{ m}^3$$



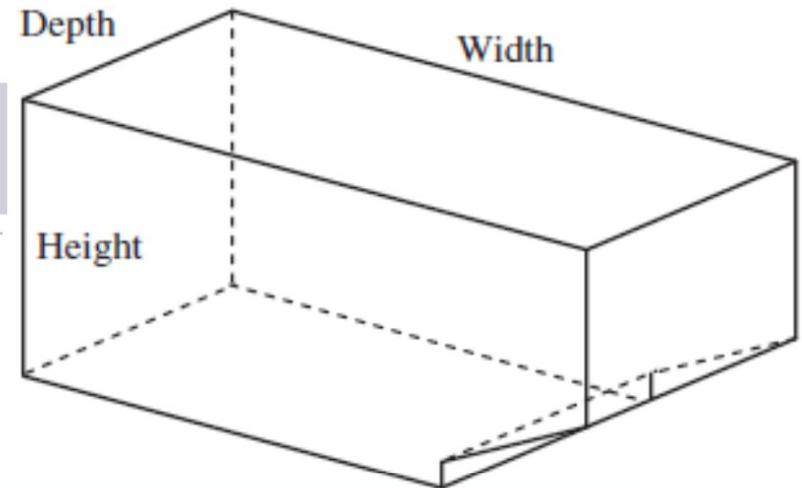
Αρχές
Τμήμα



άδας

Δρ Γεωργαντζίνος Κ. Στ.

Cargo container



No.	Container	Width (in.)	Height (in.)	Depth (in.)	Volume (ft ³)	Maximum load (lb)
1	LD1	92	64	60	173	3 500
2	LD2	61.5	64	47	120	2 700
3	LD3	79	64	60.4	159	3 500
4	LD4	96	64	60.4	–	5 400
5	LD5	125	64	60.4	–	7 000
6	LD6	160	64	60.4	316	7 000
7	LD7 ^a	125	64	80	381	13 300
8	LD8	125	64	60.4	243	5 400
9	LD9	125	64	80	–	13 300
10	LD10	125	64	60.4	–	7 000 (rectangular)
11	LD11	125	64	60.4	253	7 000 (contoured)
12	LD29	186	64	88	–	13 300

Παράδειγμα

- Ένα επιβατικό α/φος σχεδιάζεται να μεταφέρει 200 επιβάτες.
- Υπολογίστε τον όγκο αποθήκευσης των αποσκευών.
- Το α/φος χρησιμοποιεί container τύπου LD1. Πόσα container απαιτείται να χρησιμοποιήσει?

- Το α/φος θα έχει κυβερνήτη και συγκυβερνήτη
- Θα παρέχει 2+2 = 4 βοηθητικό προσωπικό.
- Θεωρώντας ότι κάθε άτομο φέρει 2 αποσκευές $(200+4+2)*2=412$

$$V_C = n_t \cdot V_b = 412 \cdot 0.146 = 60.187 \text{ m}^3$$

LD1 container has a volume of 173 ft³ or 4.899 m³.

$$n = \frac{60.187 \text{ m}^3}{4.899 \text{ m}^3} = 12.28$$

Βέλτιστος λόγος μήκους-διαμέτρου ατράκτου

- Οι παράμετροι-στόχοι που μπορούν να καθορίσουν τον λόγο είναι
 1. Μικρότερη οπισθέλκουσα μηδενικής άντωσης
 2. Μικρότερη περιβρεχόμενη επιφάνεια
 3. Ελαφρύτερη άτρακτο
 4. Μέγιστο εσωτερικό όγκο
 5. Μικρότερη μαζική ροπή αδράνειας
 6. Περισσότερη ευστάθεια
 7. Μικρότερο κόστος κατασκευής

- Ανάλογα με την αποστολή του α/φους τίθενται οι προτεραιότητες

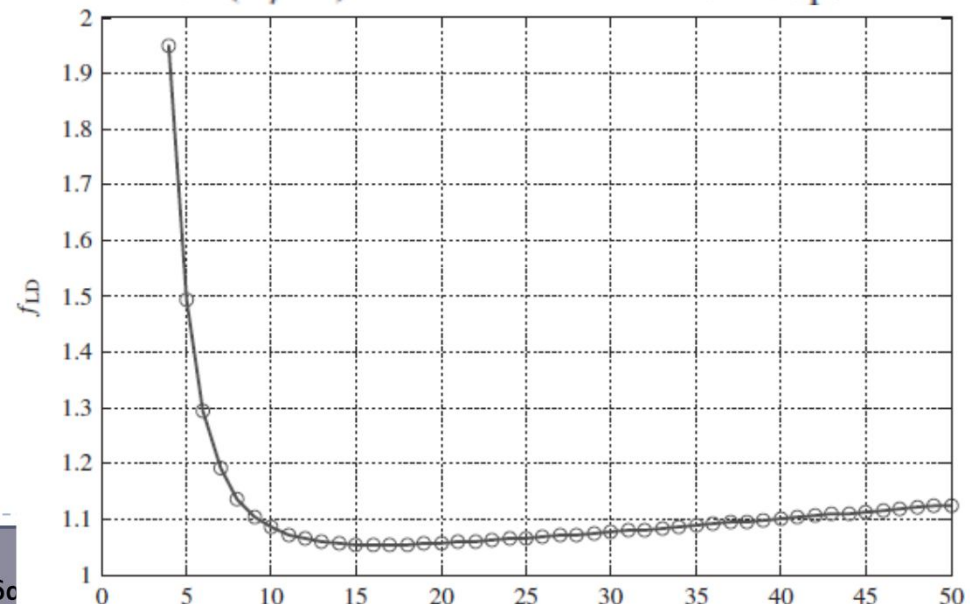
Βέλτιστος λόγος για μικρότερη f_{LD}

$$C_{D_{o_f}} = C_f f_{LD} f_M \frac{S_{wet_f}}{S_{ref}}$$

- C_f = συντελεστής τριβής skin, f_M = συνάρτηση ταχύτητας α/φ ους, S_{ref} = η επιφάνεια αναφοράς της πτέρυγας, S_{wet_f} = περιβρεχόμενη επιφάνεια ατράκτου

- Για υποηχητικές ταχύτητες $f_{LD} = 1 + \frac{60}{(L/D)^3} + 0.0025 \left(\frac{L}{D}\right)$

- $\frac{df_{LD}}{d(L/D)} = 0 \Rightarrow \frac{-180}{(L/D)^4} + 0.0025 = 0 \Rightarrow (L/D)^4 = 72000 \quad (L/D)_{opt} = 16.3$



Βέλτιστος λόγος

$$C_{D_{o_f}} = C_f f_{LD} f_M \frac{S_{wet_f}}{S_{ref}}$$

$$C_{D_{o_f}} = C_f f_{LD} f_M \frac{S_{wet_f}}{S_{ref}} = K_1 \left(1 + \frac{60}{(L/D)^3} + 0.0025 \left(\frac{L}{D} \right) \right) \left(\frac{L}{D} \right) \quad (L/D)_{opt} = 5.1$$

- Για επιβατικό α/φος η εξωτερική διάμετρος είναι $D_f = W_C + 2T_W$

$$L_f = L_C + L_{CP} + L_N + L_R$$

- Για μη κυκλική διατομή η ισοδύναμη διάμετρος υπολογίζεται ως

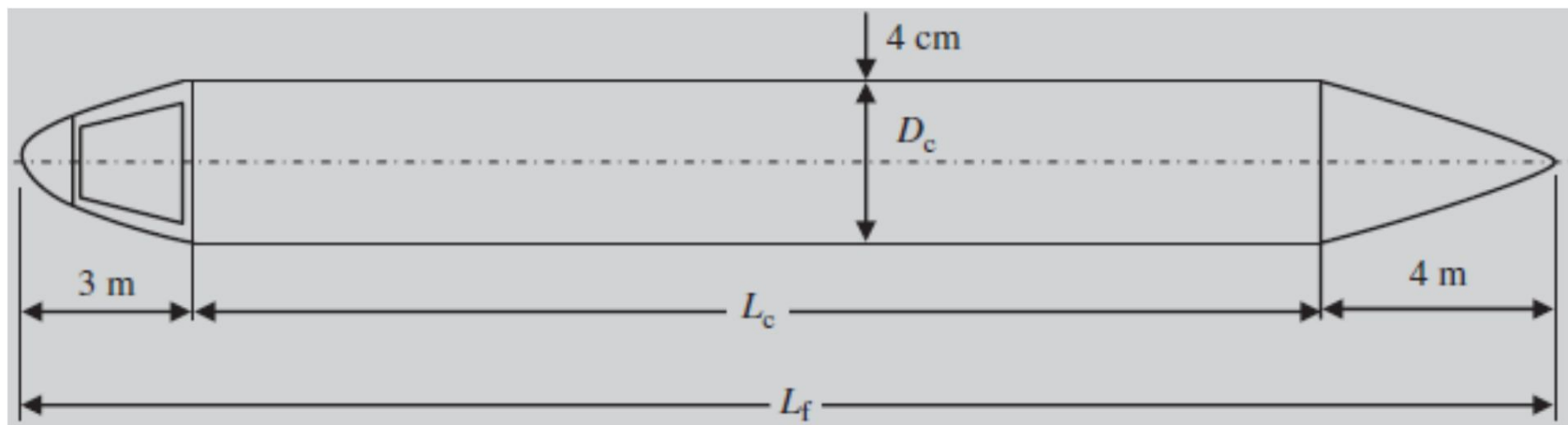
$$D_{equ} = \sqrt{\frac{4A_{cross}}{\pi}}$$

Βέλτιστος λόγος

No.	Aircraft	Type	Engine	Take-off mass (kg)	L_f/D_f
1	Reims F337F Super Skymaster	Utility	Twin piston	2 000	3.2
2	Cessna 208	Light GA	Piston	3 645	6.8
3	Cessna Citation III	GA light transport	Twin turboprop	9 979	8
4	Pilatus PC-7	Trainer	Turboprop	2 700	7
5	BAE ATP	Transport	Twin turboprop	12 430	9.6
6	STEMME S10	Motor glider	Piston	850	8.4
7	ATR 52C	Cargo	Twin turboprop	22 000	9
8	Firecracker	Trainer	Turboprop	1 830	7.2
9	Embraer Tucano	Trainer	Turboprop	2 250	7.5
10	Domier 328	Transport	Twin turboprop	11 000	7.5
11	Fairchild Metro VI	Transport	Twin turboprop	7 711	10.7
12	Fokker 100	Airliner	Twin turboprop	23 090	9.85
13	Boeing 737-200	Airliner	Twin turboprop	52 400	8.2
14	Boeing 747-400	Airliner	Four turboprop	394 625	10.5
15	Boeing 757-200	Airliner	Twin turboprop	133 395	12
16	Boeing E-3 Sentry	Relay-communication	Twin turboprop	147 417	11.6
17	Airbus A-330	Airliner	Twin-jet	230 000	11.4
18	Sukhoi SU-27	Fighter	Twin turboprop	25 000	10.3
19	F-16 Fighting Falcon	Fighter	Twin turboprop	27 000	9.5
20	Concorde	Supersonic	Four turbojet	141 200	23

Παράδειγμα

- Ένα επιβατικό α/φος σχεδιάζεται να μεταφέρει 156 επιβάτες, 4 άτομα βοηθητικό προσωπικό.
- Σχεδιάστε την καμπίνα επιβατών για μικρότερη οπισθέλκουσα μηδενικής άντωσης βάση της f_{LD} . (μήκος διάμετρος καμπίνας, αρ. θέσεων κολλητά)
- Το μήκος του ρύγχους μαζί με το cockpit είναι 3 m και το μήκος του πίσω τμήματος είναι 4 m. Το πάχος τοιχώματος 4cm. Αγνοείστε, τουλέτες και κουζίνα, και υποθέστε ότι όλες οι θέσεις είναι οικονομικές.



Παράδειγμα

$$W_S = 45 \text{ cm}$$
$$P_S = 80 \text{ cm}$$
$$W_A = 45 \text{ cm}$$

Table 7.4 Recommended cabin data (in centimeters)

No.	Cabin parameter	GA aircraft	Transport aircraft		
			Economy		First class
			High density	Tourist	
1	Seat width (W_S)	38–43	42–46	48–55	60–75
2	Seat pitch (P_S)	55–65	65–72	75–86	92–104
3	Headroom	120–130	150–160	160–170	170–185
4	Aisle width (W_A)	35–40	40–50	43–53	60–70
5	Seatback angle (deg)	10–13	13–17	15–20	20–30

8 εναλλακτικές

1. 160 rows of single seats (plus one aisle);
2. 80 rows (160/2) of dual seats (plus one aisle);
3. 54 rows (160/3) of three seats (plus one aisle);
4. 40 rows (160/4) of four seats (plus one aisle);
5. 32 rows (160/5) of five seats (plus one aisle);
6. 32 rows (160/5) of five seats (plus two aisles);
7. 27 rows (160/6) of six seats (plus one aisle);
8. 27 rows (160/6) of six seats (plus two aisles).

Παράδειγμα

6. 32 rows (160/5) of five seats (plus two aisles);

$$L_C = \sum_{i=1}^3 \sum n_{r_i} \cdot P_{s_i} = 32 \cdot 80 \text{ cm} = 25.6 \text{ m}$$

$$W_C = n_S \cdot W_S + n_A \cdot W_A = (5 \cdot 45) + (2 \cdot 45) = 3.15 \text{ m}$$

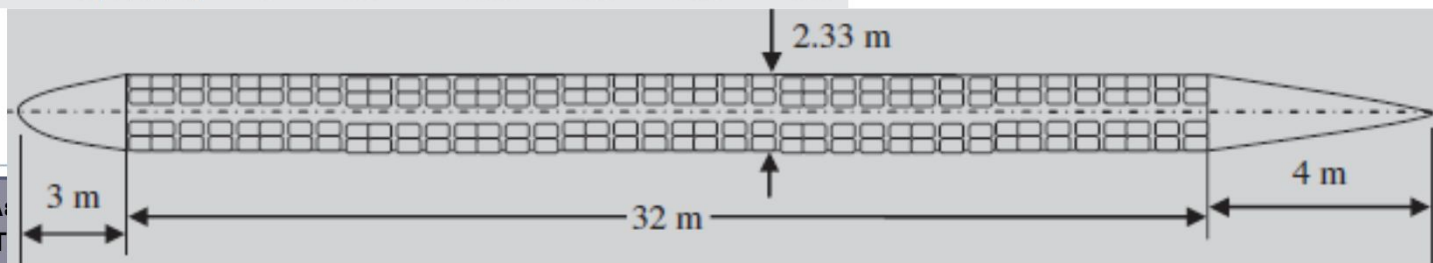
$$D_f = W_C + 2T_W = 3.15 + (2 \cdot 0.04) = 3.23 \text{ m}$$

$$L_f = L_C + L_{CP} + L_N + L_R = 25.6 + 3 + 4 = 32.6 \text{ m}$$

No.	Number of rows	Seats abreast	Aisle	W_C (m)	L_C (m)	D_f (m)	L_f (m)	L_f/D_f
1	160	1	1	0.9	128	0.98	135	137.7
2	80	2 (1+1)	1	1.35	64	1.43	71	49.6
3	54	3 (2+1)	1	1.8	43.2	1.88	50.2	26.7
4	40	4 (2+2)	1	2.25	32	2.33	39	16.74
5	32	5 (2+3)	1	2.7	25.6	2.78	32.6	11.7
6	32	5 (2+1+2)	2	3.15	25.6	3.23	32.6	10.1
7	27	6 (3+3)	1	3.15	21.6	3.23	28.6	8.8
8	27	6 (2+2+2)	2	3.6	21.6	3.68	28.6	7.77

Παράδειγμα 1
εναλλακτικής

$$\frac{L_f}{D_f} = \frac{32.6}{3.23} = 10.093$$



Βέλτιστος λόγος για μικρότερη περιβρεχόμενη επιφάνεια

➤ Ο βέλτιστος λόγος για ένα κύλινδρο

$$V = \pi \cdot r^2 L \quad L = \frac{V}{\pi \cdot r^2}$$

$$S_{\text{wet}} = 2\pi \cdot r^2 + 2\pi \cdot rL$$

$$S_{\text{wet}} = 2\pi \cdot r^2 + 2\pi \cdot r \left(\frac{V}{\pi \cdot r^2} \right) = 2\pi \cdot r^2 + \frac{2V}{r}$$

$$\frac{dS_{\text{wet}}}{dr} = 2 \cdot 2\pi \cdot r - \frac{2V}{r^2} = 0 \Rightarrow 4\pi \cdot r - \frac{2V}{r^2} = 0$$

$$r = \frac{L}{2} \Rightarrow 2r = D = L$$

$$\left(\frac{L}{D} \right)_{\text{opt}} = 1$$

Ταυτόχρονα αποτελεί και το βέλτιστο λόγο για ελαφρύτερη άτρακτο

