

***ΑΙΟΛΙΚΗ ΕΝΕΡΓΕΙΑ & ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ***  
***(0813.8.005.0)***

***ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΠΤΕΡΥΓΩΣΕΩΝ***

**Κονταξάκης Κώστας**

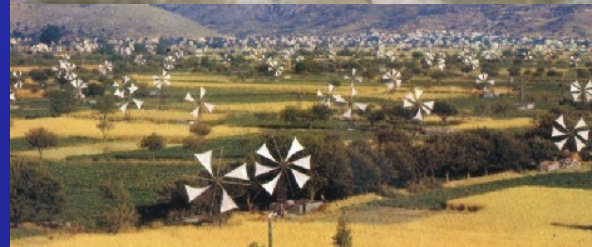
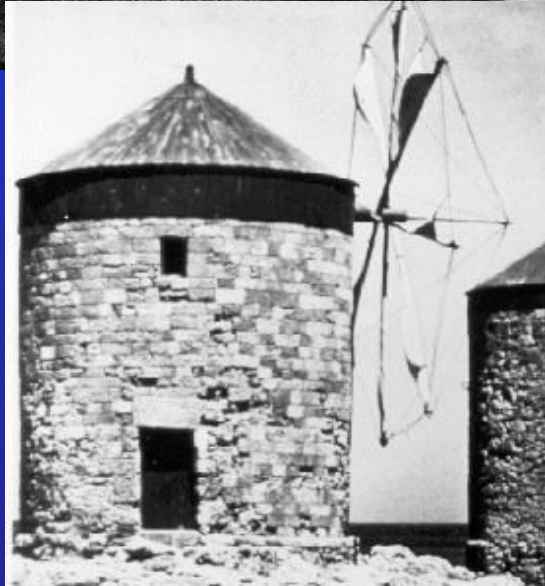
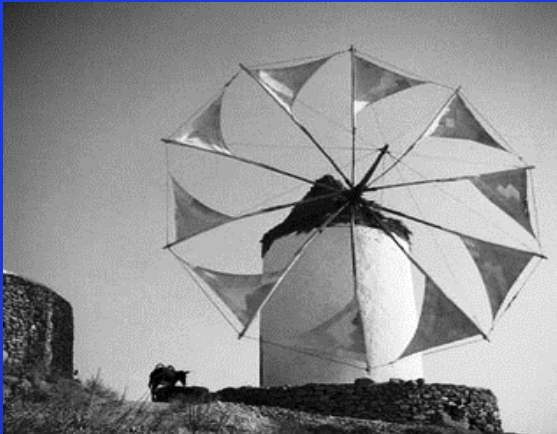
επικ. καθηγητής ΕΛΜΕΠΑ

## Περιεχόμενα ενότητας

- Εισαγωγή στα χαρακτηριστικά αιολικών μηχανών.
- Οικογένειες αεροτομών για χρήση σε ανεμογεννήτριες.
- Η μέθοδος Blade Element Momentum (BEM) για τη σχεδίαση πτερυγίων ανεμογεννητριών οριζοντίου άξονα.
- Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος.
- Χαρακτηριστικές καμπύλες λειτουργίας.

# Αεροδυναμική πτερυγώσεων

## Κατηγορίες ανεμογεννητριών – Ανεμαντλίες - Ανεμουργός.



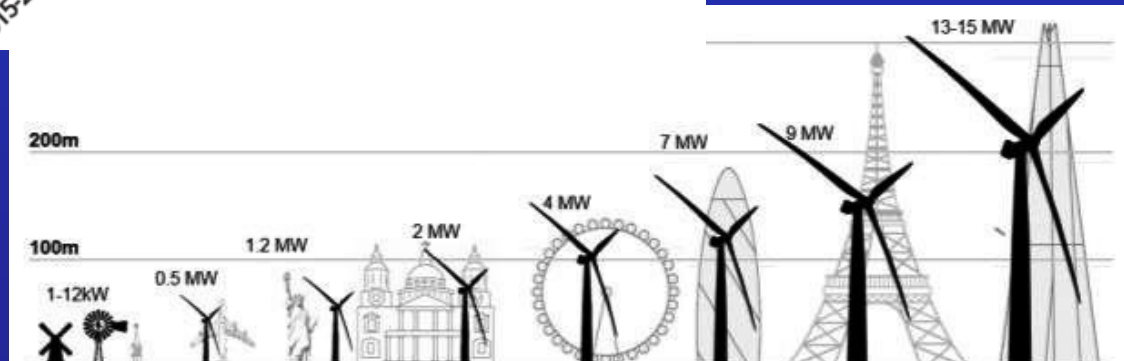
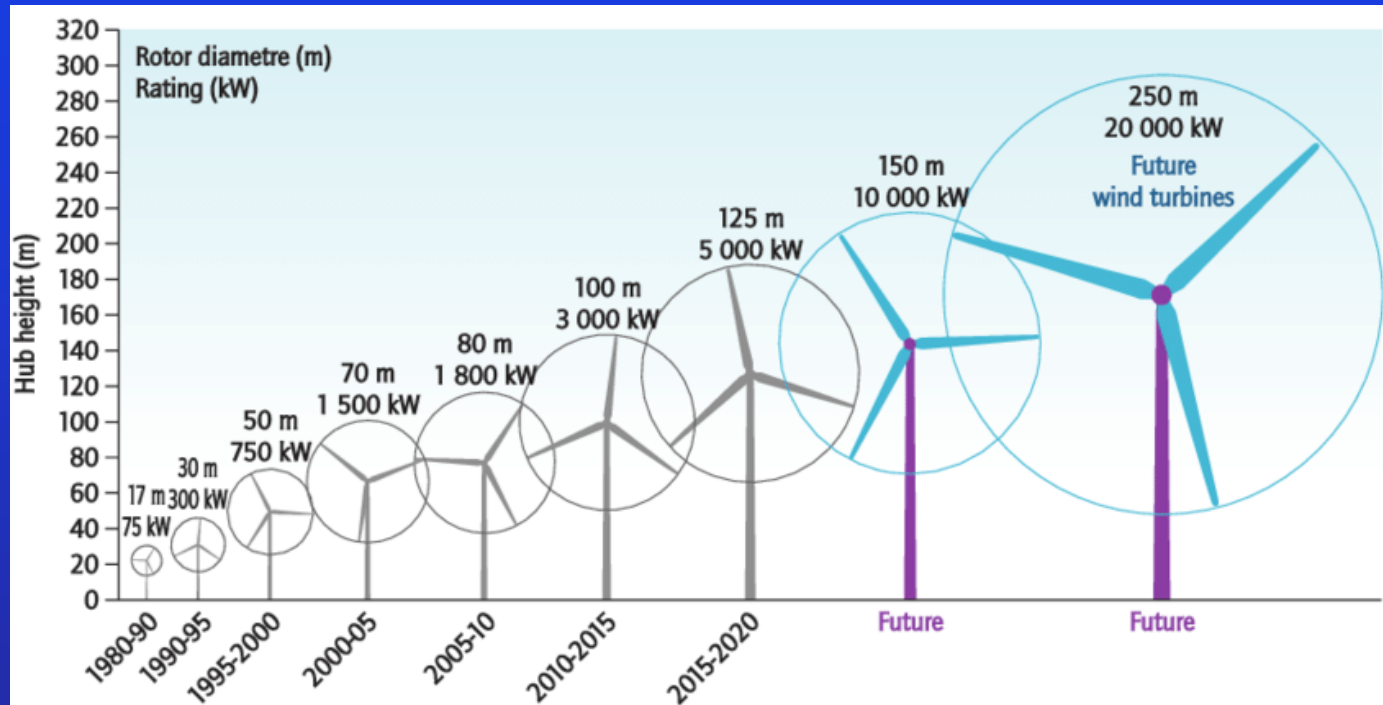
## Κατηγορίες ανεμογεννητριών- Οριζοντίου άξονα



## Κατηγορίες ανεμογεννητριών Υπεράκτιες ανεμογεννήτριες.



## Κατηγορίες ανεμογεννητριών-Εξέλιξη μεγέθους.



Κατηγορίες ανεμογεννητριών –  
κατακορύφου (καθέτου) άξονα.

Darrieus Giromill ή H-Rotor



Darrieus



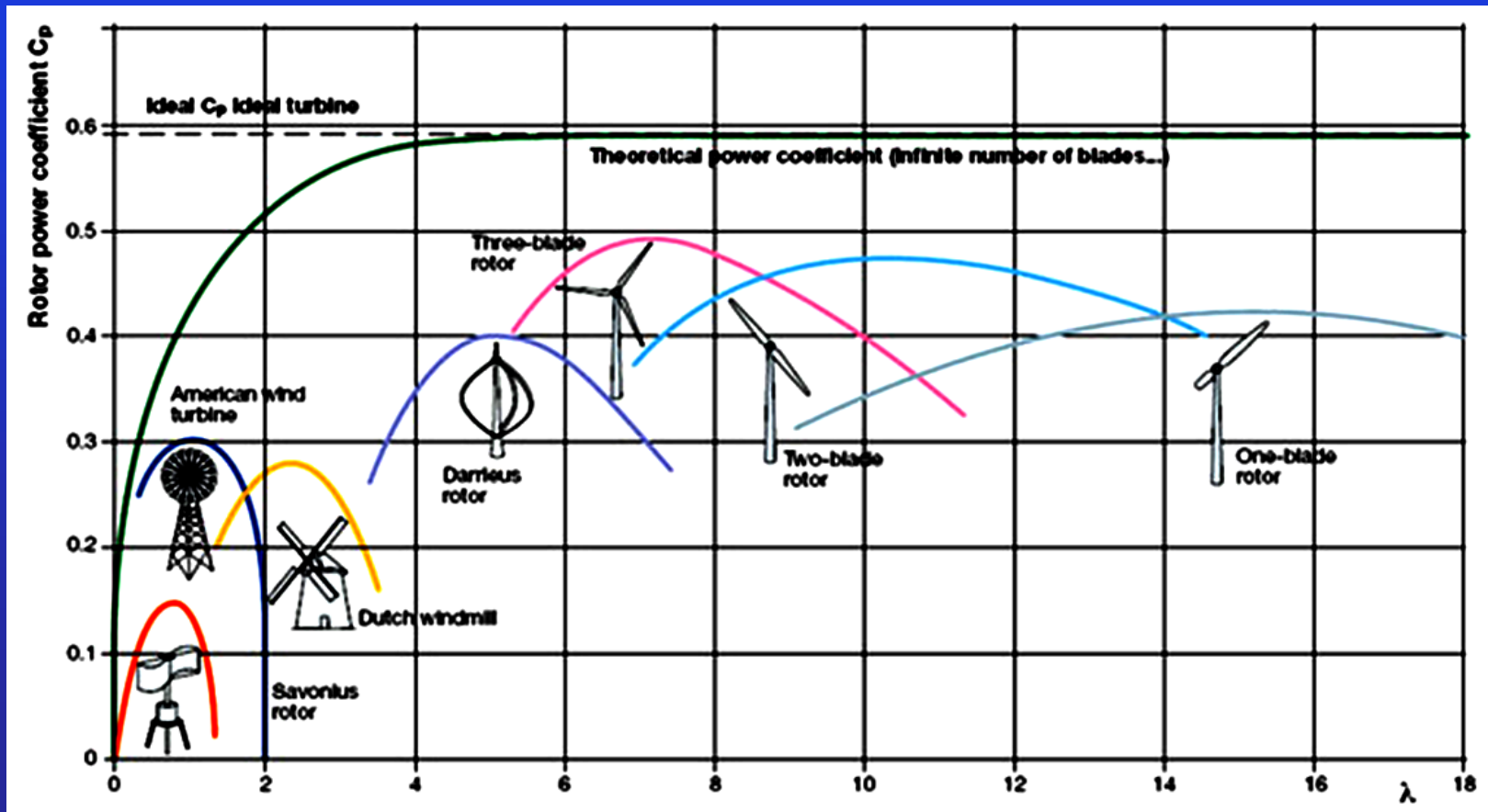
Savonius

Κατηγορίες ανεμογεννητριών – μικρές ανεμογεννήτριες.



Κατηγορίες ανεμογεννητριών – Απόδοση ανεμοκινητήρων.

Διάγραμμα  $C_p$ - $\lambda$

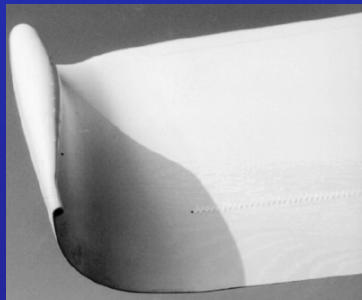
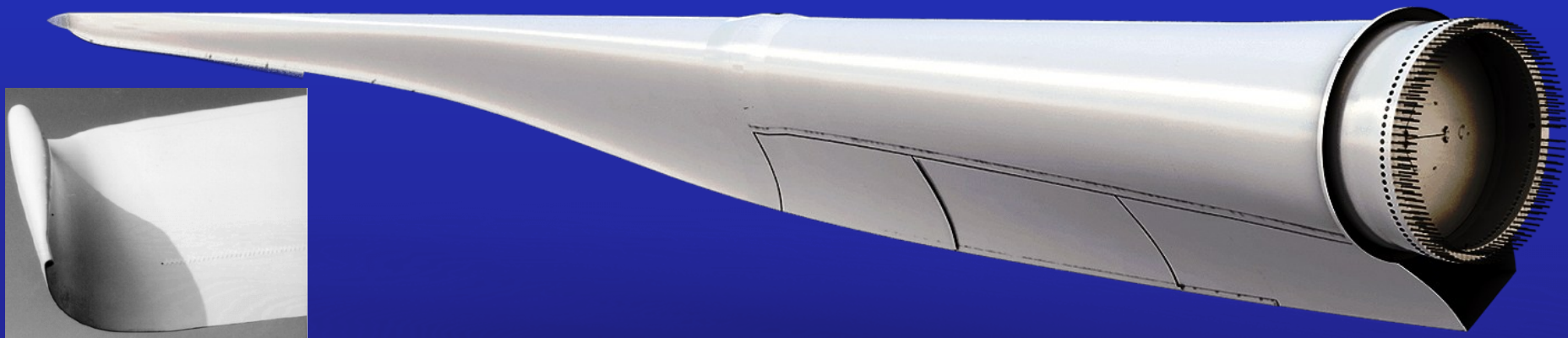


Κατηγορίες ανεμογεννητριών.

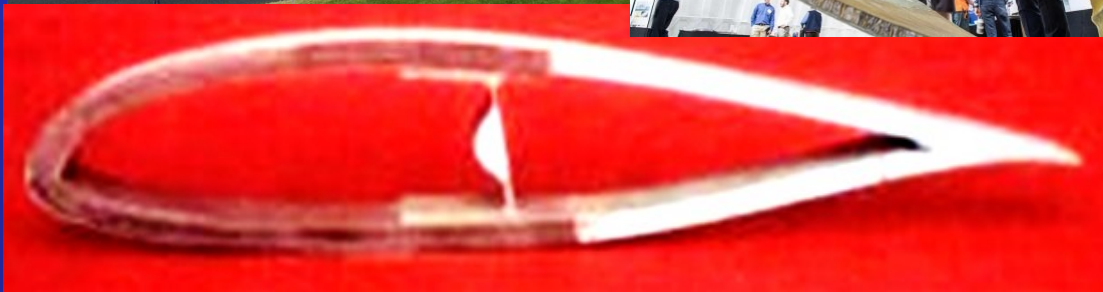
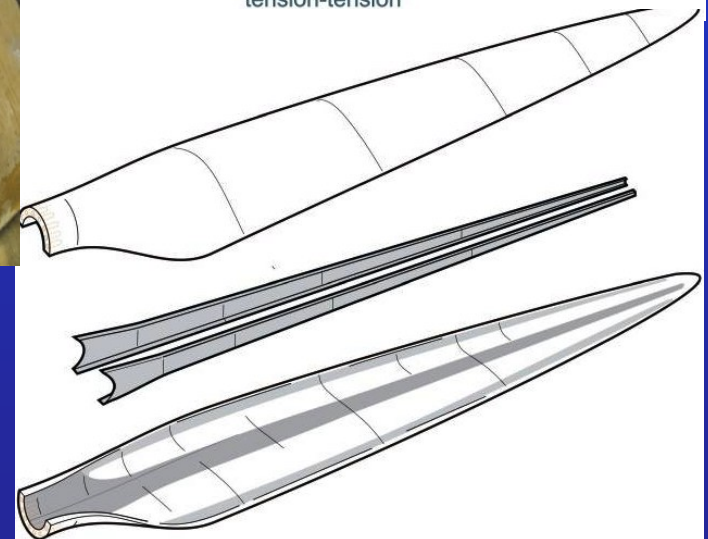
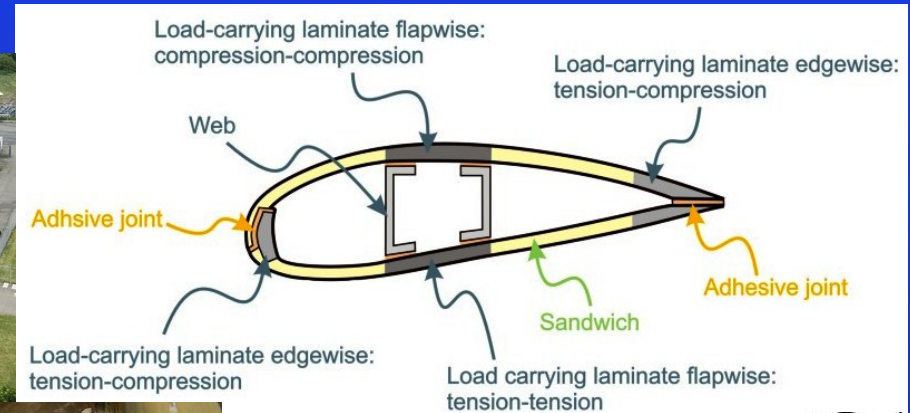
Μεγαλύτεροι κατασκευαστές της Παγκόσμιας αγοράς:

- 1.Vestas
- 2.GE
- 3.Goldwind
- 4.Gamesa
- 5.Siemens
- 6.Enercon
- 7.Nordex Group
- 8.United Power
- 9.Mingyang
- 10.Envision

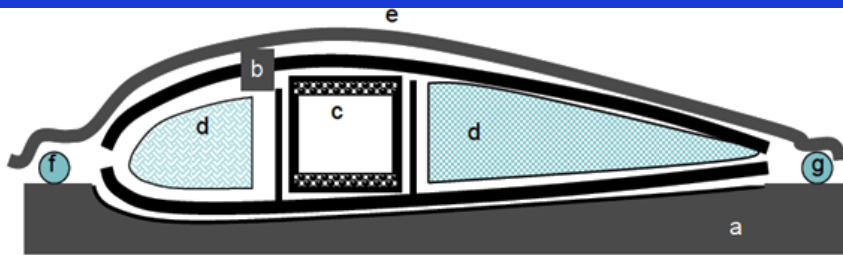
Κατασκευαστικά χαρακτηριστικά ανεμογεννητριών -  
πτερύγωση.



## Κατασκευαστικά χαρακτηριστικά ανεμογεννητριών - περύγωση.

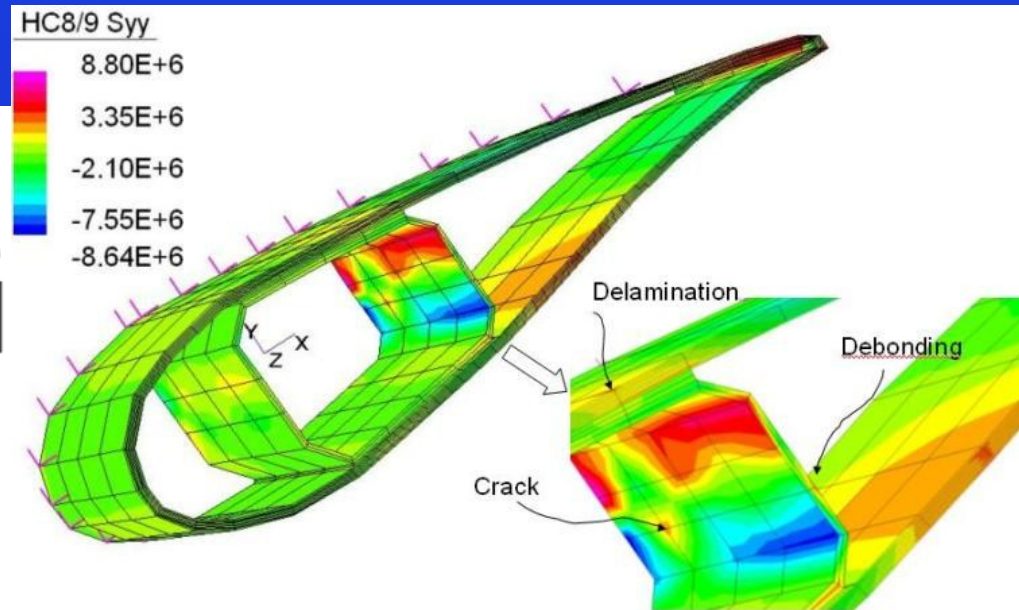
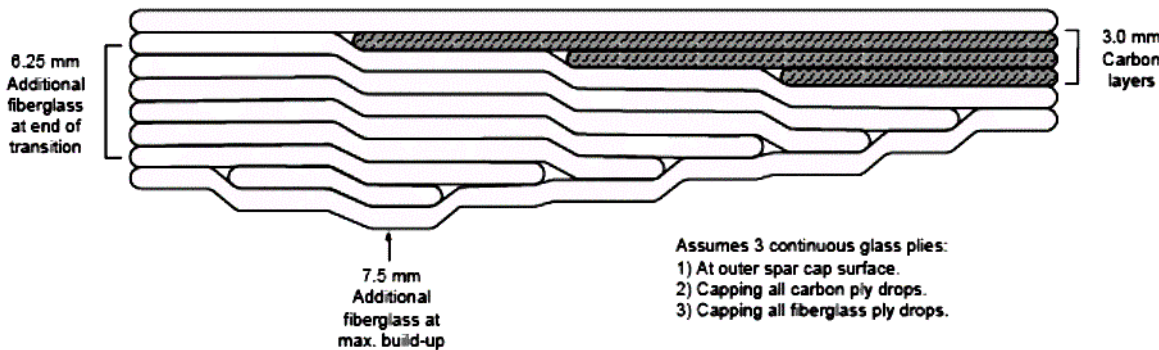


## Κατασκευαστικά χαρακτηριστικά ανεμογεννητριών - πτερύγωση.



- a) Tool
- b) Dry Fabric
- c) Pultruded Spar
- d) Profiled Balsa Cores
- e) Vacuum Bag
- f) Resin inlet
- g) Vacuum outlet

An alternative approach whereby individual elements such the pultruded spar, c, and profiled balsa cores, d, are consolidated into a single blade via an infusion process. The skins and connection layer, b, would be dry glass fabrics.



## Βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά αεροτομών.

**Χορδή** (Chord,  $c$ , 1, 2.) :

Ονομάζεται το ευθύγραμμο τμήμα που ενώνει τα άκρα της μέσης γραμμής, δηλαδή το χείλος προσβολής και το χείλος εκφυγής.



**Χείλος προσβολής** (Leading Edge): Ονομάζεται το σημείο της αεροτομής στο οποίο προσκρούει ο αέρας και από το οποίο ξεκινά η μέση γραμμή της.

**Χείλος εκφυγής** (Trailing Edge) : Ονομάζεται το σημείο της αεροτομής στο οποίο καταλήγει η μέση γραμμή της.

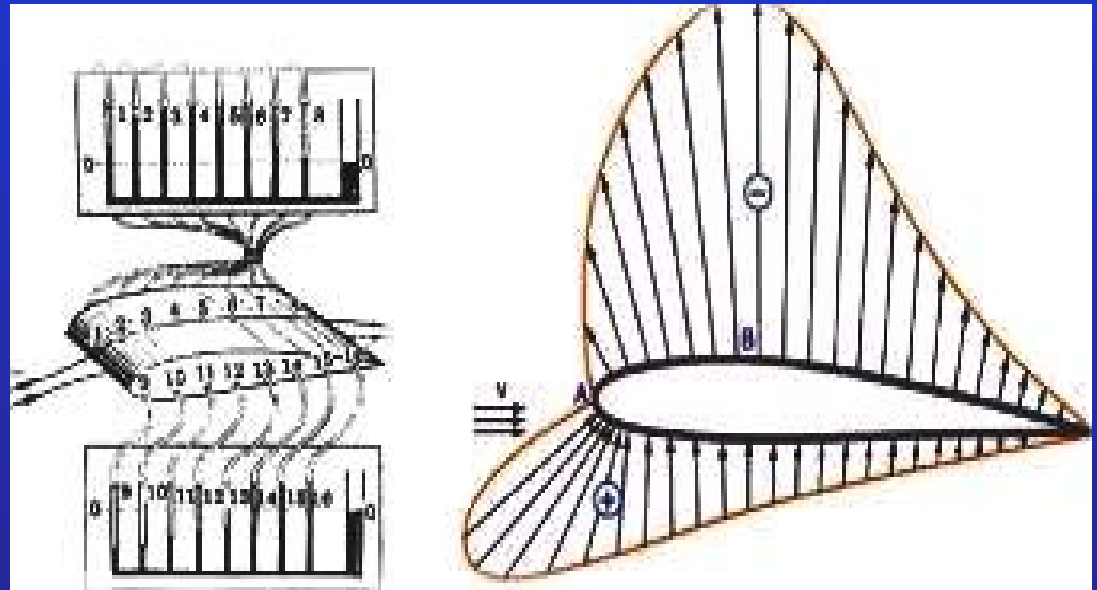
**Μέση γραμμή καμπυλότητας** ( Mean Camber Line, 3.) : Είναι ο γεωμετρικός τόπος των σημείων που απέχουν ίση απόσταση ανάμεσα στην πάνω και κάτω επιφάνεια της αεροτομής.

**Πάχος αεροτομής** (Thickness  $t$ , 5.): Είναι η συνάρτηση που καθορίζει την κατανομή πάχους σε όλο το μήκος της μέσης γραμμής της αεροτομής. Το σημείο της χορδής που το  $t$  γίνεται μέγιστο, ονομάζεται Θέση του μέγιστου πάχους, 5.

## Αεροδυναμική αεροτομών.

Η ροή γύρω από την αεροτομή προξενεί αεροδυναμικά φορτία που οφείλονται στη διαφορά των πιέσεων που αναπτύσσονται ανάμεσα στην πάνω και στην κάτω επιφάνεια της αεροτομής. Στην επιφάνεια της αεροτομής με τη μεγαλύτερη καμπυλότητα αναπτύσσεται υποπίεση ενώ στην επιφάνεια με τη μικρότερη καμπυλότητα, αναπτύσσεται υπερπίεση. Οι πιέσεις αυτές εξαρτώνται από:

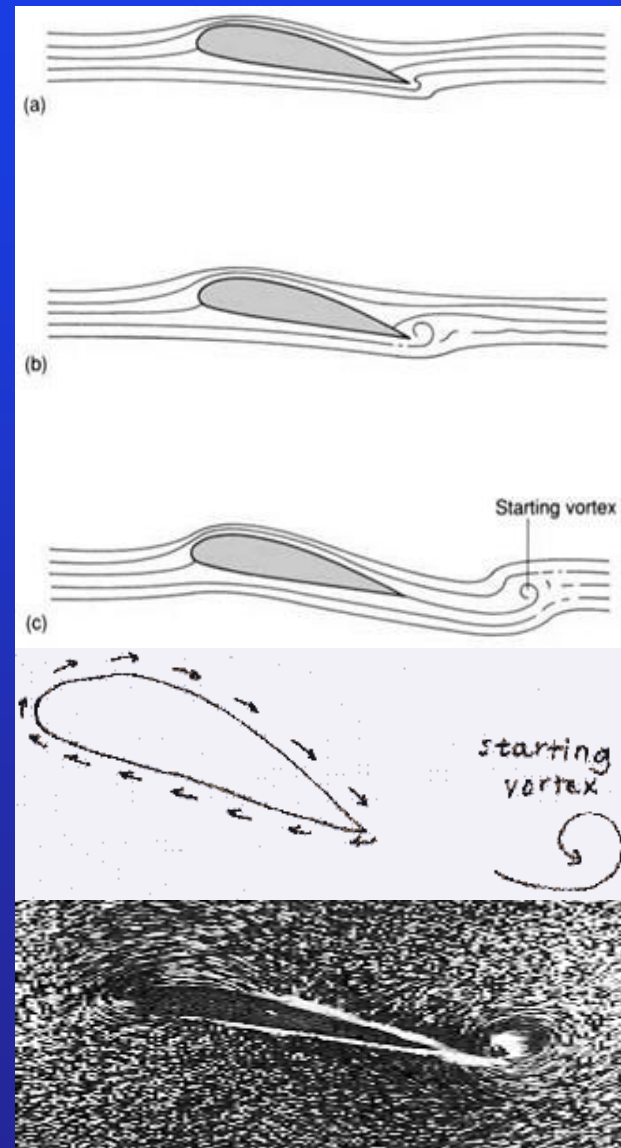
- την ύπαρξη καμπυλότητας σε τουλάχιστον μία από τις δύο επιφάνειες της αεροτομής και
- την κλίση της αεροτομής σχετικά με το διάνυσμα της ταχύτητας του ανέμου.



## Αεροδυναμική αεροτομών.

Το **ιξώδες του ρευστού** (άνεμος), γύρω από την αεροτομή είναι απαραίτητο για τη δημιουργία των αεροδυναμικών φορτίων. Η ροή επικολλάται στην αεροτομή λόγω του ιξώδους του αέρα και οι γραμμές ροής οδηγούν στο σχηματισμό μιας αρχικής **δίνης** έναρξης, το φαινόμενο αυτό είναι υπεύθυνο για την παραγωγή των κατάλληλων συνθηκών για την ανάπτυξη των διαφορετικών πιέσεων στις δύο πλευρές της αεροτομής.

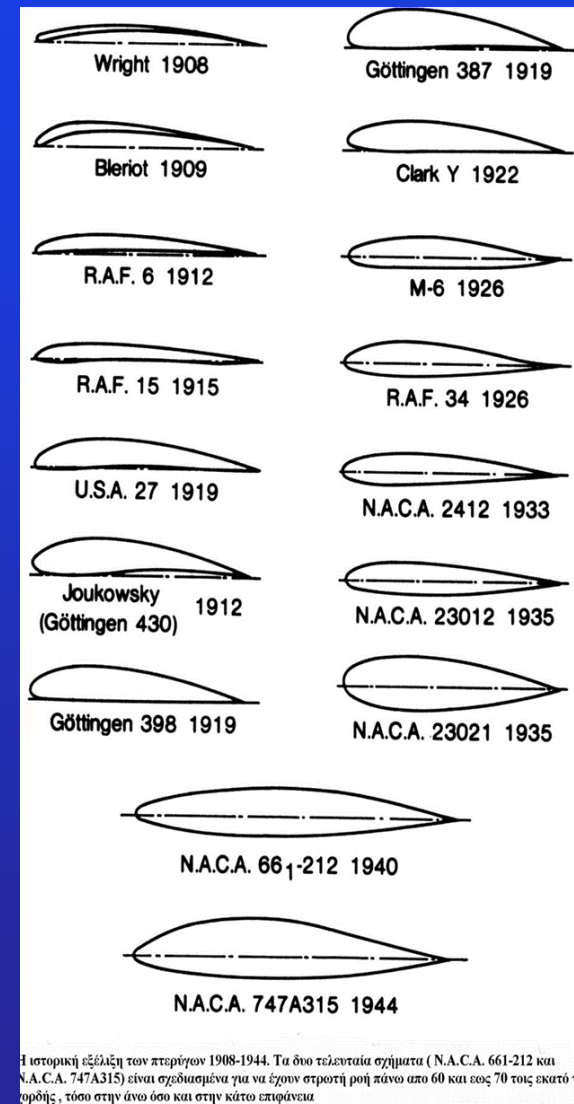
Η αρχική δίνη περιστρέφεται αριστερόστροφα. Για να ικανοποιηθεί η διατήρηση της γωνιακής ορμής, πρέπει να υπάρχει μια ισοδύναμη κίνηση για να αντισταχθεί στην κίνηση της δίνης. Αυτό παίρνει τη μορφή **κυκλοφορίας γύρω από την αεροτομή**. Η ταχύτητα από αυτήν την αντίθετη κυκλοφορία προστίθεται διανυσματικά στην ταχύτητα της ελεύθερης ροής, οδηγώντας έτσι σε υψηλότερη ταχύτητα και επιτάχυνση της ροής άρα και **χαμηλότερη πίεση** στη μία πλευρά της αεροτομής και χαμηλότερη ταχύτητα (άρα και υψηλότερη πίεση) στην άλλη πλευρά.



## Οικογένειες αεροτομών.

Οι πρώτες μελέτες αεροτομών ξεκίνησαν το 1800. Από τότε ήταν γνωστό ότι αν τοποθετηθεί μία επίπεδη επιφάνεια σε γωνία ως προς μία ροή ανέμου παράγεται άνωση. Επίσης έγινε τότε γνωστό ότι οι καμπύλες επιφάνειες είναι πολύ πιο αποδοτικές. Η ιστορική εξέλιξη των αεροτομών παρουσιάζεται στην παράπλευρη Εικόνα.

Σημαντικό άλμα στη βελτίωση και εξέλιξη των αεροτομών αποτέλεσε η εμφάνιση της θεωρίας των αεροτομών Joukowski. Η θεωρία αυτή επέτρεψε τη συστηματική και ανεξάρτητη μελέτη της επίδρασης του πάχους της αεροτομής και της μέσης γραμμής της πάνω στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της αεροτομής, όπως αυτά εκφράζονται με τους συντελεστές άνωσης  $C_l$  και ροπής  $C_m$ .



Η ιστορική εξέλιξη των πτερυγών 1908-1944. Τα δύο τελευταία σχήματα ( N.A.C.A. 661-212 και N.A.C.A. 747A315) είναι σχεδιασμένα για να έχουν στρωτή ροή πάνω από 60 και έως 70 τοις εκατό τη ροής, τόσο στην άνω όσο και στην κάτω επιφάνεια

### Οικογένειες αεροτομών NACA.

Οι αεροτομές χωρίζονται σε δύο κατηγορίες, στις συμμετρικές και στις μησυμμετρικές.

Οι συμμετρικές αεροτομές έχουν την πάνω και την κάτω επιφάνεια ίδιες. Οι αεροτομές αυτές είναι πολύ διαδεδομένες και συχνά συναντιόνται σε ελικόπτερα σε αντλίες νερού και σε ανεμογεννήτριες καθέτου άξονα.

Οι μη συμμετρικές αεροτομές όπου η πάνω με την κάτω επιφάνεια ποικίλουν ως προς τον σχεδιασμό τους. Η άνωση που επιτυγχάνεται με τις αεροτομές αυτές είναι πολύ μεγάλη και πολλές φορές με μηδενική γωνία προσβολής, ανάλογα την αεροτομή.

### Οικογένειες αεροτομών NACA.

Μερικές από τις κύριες παραμέτρους, που χρησιμοποιούνται για την κατασκευή διαφόρων οικογενειών αεροτομών είναι οι εξής [Abbott and Doenhoff, 1959]:

- μέγιστο πάχος (maximum thickness),
- μέγιστη καμπυλότητα σε σχέση με τη χορδή (maximum camber),
- θέση του μέγιστου πάχους (position of max thickness),
- θέση της μέγιστης καμπυλότητας (position of maximum camber), και
- ακτίνα καμπυλότητας του χείλους προσβολής (nose radius).

Χρησιμοποιώντας πολυώνυμα συγκεκριμένου βαθμού και τις παραπάνω παραμέτρους μπορούν να παραχθούν διαφορετικές μορφές αεροτομών. Αυτό έγινε από τον Eastman Jacobs στις αρχές της δεκαετίας του 1930 για να δημιουργήσει μια οικογένεια αεροτομών, γνωστές ως αεροτομές NACA. Η NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) ιδρύθηκε με σκοπό την έρευνα στην αεροναυπηγική. Η NACA παρουσίασε σειρές αεροτομών που βρίσκουν εφαρμογές μέχρι σήμερα. Σε αεροσκάφη, ανεμογεννήτριες, ελικόπτερα, αντλίες νερού κ.α.

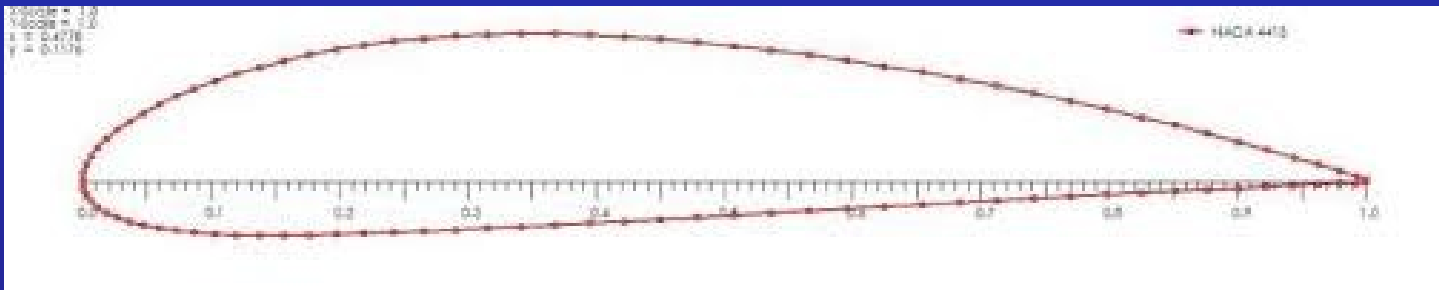
## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Αεροτομές NACA τεσσάρων ψηφίων (4-Digit Airfoil)

Η ονοματολογία για τις αεροτομές αυτές καθορίζεται ως εξής : NACA MPXX όπου :

- **XX**, είναι το μέγιστο πάχος ,  $t/c$  ως ποσοστό χορδής επί τοις εκατό.
- **M**, είναι η μέγιστη τιμή της κύρτωσης της μέσης γραμμής (mean line) επί τοις εκατό της χορδής .
- **P**, είναι η θέση της μέγιστης κύρτωσης (camber) σε δέκατα της χορδής.

Π.χ. στην NACA 4415 έχουμε πάχος αεροτομής 15% ως προς τη χορδή, μέγιστη τιμή της κύρτωσης 0,04 (ή 4%) της χορδής και θέση μέγιστης κύρτωσης  $x = 0,4$  (ή 40%) της χορδής.



## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### **Αεροτομές NACA τεσσάρων ψηφίων (4-Digit Airfoil)**

Οι εξισώσεις που περιγράφουν τη γεωμετρία της αεροτομής, για την πάνω επιφάνεια (upper surface) της αεροτομής είναι:

$$x_u = x - y_t(x) \cdot \sin\theta$$

$$y_u = y_c(x) + y_t(x) \cdot \cos\theta$$

και για την κάτω επιφάνεια (lower surface) είναι:

$$x_L = x + y_t(x) \cdot \sin\theta$$

$$y_L = y_c(x) - y_t(x) \cdot \cos\theta$$

όπου:

$y_t(x)$  η συνάρτηση πάχους (thickness function)

$y_c(x)$  η συνάρτηση καμπυλότητας της αεροτομής (camber line function)

$\theta$  η κλίση της γραμμής καμπυλότητας (camper line slope) με εξίσωση:

$$\theta = \tan^{-1}(dy_c/dx)$$

## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Αεροτομές NACA τεσσάρων ψηφίων (4-Digit Airfoil)

Η διανομή πάχους για την τετραψήφια NACA δίνεται από τη σχέση:

$$\frac{y_t}{c} = \left(\frac{t}{c}\right) [a_0 \sqrt{x/c} - a_1 (x/c) - a_2 (x/c)^2 + a_3 (x/c)^3 - a_4 (x/c)^4]$$

Όπου:

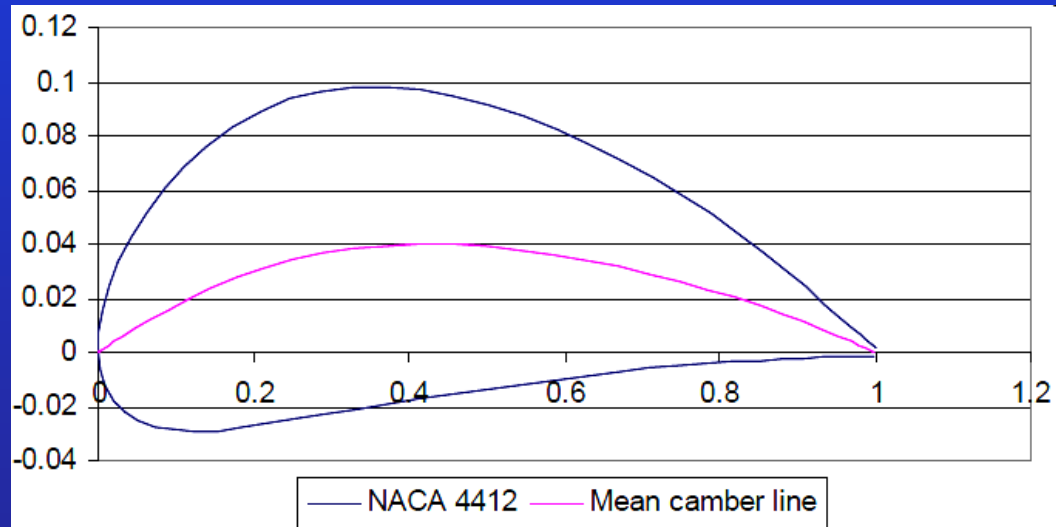
$$a_0 = \frac{0.29690}{0.20} = 1.4845$$

$$a_1 = \frac{0.12600}{0.20} = 0.6300$$

$$a_2 = \frac{0.35160}{0.20} = 1.7580$$

$$a_3 = \frac{0.28430}{0.20} = 1.4215$$

$$a_4 = \frac{0.10150}{0.20} = 0.5075$$



Το μέγιστο πάχος εμφανίζεται όταν  $x/c = 0,30$  και η ακτίνα του χείλους προσβολής (leading edge radius) είναι:  $(r_{LE}/c) = 1,1019 \cdot (t/c)^2$

## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Αεροτομές NACA τεσσάρων ψηφίων (4-Digit Airfoil)

Η μέση γραμμή (camber line) και η κλίση της δίδονται από τις ακόλουθες σχέσεις:

$$\frac{y_c}{c} = \frac{M}{P^2} [2 \cdot P \cdot (x/c) - (x/c)^2] \quad \text{για } \left(\frac{x}{c}\right) < P$$

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2 \cdot M}{P^2} [P - (x/c)] \quad \text{για } \left(\frac{x}{c}\right) < P$$

και

$$\frac{y_c}{c} = \frac{M}{(1-P)^2} [1 - 2P + 2P(x/c) - (x/c)^2] \quad \text{για } (x/c) \geq P$$

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2 \cdot M}{(1-P)^2} [P - (x/c)] \quad \text{για } (x/c) \geq P$$

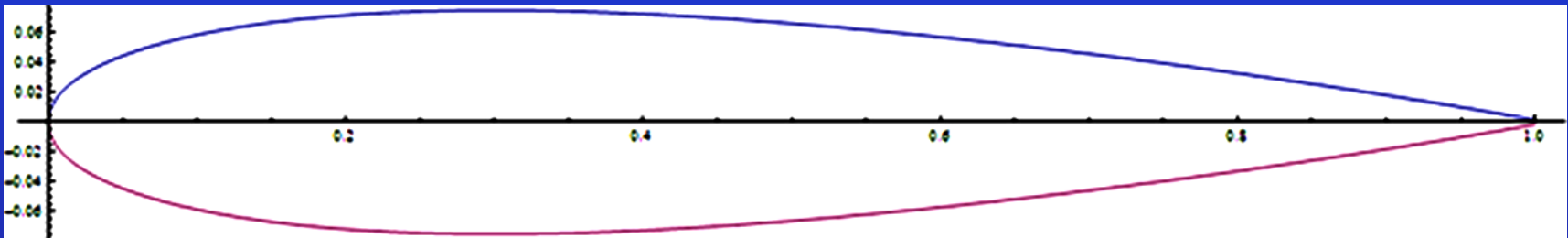
όπου  $P$  είναι η θέση της μέγιστης κύρτωσης (camber).



## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Αεροτομές NACA τεσσάρων ψηφίων (4-Digit Airfoil)

Οι αεροτομές που τα δυο πρώτα τους ψηφία αρχίζουν με 00 δεν διαθέτουν καμπυλότητα και αναφερόμαστε σε αυτές ως συμμετρικές αεροτομές (π.χ. NACA 0012).



Να σημειώσουμε ότι όταν μια αεροτομή αρχίζει με μη-μηδενικό αριθμό στα πρώτα δύο ψηφία, τότε και το τρίτο θα είναι ένας μη-μηδενικός αριθμός. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι η εξίσωση παρουσιάζει μια ιδιομορφία όταν το σημείο της μέγιστης καμπυλότητας ταυτίζεται με το χείλος προσβολής (leading edge).

## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Αεροτομές NACA τεσσάρων ψηφίων (4-Digit Airfoil)

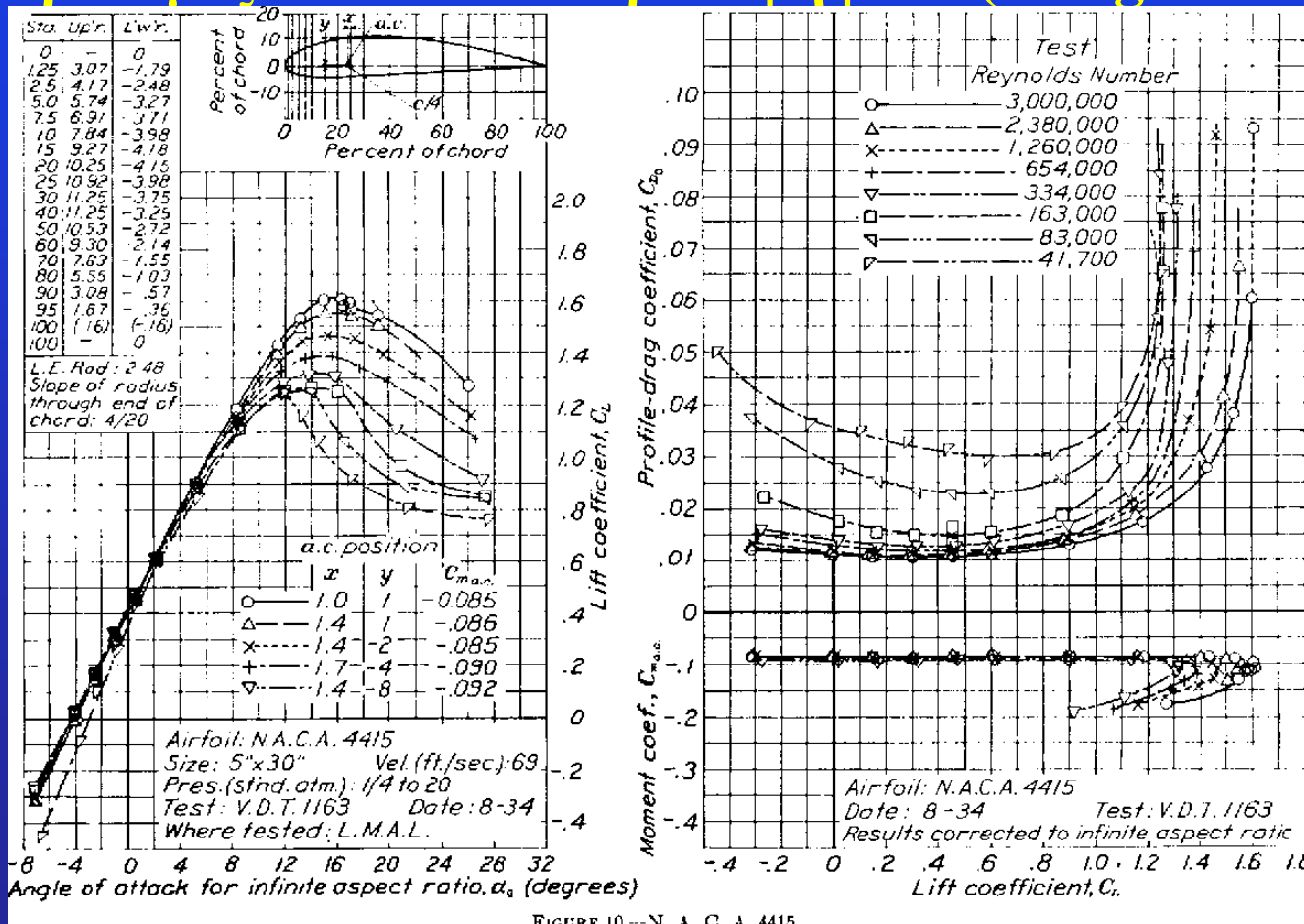


FIGURE 10.--N. A. C. A. 4415.

# NACA 4415 Cl-Cd

## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Αεροτομές NACA πέντε ψηφίων (5-Digit Airfoil)

Η συγκεκριμένη οικογένεια αεροτομών είναι μια επέκταση της τετραψήφιας σειράς, που παρέχει επιπρόσθετες παραμέτρους για τη μέση γραμμή. Το σύστημα αρίθμησης για αυτές τις αεροτομές καθορίζεται ως:

**NACA LPQXX**

όπου

**XX** είναι το μέγιστο πάχος,  $t/c$ , σε ποσοστό χορδής.

Το **L** δίνει τη μέγιστη κύρτωση και τον συντελεστή άνωσης στο σημείο σχεδίασης ( $C_{Li}$ ), ο οποίος ισούται με  $3/2 L$  (σε δέκατα).

Το **P** προσδιορίζει τη θέση της μέγιστης καμπυλότητας  $x_f$ , όπου  $x_f = P/2$ , και το **P** δίνεται σε δέκατα της χορδής.

**Q = 0** για τυποποιημένη λεπτή πενταψήφια αεροτομή (standard 5 digit foil camber),

**Q = 1** για αεροτομή με ανεστραμμένη καμπυλότητα (reflexed camber)

## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Αεροτομές NACA πέντε ψηφίων (5-Digit Airfoil)

Η διανομή πάχους είναι η ίδια με τη διανομή πάχους αεροτομών 4-ψηφίων NACA.

Η τυποποιημένη σειρά (Q = 0) πέντε ψηφίων έχει διανομή μέσης γραμμής, που δίνεται από τις παρακάτω σχέσεις:

$$\frac{y_c}{c} = \frac{K_1}{6} \left[ (x/c)^3 - 3 \cdot m \cdot (x/c)^2 + m^2 (3 - m)(x/c) \right] \quad \text{για } 0 \leq (x/c) \leq m$$

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{K_1}{6} \left[ 3 \cdot (x/c)^2 - 6 \cdot m \cdot (x/c) + m^2 (3 - m) \right] \quad \text{για } 0 \leq (x/c) \leq m$$

και

$$\frac{y_c}{c} = \frac{K_1}{6} m^3 [1 - (x/c)] \quad m < (x/c) \leq 1$$

$$\frac{dy_c}{dx} = -\frac{K_1}{6} m^3 \quad m < (x/c) \leq 1$$

όπου το m σχετίζεται με την θέση της μέγιστης κύρτωσης σύμφωνα με την σχέση:

$$x_f = m \cdot \left( 1 - \sqrt{\frac{m}{3}} \right)$$



## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Αεροτομές NACA πέντε ψηφίων (5-Digit Airfoil)

Το  $K_1$  καθορίζεται έτσι ώστε να αποφευχθεί η ιδιομορφία του χείλους προσβολής της αεροτομής για ορισμένα  $CL_i$  και  $m$ , δηλαδή:

$$K_1 = \frac{6 \cdot C_{Li}}{Q}$$

όπου:

$$Q = \frac{3m - 7m^2 + 8m^3 - 4m^4}{\sqrt{m(1-m)}} - \frac{3}{2}(1-2m) \left[ \frac{\pi}{2} - \sin^{-1}(1-2m) \right]$$

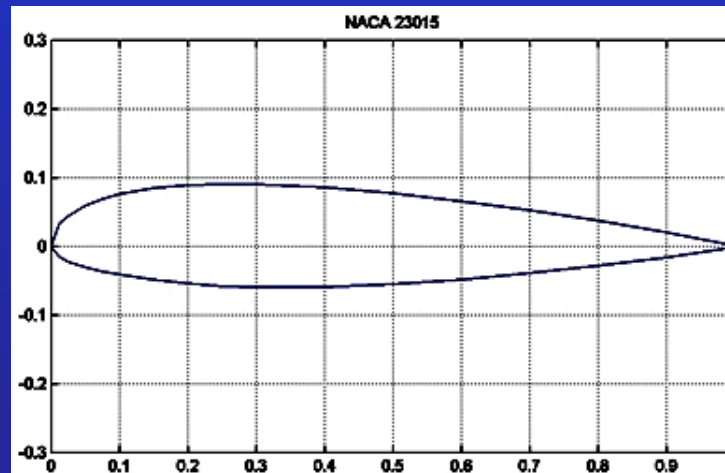
Να υπογραμμίσουμε ότι  $K_1$  είναι μια γραμμική συνάρτηση του  $CL_i$  και το  $K_1$  ταξινομήθηκε σε πίνακες αρχικά για  $CL_i = 0,3$ . Ταξινομημένο σε πίνακες το  $K_1$  πολλαπλασιάζεται με  $(CL_i / 0,3)$  για να πάρει τις τιμές σε ένα άλλο  $CL_i$ . Για να υπολογίσουμε τη μέση γραμμή (camber line), πρέπει να καθοριστούν οι τιμές του  $Q$  και  $K_1$ .

## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Αεροτομές NACA πέντε ψηφίων (5-Digit Airfoil)

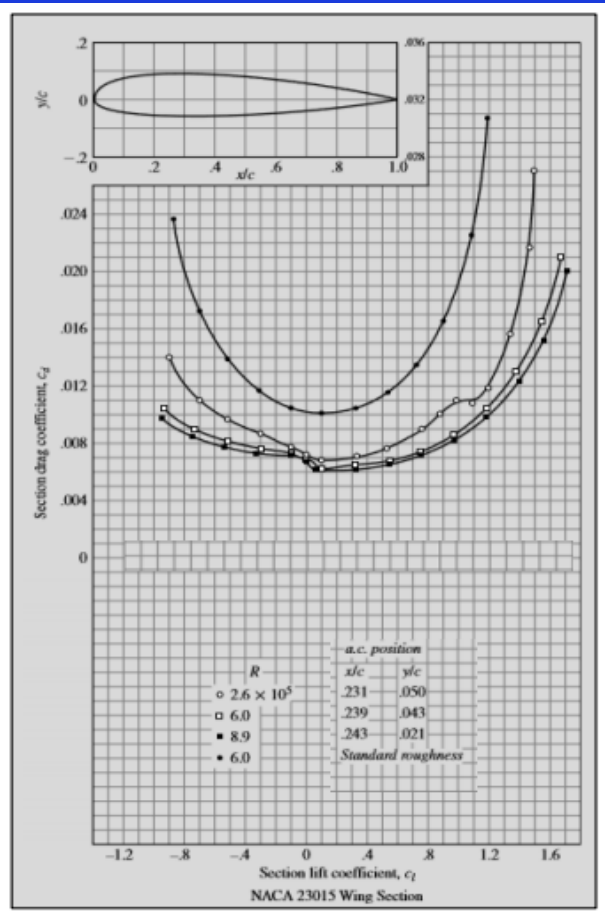
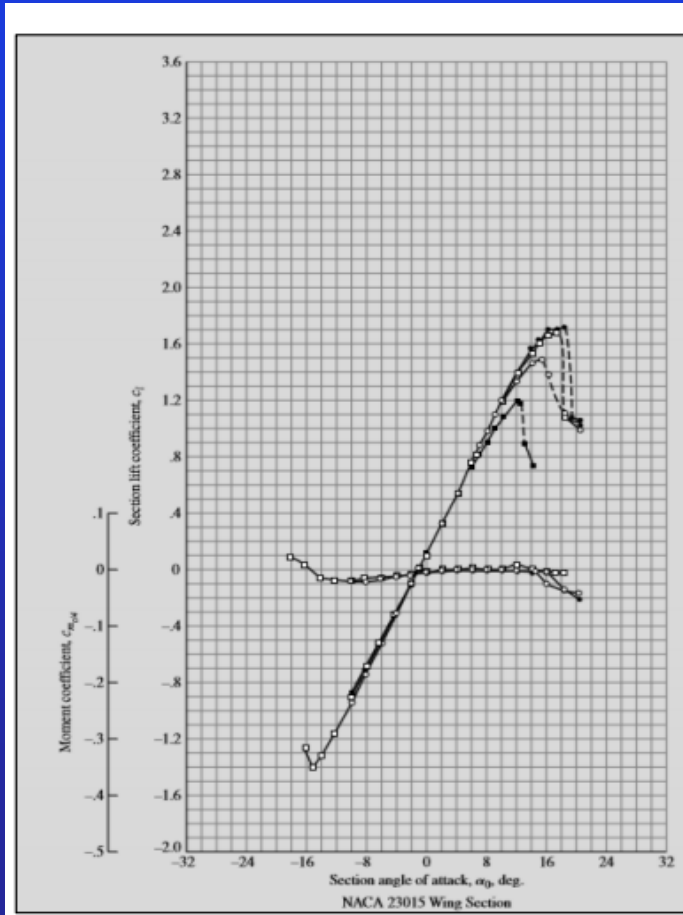
#### Παράδειγμα: NACA 23012

- $XX=12$ : είναι μια αεροτομή σχετικού πάχους ως προς τη χορδή ( $t/c$ ), 12%
- $L=2$ : ο συντελεστής άνωσης σημείου σχεδίασης (design lift coefficient) είναι 0,3
- $P=3$ : η θέση της μέγιστης καμπυλότητας βρίσκεται στο  $x/c = 0,15$  και
- $Q=0$ : χρησιμοποιείται η "τυποποιημένη" λεπτή πενταψήφια αεροτομή. ( $Q = 0$ )



## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Αεροτομές NACA πέντε ψηφίων (5-Digit Airfoil)



# NACA 23015

## $C_l$ - $C_d$



## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Η τετραψήφια τροποποιημένη αεροτομή NACA (NACA Modified 4-Digit Airfoil)

Αυτή η αεροτομή είναι μια επέκταση της τετραψήφιας σειράς για να επιτρέψει μια παραλλαγή στην ακτίνα καμπυλότητας του χείλους προσβολής και στη θέση του μέγιστου πάχους. Το σύστημα αρίθμησης έχει τη μορφή:

#### NACA MPXX-IT

όπου

- **XX** είναι το μέγιστο πάχος,  $t/c$ , ως ποσοστό της χορδής, επί τοις εκατό.
- **M** είναι η μέγιστη κύρτωση της μέσης γραμμής επί τοις εκατό της χορδής.
- **P** είναι η θέση της μέγιστης κύρτωσης σε δέκατα της χορδής.
- Τα ψηφία **IT** στο τέλος περιγράφουν την τροποποίηση στη διανομή πάχους:
  - **I** - προσδιορισμός της ακτίνας του χείλους προσβολής.
  - **T** - η θέση του μέγιστου πάχους σε δέκατα της χορδής (chord wise position of maximum thickness in tenths of chord).

Για  $I = 6$  παράγεται ακτίνα χείλους προσβολής των τυποποιημένων τετραψήφιων αεροτομών.



## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Η τετραψήφια τροποποιημένη αεροτομή NACA (NACA Modified 4-Digit Airfoil)

#### Παράδειγμα: NACA 0012-74

- το πάχος της αεροτομής είναι 12%,
- με μέγιστο πάχος στη θέση  $x/c = 0,40$  και
- ακτίνα χείλους προσβολής ίση με 0,0216, η οποία είναι 36% μεγαλύτερη από την τυποποιημένη τετραψήφια τιμή.

Η NACA 16 σειρά είναι μια ειδική περίπτωση της τροποποιημένης τετραψήφιας αεροτομής με έναν δείκτη ακτίνας χείλους προσβολής  $I = 4$  και μέγιστο πάχος στο  $x/c = 0,5$  ( $T = 5$ ).

### Η πενταψήφια τροποποιημένη αεροτομή NACA (NACA Modified 5-Digit Airfoil)

Η πενταψήφια τροποποιημένη αεροτομή NACA προκύπτει με βάση τα αντίστοιχα για την τροποποιημένη τετραψήφια.

## Οικογένειες αεροτομών NACA.

### Αεροτομές NACA έξι ψηφίων (6-6A Digit Airfoil)

Όλες οι αεροτομές που αναφέρθηκαν είναι αποτέλεσμα εμπειρικής σχεδίασης και εκτεταμένων πειραμάτων σε αεροδυναμικές σήραγγες. Οι αεροτομές 6 ψηφίων της NACA αποτελούν τις πρώτες αεροτομές που σχεδιάστηκαν, ώστε να έχουν δεδομένη κατανομή πίεσης. Η κατανομή πίεσης είναι τέτοια, ώστε να διατηρείται κατά το δυνατό στρωτή ροή γύρω από την αεροτομή, άρα και χαμηλός συντελεστής αντίστασης της αεροτομής. Έτσι, οι αεροτομές αυτές έχουν το μέγιστο πάχος τους λίγο προς τα πίσω σχετικά με τις αεροτομές άλλων σειρών με σκοπό την καθυστέρηση της μετάβασης της στρωτής ροής σε τυρβώδη. Για σταθερή τιμή φόρτισης των αεροτομών αυτών κατά τη χορδή, η εξίσωση της μέσης γραμμής δίνεται από τη σχέση (για  $\alpha=1$ ):

$$\frac{y}{c} = -\frac{C_{Li}}{4\pi} \left[ \left(1 - \frac{x}{c}\right) \ln\left(1 - \frac{x}{c}\right) + \frac{x}{c} \ln\left(\frac{x}{c}\right) \right]$$

και

$$\frac{dy}{dx} = \frac{C_{Li}}{4\pi} \left[ \ln\left(1 - \frac{x}{c}\right) - \ln\left(\frac{x}{c}\right) \right]$$

### Οικογένειες αεροτομών NACA.

#### Αεροτομές NACA έξι ψηφίων (6-6A Digit Airfoil)

Οι αεροτομές NACA σειράς 6 περιγράφονται συνήθως από έναν αριθμό έξι ψηφίων μαζί με μια δήλωση που παρουσιάζει τον τύπο της μέσης γραμμής που χρησιμοποιήθηκε.

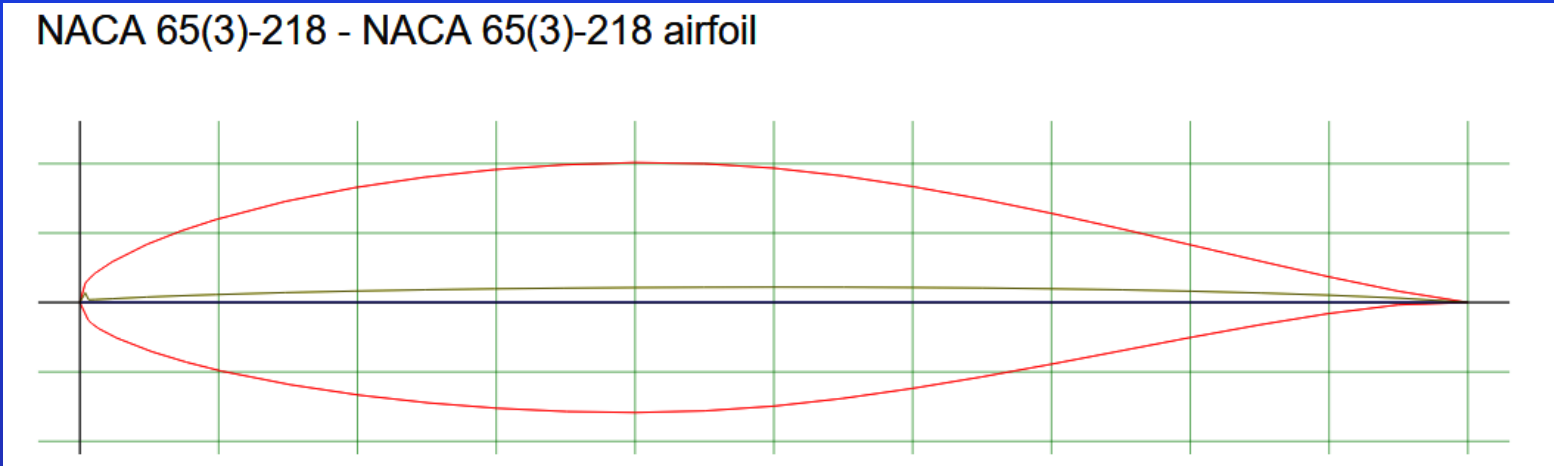
Παραδείγματος χάρη, στον προσδιορισμό **NACA 65,3-218**,  $\alpha = 0,5$  έχουμε τα εξής:

- το 6 είναι ο προσδιορισμός της σειράς.
- το 5 δείχνει τη θέση με την ελάχιστη πίεση σε δέκατα της χορδής πίσω από το χείλος προσβολής για συμμετρική αεροτομή μηδενικής άνωσης (zero lift).
- το 3 μετά το κόμμα (μερικές φορές αυτό είναι υπογραμμισμένο ή σε παρένθεση) δίνει τη σειρά του συντελεστή άνωσης σε δέκατα πάνω και κάτω από το συντελεστή άνωσης του σημείου σχεδίασης.
- το 2 μετά την παύλα δίνει το συντελεστή άνωσης του σημείου σχεδίασης σε δέκατα.
- τα τελευταία δύο ψηφία δείχνουν το πάχος της αεροτομής σε ποσοστό της χορδής.
- Ο προσδιορισμός  $\alpha = 0,5$  παρουσιάζει τον τύπο της μέσης γραμμής που χρησιμοποιείται. Όταν η μέση γραμμή δεν δίνεται, τότε γίνεται κατανοητό ότι έχει χρησιμοποιηθεί ομοιόμορφη φόρτιση μέσης γραμμής που αντιστοιχεί σε  $\alpha = 1.0$ .

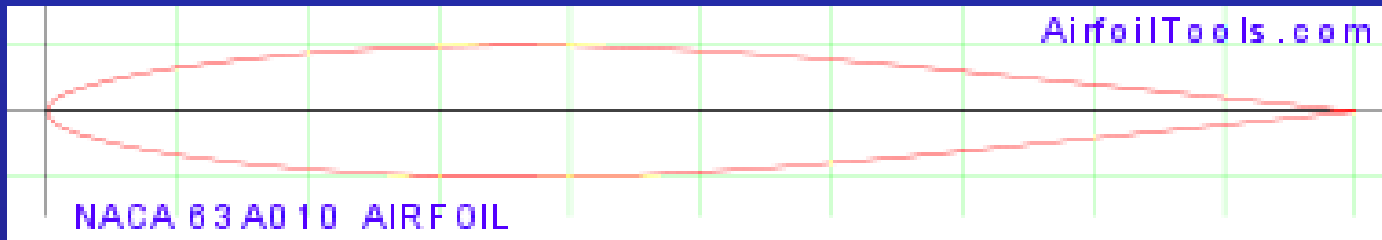
Οικογένειες αεροτομών NACA.

**Αεροτομές NACA έξι ψηφίων (6-6A Digit Airfoil)**

NACA 65(3)-218 - NACA 65(3)-218 airfoil

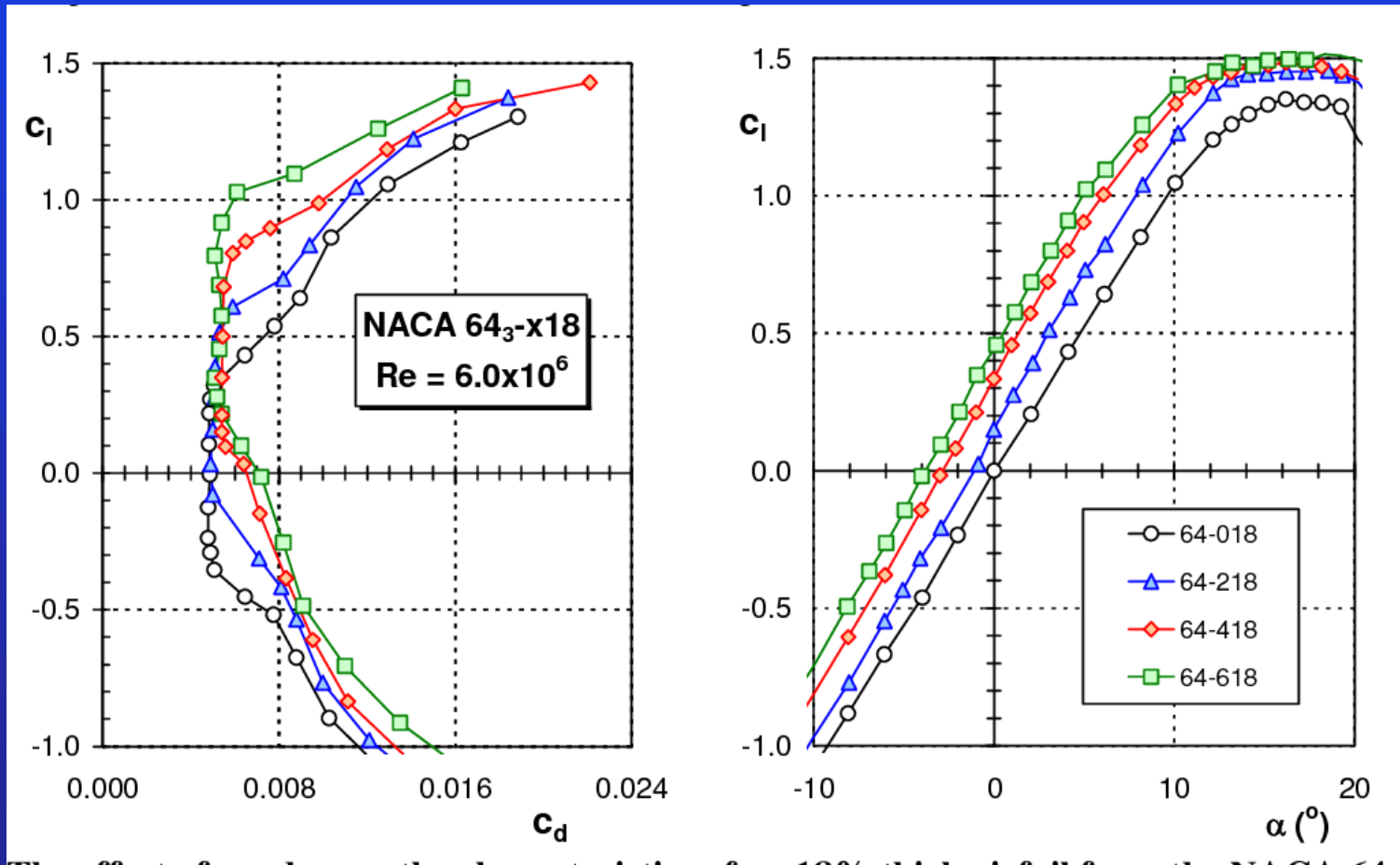


Η σειρά αεροτομών 6A υιοθέτησαν μια εμπειρική τροποποίηση για  $\alpha = 0,8$  έτσι ώστε να επιτρέψουν στην αεροτομή να κατασκευαστεί σχεδόν ευθύγραμμο κοντά στο χείλος εκφυγής της.



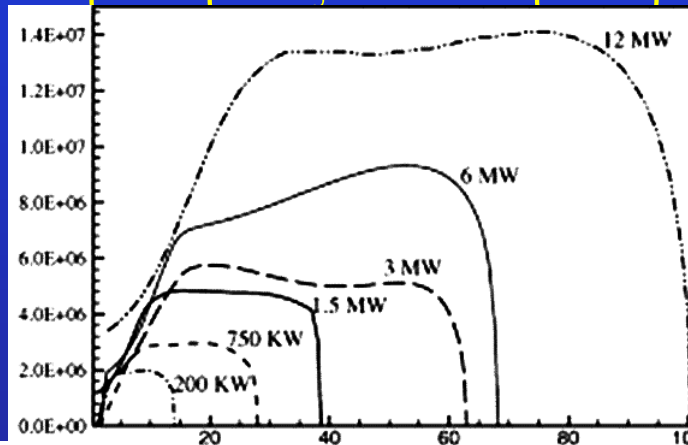
# Οικογένειες αεροτομών NACA.

## Αεροτομές NACA έξι ψηφίων (6-6A Digit Airfoil)

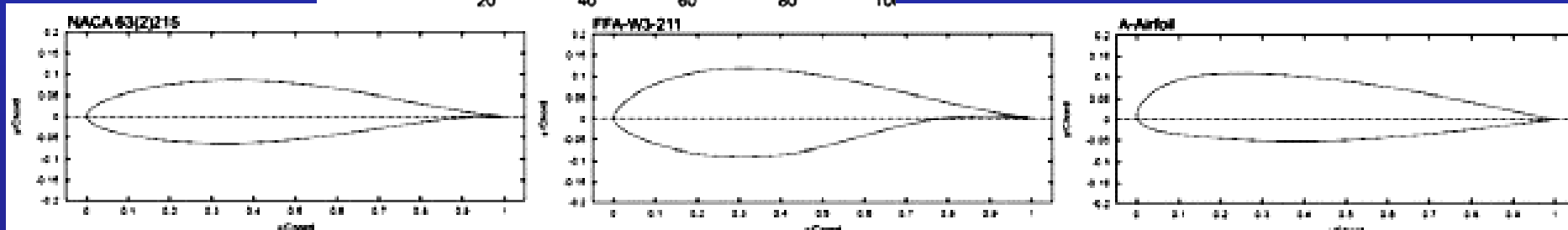


## Άλλες Οικογένειες αεροτομών.

Οι αεροτομές που είχαν σχεδιαστεί και μετρηθεί μέχρι τη δεκαετία του '60, προοριζόταν για την αεροναυπηγική. Είχαν σχεδιαστεί για μέγιστη απόδοση σε υψηλούς  $Re$ . Την τελευταία εικοσαετία σχεδιάστηκαν αεροτομές για ανεμογεννήτριες και ειδικότερα αεροτομές ανάλογα με το μέγεθος της περυγώσης και τη θέση τους πάνω στην πτέρυγα.

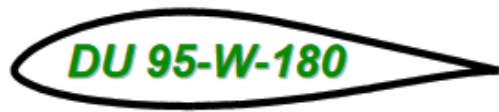


Re vs rotor diameter (m)

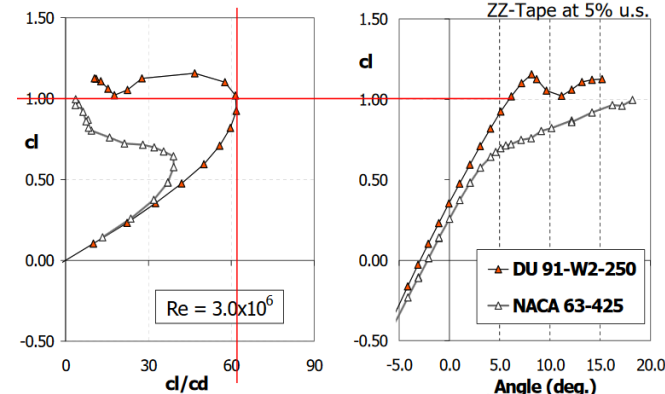


## Άλλες Οικογένειες αεροτομών.

### Overview of DU-airfoils and users



Measurements at LST-TU Delft: Roughness simulated

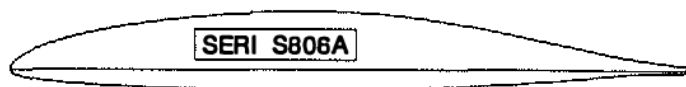


GE-Wind, REpower, Dewind, Suzlon, Gamesa, LM Glasfiber, NOI Rotorteknik, Fuhrlander, Pfeleiderer, EUROS, NEG Micon, Umoe blades, Ecotecnia .....

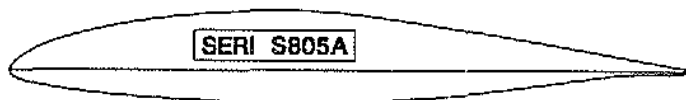


Άλλες Οικογένειες αεροτομών.

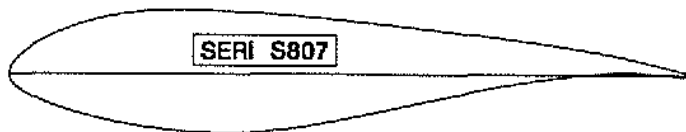
THIN AIRFOIL FAMILY  
FOR MEDIUM BLADES



TIP REGION AIRFOIL, 95% RADIUS

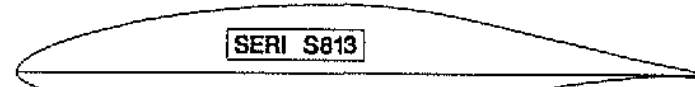


PRIMARY OUTBOARD AIRFOIL, 75% RADIUS

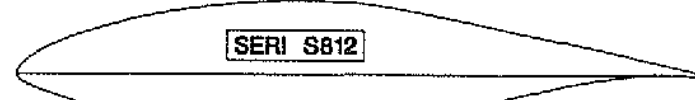


ROOT REGION AIRFOIL, 40% RADIUS

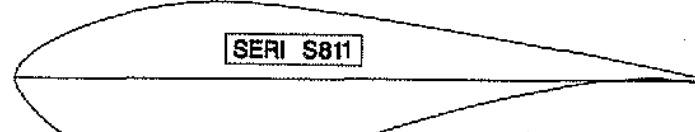
THICK AIRFOIL FAMILY  
FOR LARGE BLADES



TIP REGION AIRFOIL, 95% RADIUS



PRIMARY OUTBOARD AIRFOIL, 75% RADIUS

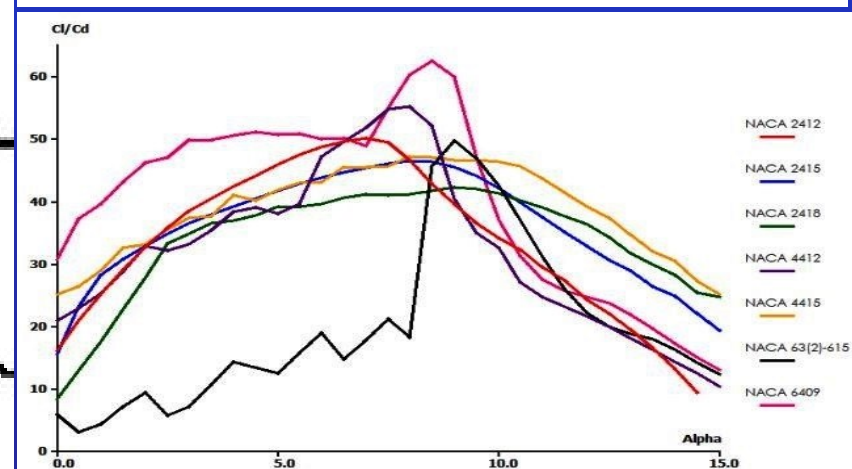
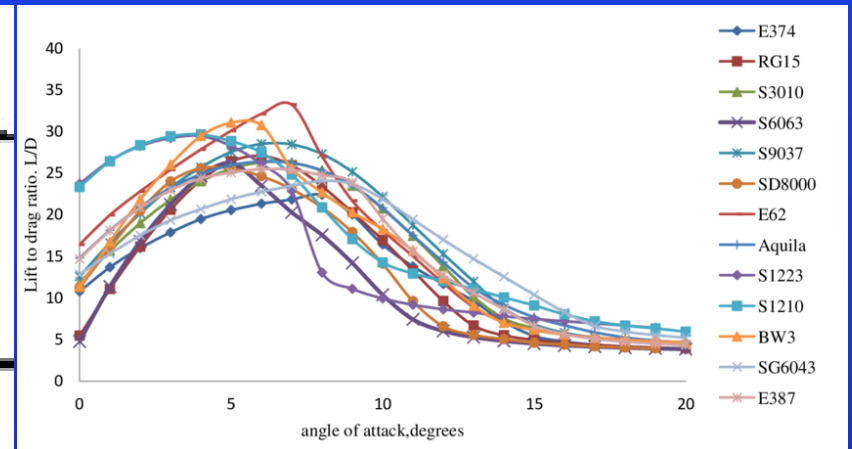
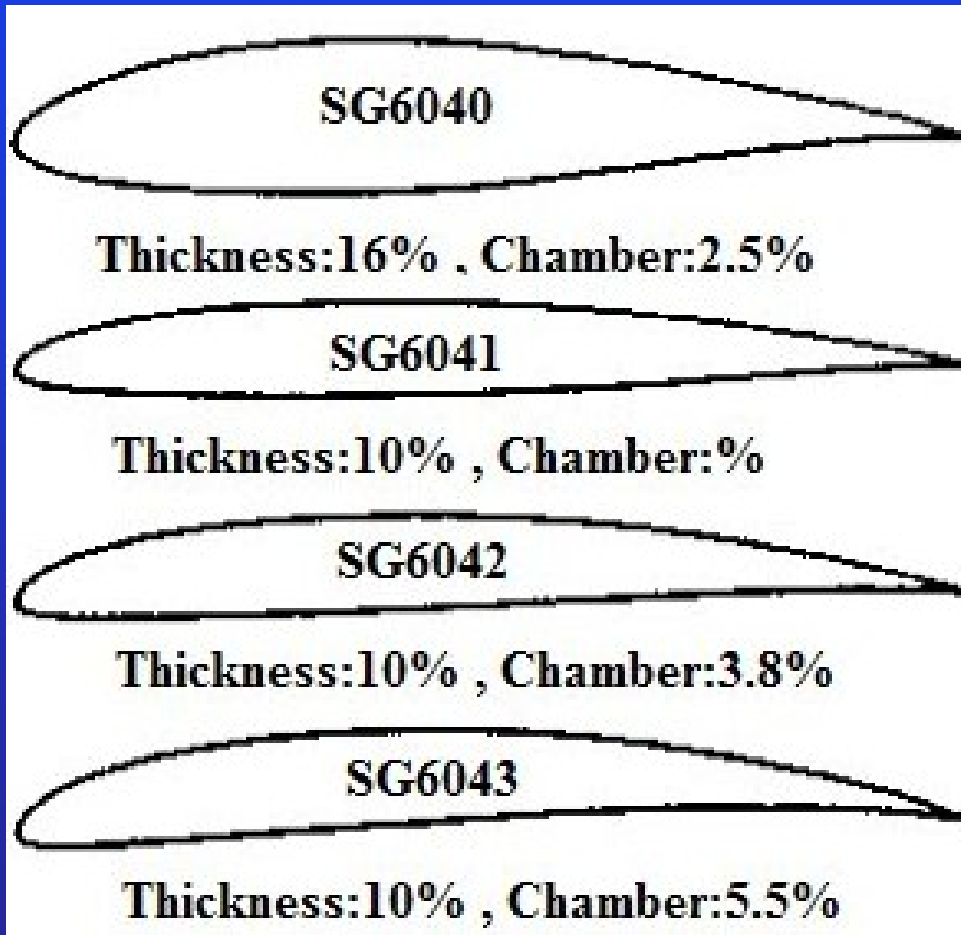


ROOT REGION AIRFOIL, 40% RADIUS

SPECIAL PURPOSE THIN AND THICK AIRFOIL FAMILY



Άλλες Οικογένειες αεροτομών – μικρές ανεμογεννήτριες.



Cl-Cd ratio vs AoA, Re=100.000, Naca airfoils.

## Πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα σειρών αεροτομών NACA.

ΤΥΠΟΣ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ	ΠΛΕΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ	ΜΕΙΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ	ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ
<b>NACA</b> <b>4 Ψηφίων</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Καλά χαρακτηριστικά στην απώλεια στήριξης</li> <li>✓ Μικρή μετακίνηση του κέντρου πίεσης σε μεγάλες μεταβολές της ταχύτητας.</li> <li>✓ Μικρή επίδραση της τραχύτητας</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Μικρή τιμή του μέγιστου συντελεστή άωσης</li> <li>✓ Σχετικά μεγάλη αντίσταση</li> <li>✓ Υψηλή ροπή προνεύσεως</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Γενική αεροπορία</li> <li>✓ Οριζόντια ουραία πτερύγια</li> </ul> <p><b>ΣΥΜΜΕΤΡΙΚΕΣ</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Υπερηχητικά αεροσκάφη</li> <li>✓ Πτερύγια ελικοπτήρων</li> <li>✓ Κελύφη κινητήρων</li> <li>✓ Πτερύγια πυραύλων</li> </ul>
<b>NACA</b> <b>5 Ψηφίων</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Υψηλός μέγιστος συντελεστής άωσης</li> <li>✓ Χαμηλή ροπή προνεύσεως</li> <li>✓ Μικρή επίδραση της τραχύτητας</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Φτωχά χαρακτηριστικά στην απώλεια στήριξης</li> <li>✓ Σχετικά υψηλή αντίσταση</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Γενική αεροπορία</li> <li>✓ Ελικοφόρα μαχητικά αεροσκάφη</li> <li>✓ Επιχειρηματικά αεροσκάφη</li> <li>✓ Αεροσκάφη τοπικών μεταφορών</li> </ul>

ΤΥΠΟΣ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ	ΠΛΕΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ	ΜΕΙΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ	ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ
<b>NACA</b> <b>Σειράς 16</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Αποφυγή κορυφών χαμηλής πίεσης</li> <li>✓ Χαμηλή αντίσταση σε υψηλές ταχύτητες</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Σχετικά χαμηλή άωση</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Έλικες αεροσκαφών</li> <li>✓ Προπέλες πλοίων</li> </ul>
<b>NACA</b> <b>Σειράς 6</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Υψηλός μέγιστος συντελεστής άωσης</li> <li>✓ Πολύ χαμηλή αντίσταση, σε στενή περιοχή συνθηκών λειτουργίας</li> <li>✓ Βελτιστοποιημένη για υψηλές ταχύτητες</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Υψηλή αντίσταση εκτός της βέλτιστης περιοχής συνθηκών λειτουργίας</li> <li>✓ Υψηλή ροπή προνεύσεως</li> <li>✓ Φτωχά χαρακτηριστικά στην απώλεια στήριξης</li> <li>✓ Πολύ ευαίσθητη στην τραχύτητα</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Ελικοφόρα μαχητικά αεροσκάφη</li> <li>✓ Επιχειρηματικά αεροσκάφη</li> <li>✓ Εκπαιδευτικά αεροσκάφη</li> <li>✓ Υπερηχητικά αεροσκάφη</li> </ul>

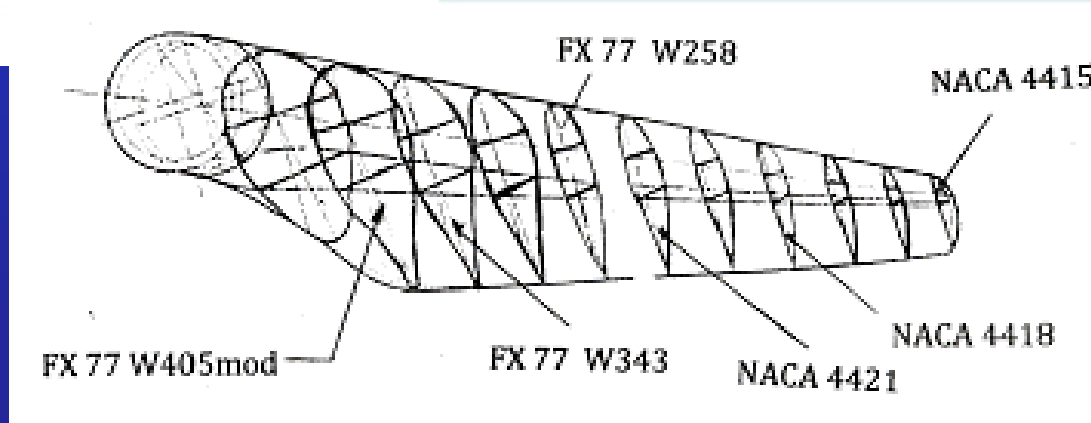
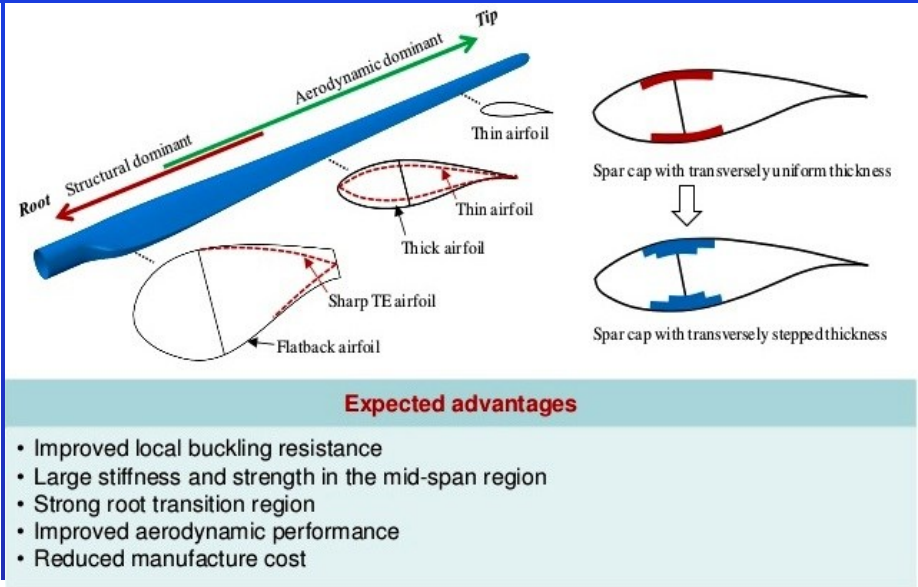
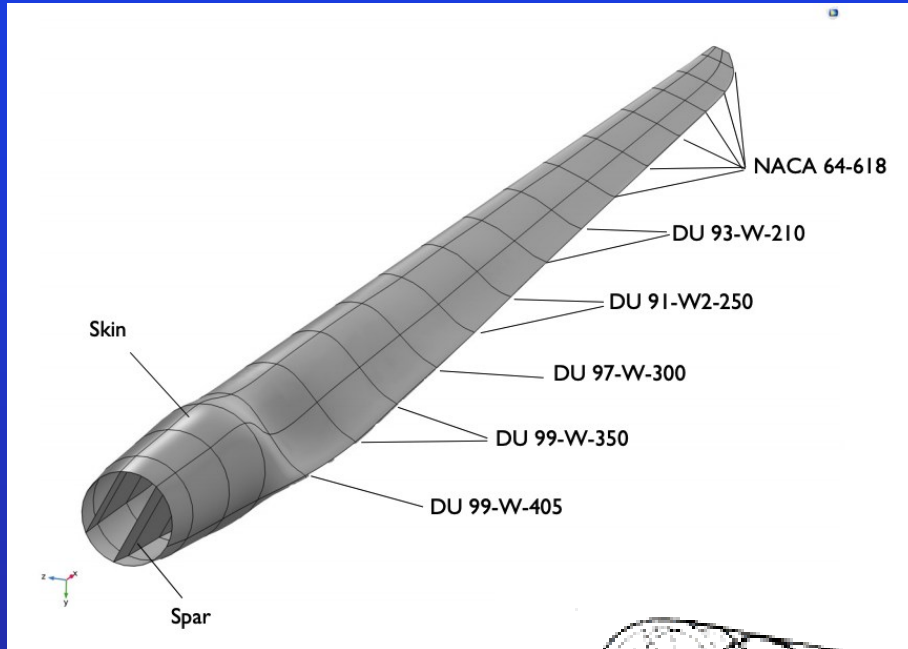
# Αεροδυναμική πτερυγώσεων

## Χρήση σειρών αεροτομών NREL (Solar Energy Research Institute(SERI)).

Έτος	Αεροτομή	r/R	Re ( $\times 10^6$ )	t/c	$C_{L,max}$	$C_{D,min}$	$C_{m,0}$
1993	S822 (ακμή)	0.90	0.60	0.160	1.0	0.010	-0.07
	S823 (βάση)	0.40	0.40	0.210	1.2	0.018	-0.15
2002	S834 (ακμή)	0.95	0.40	0.150	1.0	N/A	$\geq -0.15$
	S833 (κύρια)	0.75	0.40	0.180	1.1	N/A	$\geq -0.15$
	S835 (βάση)	0.40	0.25	0.210	1.2	N/A	$\geq -0.15$

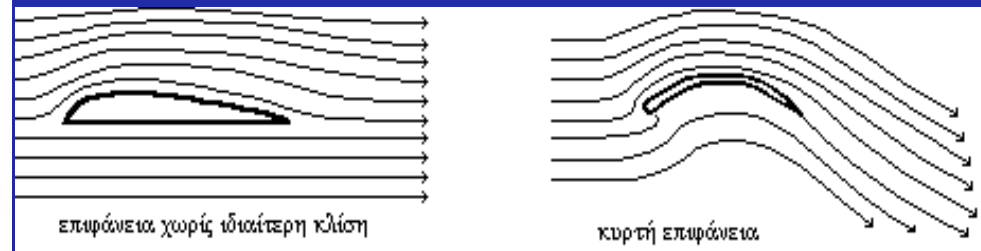
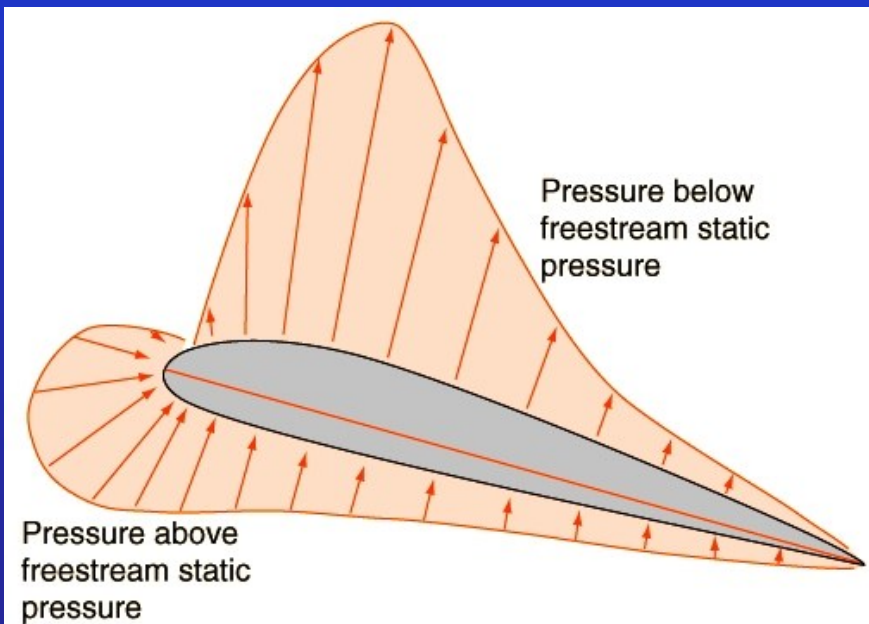
Ανεμογεννήτρια				Αεροτομή		
Διάμετρος (m)	Γεννήτρια (kW)	Τύπος	Πάχος	Κύρια	Ακμή	Βάση
3-10	2-20	Μεταβλητών στροφών Μεταβλητού βήματος	Παχιές	—	S822	S823
				S833	S834	S835
10-20	20-150	Μεταβλητών στροφών Μεταβλητού βήματος	Λεπτές	S801	S802	S804
				S805	S806	S807
		Ρυθμιζόμενες με αποκόλληση της ροής	Λεπτές	S805A	S806A	S808
				Παχιές	S819	S820
20-30	150-400	Ρυθμιζόμενες με αποκόλληση της ροής	Παχιές	S809	S810	S811
				S812	S813	S814
20-40		Μεταβλητών στροφών Μεταβλητού βήματος		S825	S826	S814 S815
30-50	400-1000	Ρυθμιζόμενες με αποκόλληση της ροής	Παχιές	S816	S817	S818
Παχιές			S827	S828	S818	
40-50		Μεταβλητών στροφών Μεταβλητού βήματος	Παχιές	S830	S831 S832	S818

## Αεροτομές κατά μήκος μιας πτέρυγας.



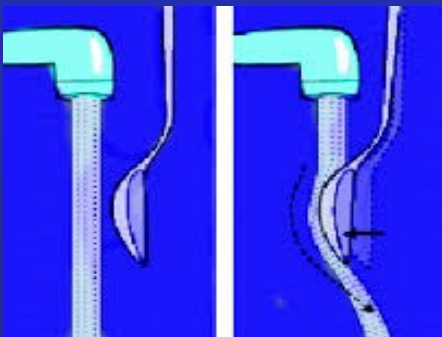
## Ροή γύρω από αεροτομή.

Όπως εξηγείται και στη διαφάνεια 16, από την αρχική δίνη και λόγω της **κυκλοφορίας γύρω από την αεροτομή**, δημιουργούνται διαφορετικές ταχύτητες στις δύο πλευρές της αεροτομής που έχουν σαν αποτέλεσμα (Bernoulli), την υποπίεση στη μια της πλευρά και την υπερπίεση στην άλλη. Επιπλέον λόγω του φαινομένου Coanda η ροή μένει σε 1<sup>η</sup> φάση επικολλημένη στην καμπύλη επιφάνεια της αεροτομής και διαφεύγει με κλίση από το χείλος εκφυγής.



### Ροή γύρω από αεροτομή.

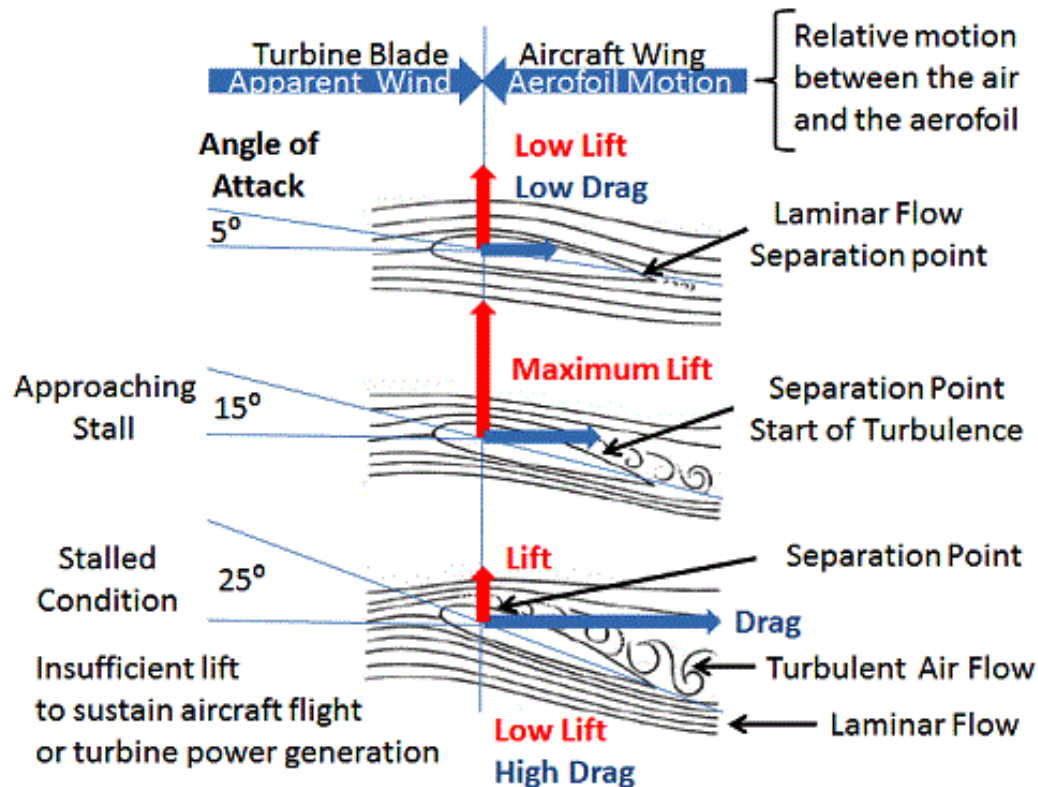
Το φαινόμενο «Κοάντα» (Coandă) ανακαλύφθηκε το 1930 από τον Ρουμάνο φυσικό Χένρυ-Μαρί Κοάντα απ' όπου πήρε και το όνομα του. Ο Coandă παρατήρησε ότι ο ατμός του αέρα ή κάποιου άλλου ρευστού που βγαίνει από ένα ακροφύσιο, τείνει να ακολουθήσει το σχήμα της κυρτής επιφάνειας που ακολουθεί. Οι γραμμές της ροής στο «πάνω» μέρος της αεροτομής με τη μεγαλύτερη καμπυλότητα ακολουθούν το σχήμα της αεροτομής, και στο χείλος εκφυγής οδηγούνται προς τα κάτω. Έτσι ωθούν μάζες αέρα προς τα «κάτω». Σαν αντίδραση στη δύναμη που εξασκεί η αεροτομή στα μόρια του αέρα, τα οποία εκτρέπει προς τα «κάτω» παρουσιάζεται η δύναμη που εξασκεί η ροή στην αεροτομή και συνεισφέρει στην άνωση.



## Παράγοντες που επηρεάζουν την άνοση.

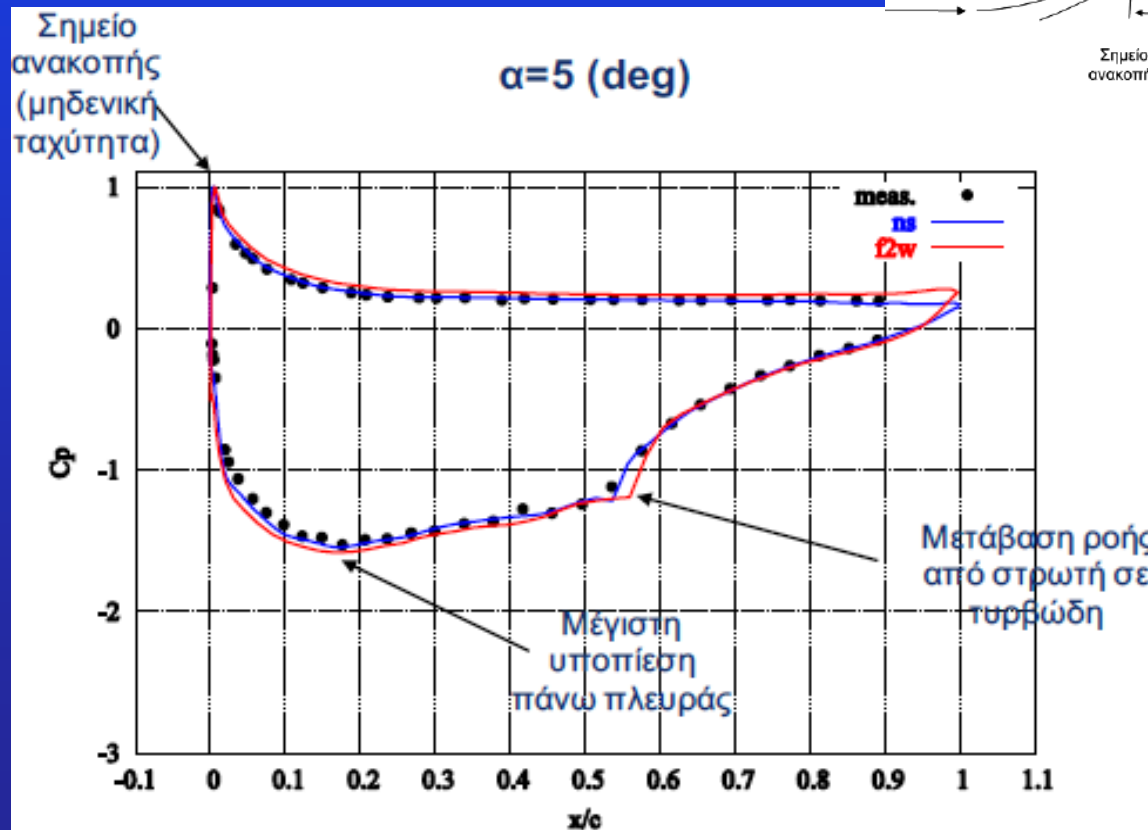
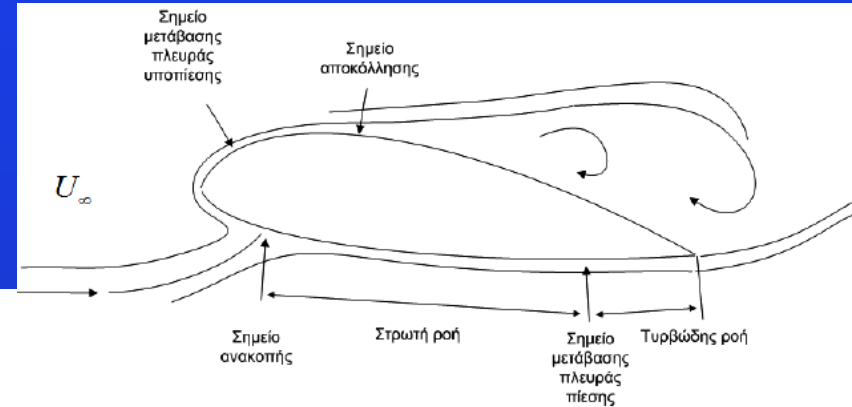
### 1. Επίδραση της γωνίας προσβολής, ΑοΑ.

Lift, Drag and Angle of Attack



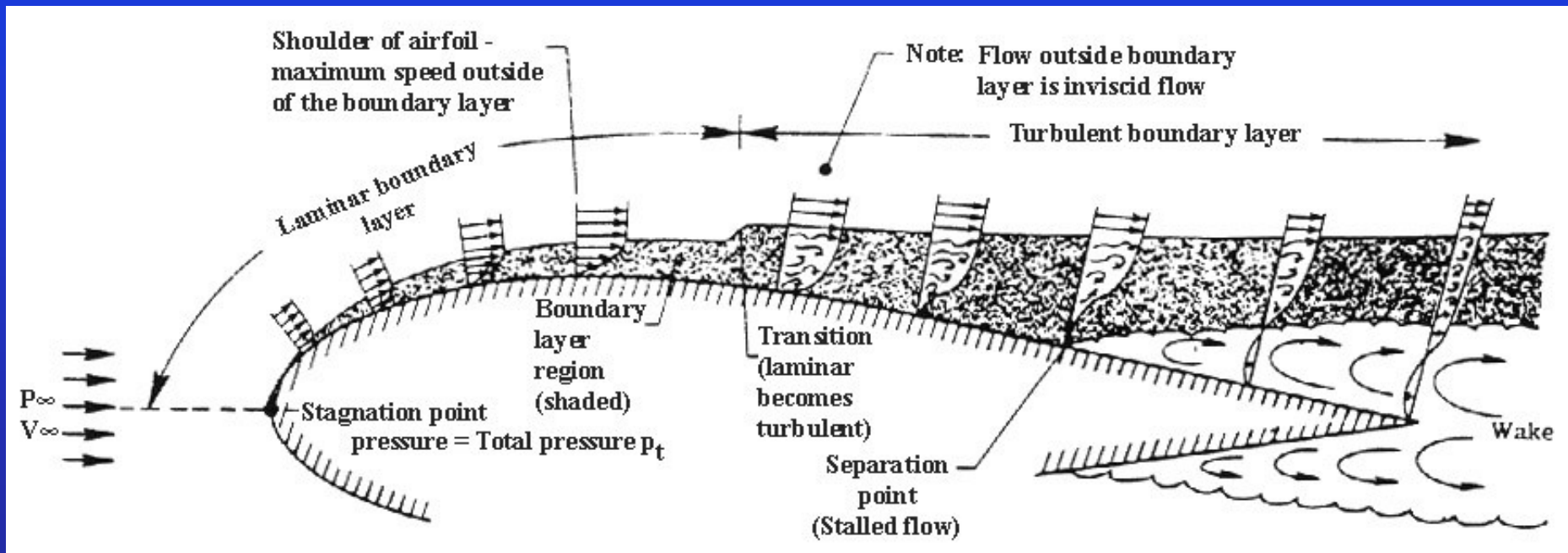
## Παράγοντες που επηρεάζουν την άνωση.

### 1. Επίδραση της γωνίας προσβολής, $\alpha$ οΑ



## Παράγοντες που επηρεάζουν την άνωση.

### 1. Επίδραση της γωνίας προσβολής, ΑοΑ.

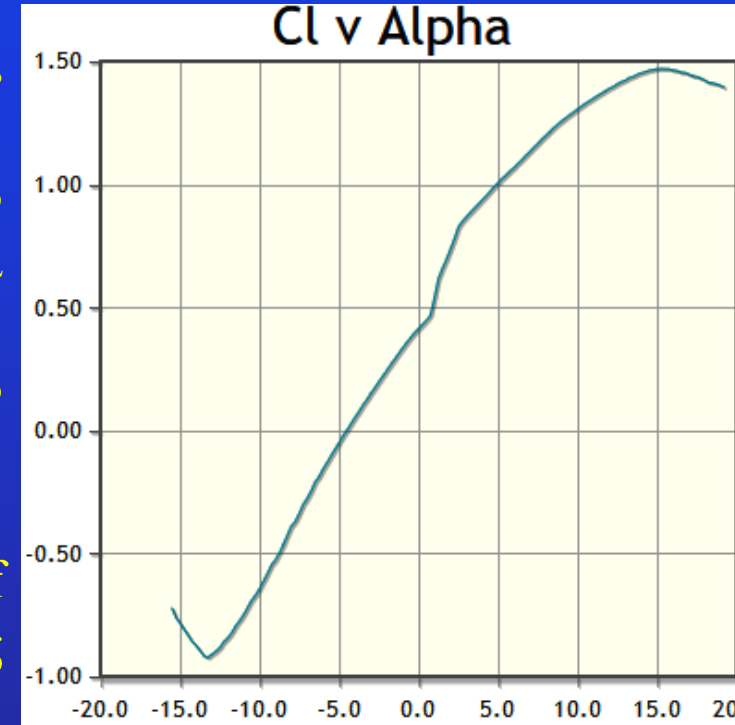


## Παράγοντες που επηρεάζουν την άνοση.

### 1. Επίδραση της γωνίας προσβολής, AoA.

Στο διάγραμμα του συντελεστή άνοσης  $C_l$  vs AoA, παρατηρούνται:

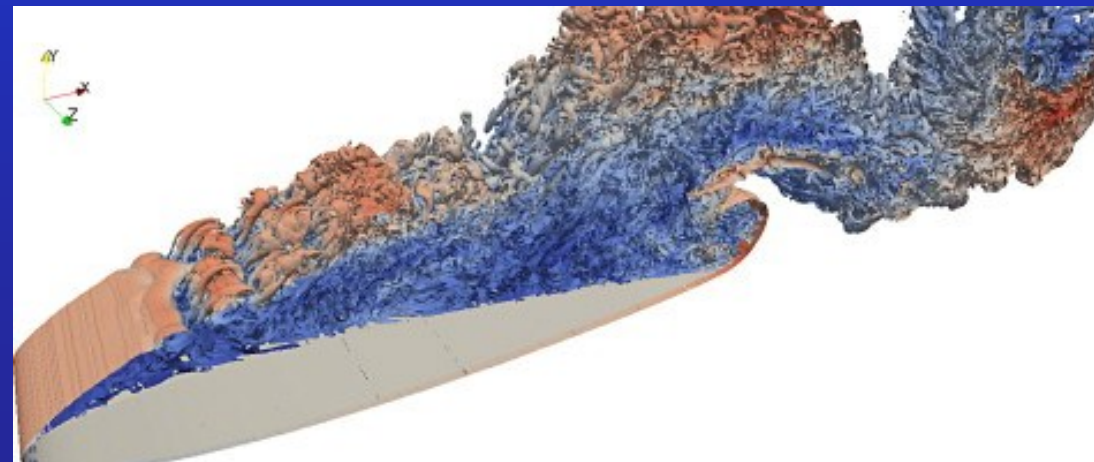
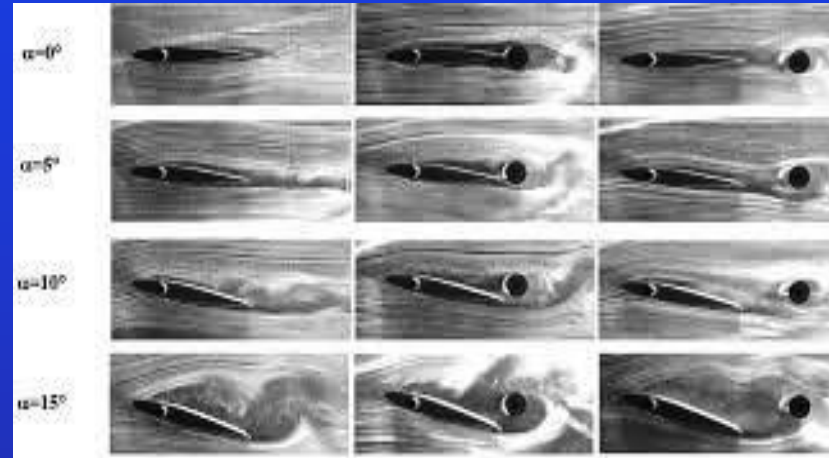
- Η γωνία προσβολής μηδενικής άνοσης (zero angle of attack) όπου μας δείχνει την γωνία προσβολής που έχουμε μηδενική άνοση. Εξαρτάται κυρίως από την κυρτότητα και όσο πιο μη συμμετρική είναι μια αεροτομή τόσο η γωνία απομακρύνεται από το μηδέν.
- Η κρίσιμη γωνία προσβολής (critical angle of attack) όπου μας δείχνει την γωνία προσβολής που εμφανίζεται η μέγιστη τιμή της άνοσης. Στην προκειμένη περίπτωση είναι  $15^\circ$ .
- Ο ρυθμός μεταβολής του συντελεστή  $C_l$  με βάση την γωνία AoA.



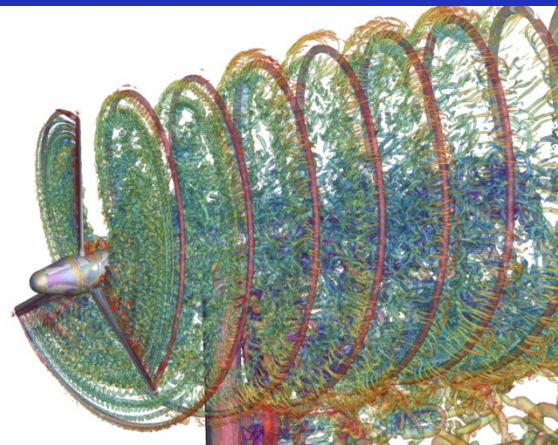
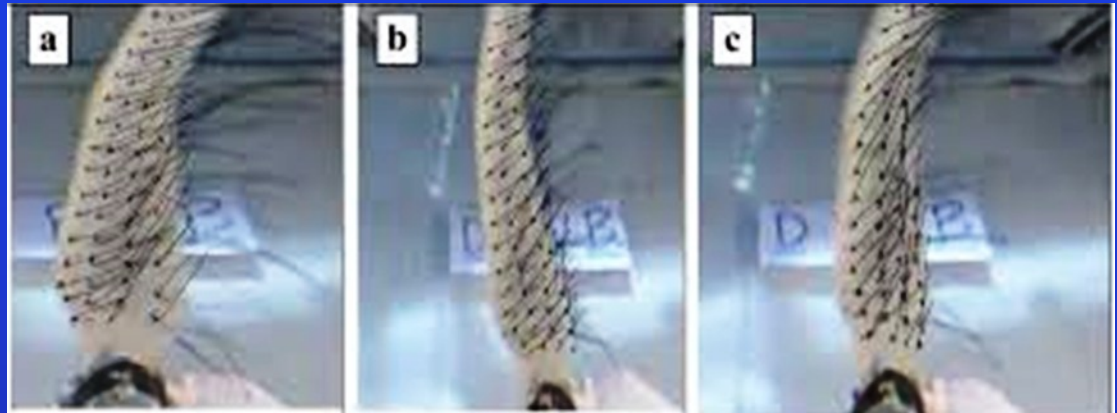
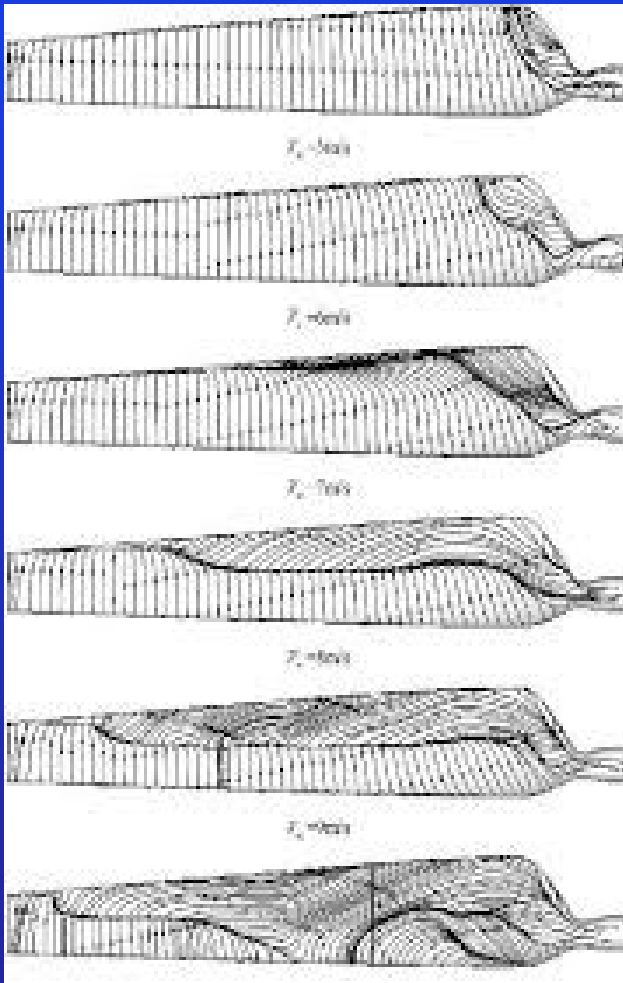
Διάγραμμα  $C_l$  - AoA

## Παράγοντες που επηρεάζουν την άνωση.

### 1. Επίδραση της γωνίας προσβολής, ΑοΑ.



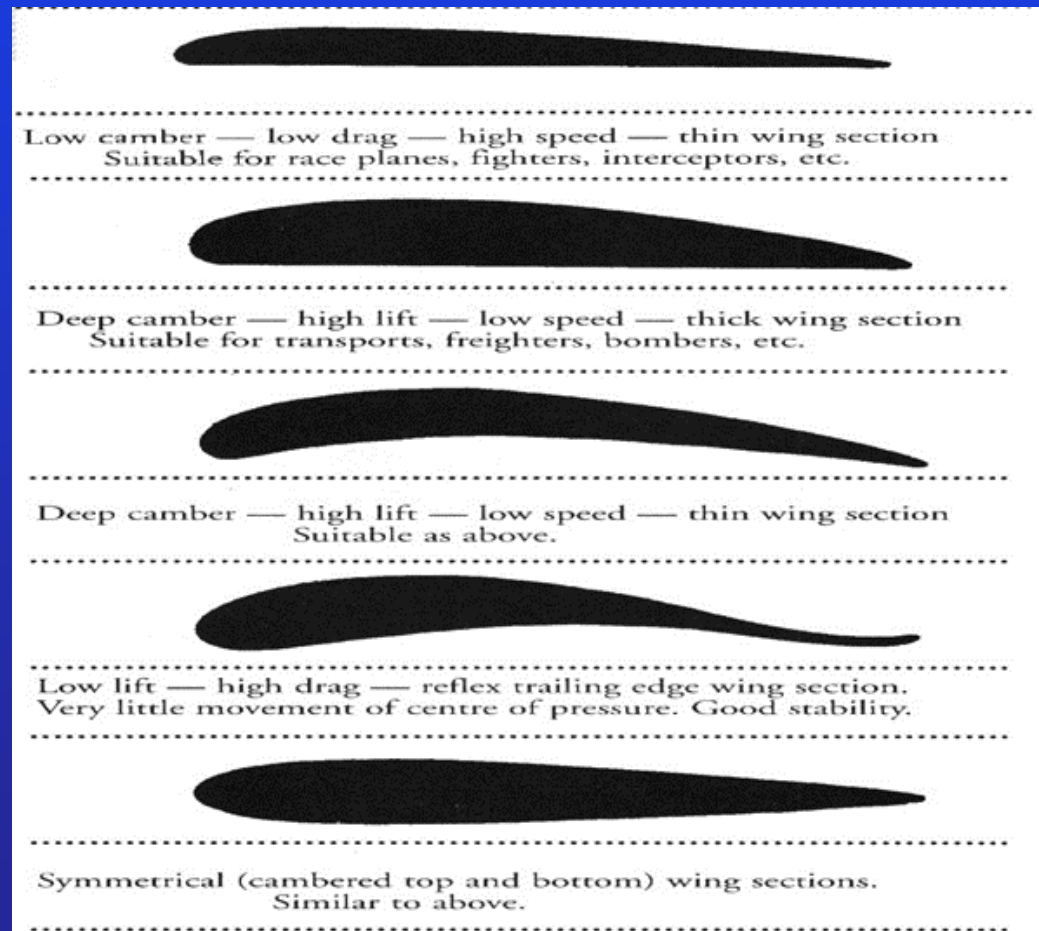
## Ροή γύρω από πτέρυγα.



## Παράγοντες που επηρεάζουν την άνωση.

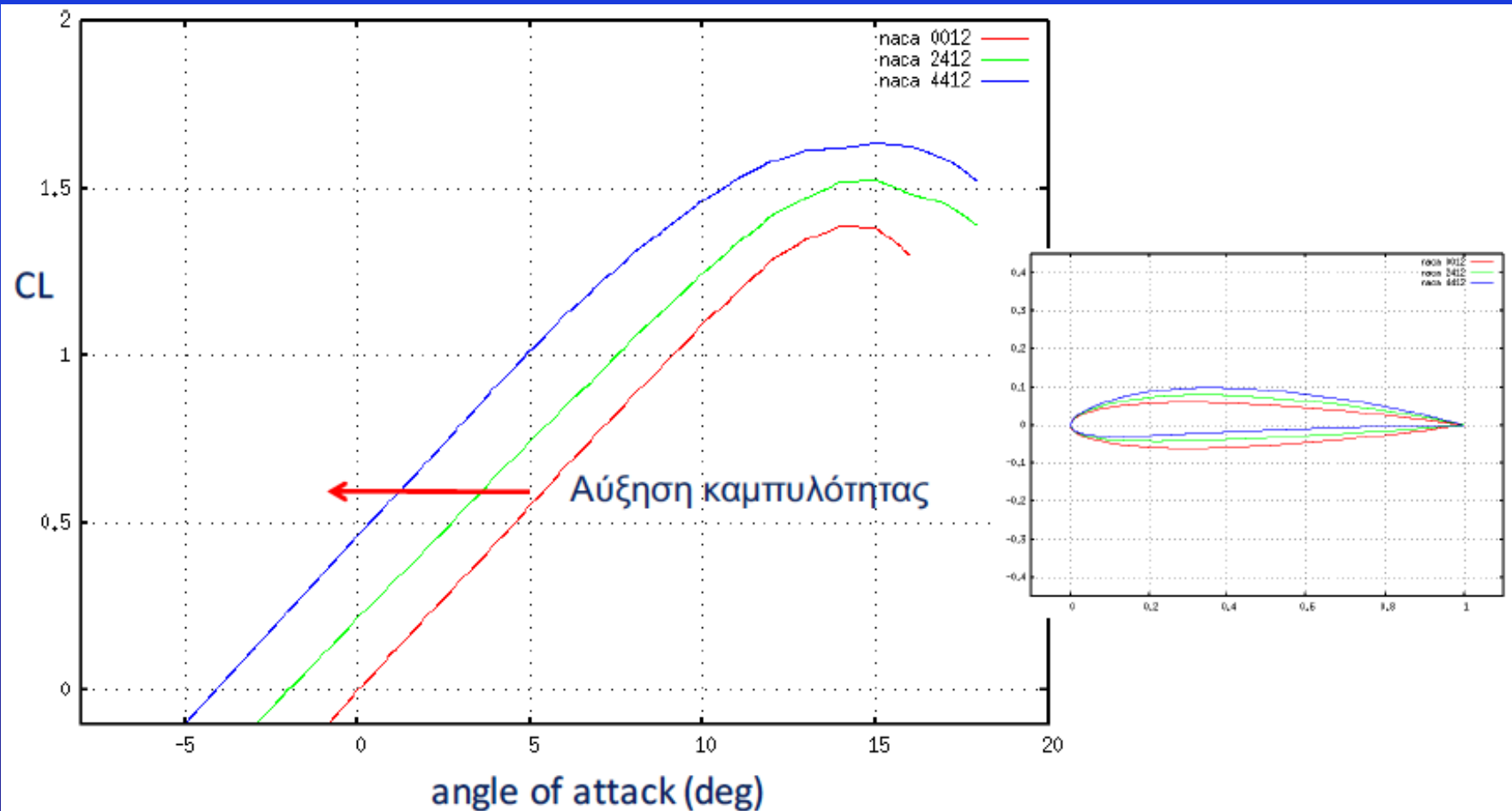
### 2. Επίδραση του σχήματος της αεροτομής.

Διαφορετική γεωμετρία αεροτομής έχει σαν αποτέλεσμα διαφορετική ροή αέρα, και άρα διαφορετικά αποτελέσματα στην άνωση. Αυτό συμβαίνει γιατί μια αεροτομή με το σχήμα της μπορεί να συμβάλει στη δημιουργία μεγαλύτερης διαφοράς ταχυτήτων στην «άνω» και «κάτω» επιφάνεια της αεροτομής και άρα μεγαλύτερη διαφορά πίεσης.



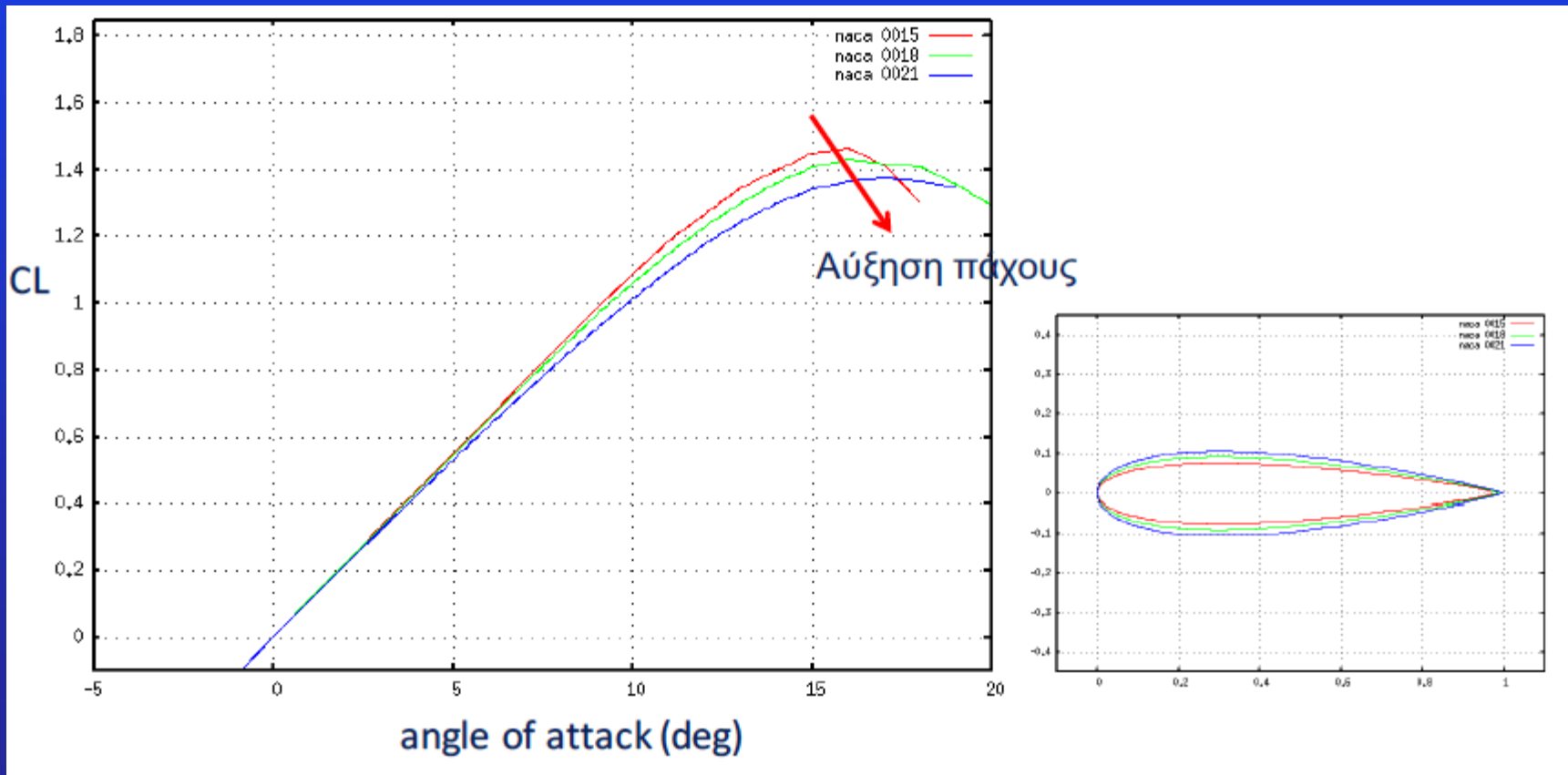
## Παράγοντες που επηρεάζουν την άνωση.

### 2. Επίδραση του σχήματος της αεροτομής.



## Παράγοντες που επηρεάζουν την άνοση.

### 2. Επίδραση του σχήματος της αεροτομής.



## Παράγοντες που επηρεάζουν την άνωση.

### 2. Επίδραση της Ταχύτητας της ροής.

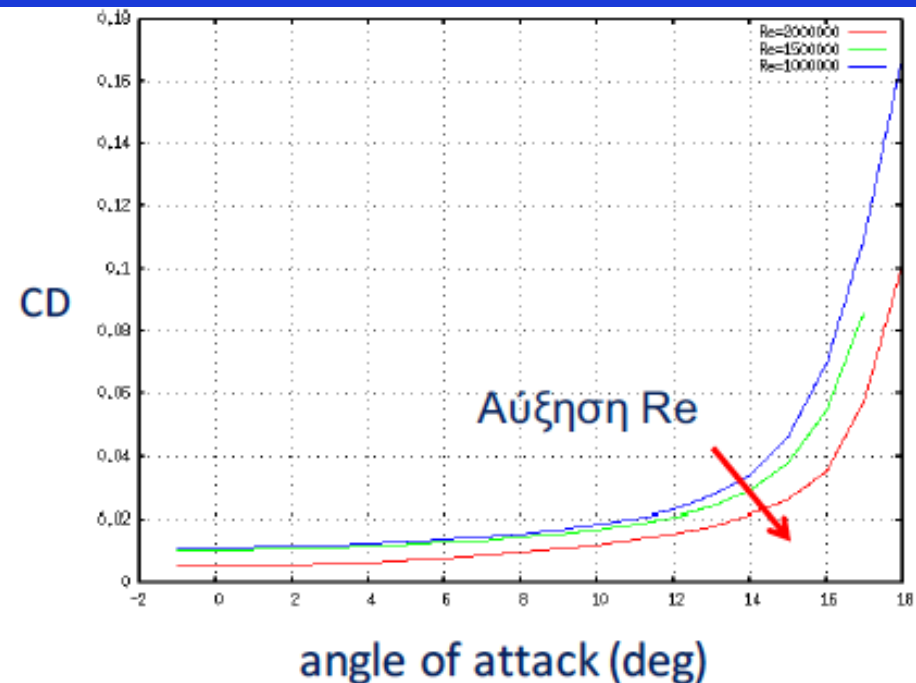
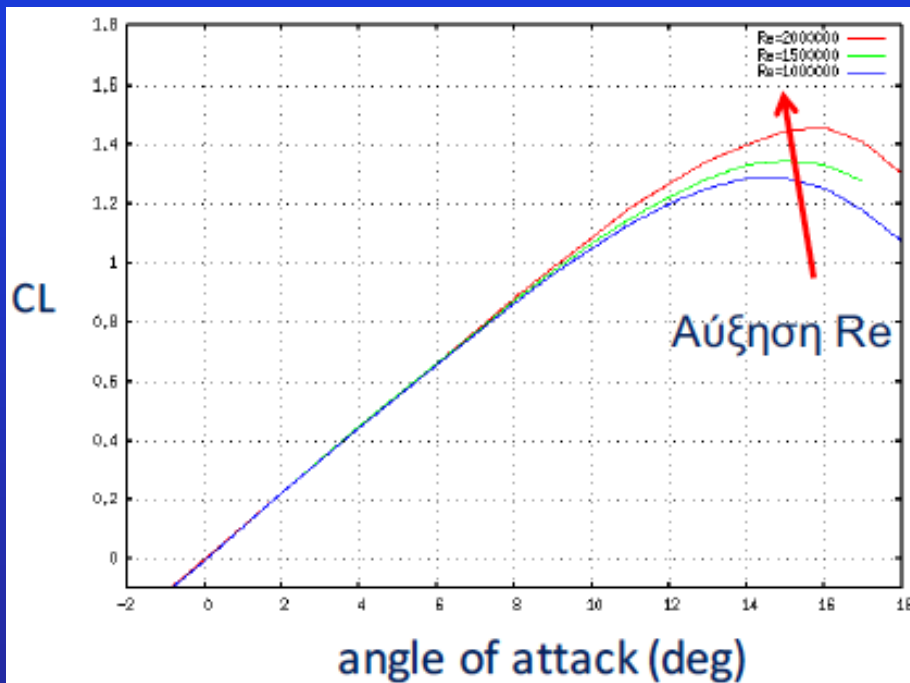
Η αύξηση της ταχύτητας της ροής προκαλεί αύξηση της δυναμικής άνωσης. Αυτό συμβαίνει γιατί αυξάνεται η ορμή και με την αλλαγή της κατεύθυνσης του αέρα δημιουργούνται μεγαλύτερα αεροδυναμικά φορτία πάνω στην αεροτομή. Πειραματικά δεδομένα δείχνουν ότι ο διπλασιασμός της τιμής της ταχύτητας συνεπάγεται τετραπλασιασμό της τιμής της δυναμικής δηλαδή η τιμή της δυναμικής άνωσης είναι ευθέως ανάλογη με το τετράγωνο της ταχύτητας.

### 3. Επίδραση της πυκνότητας του ρευστού.

Η αύξηση της πυκνότητας του αέρα προκαλεί αύξηση της άνωσης. Αυτό συμβαίνει γιατί με την αύξηση της πυκνότητας του αέρα, θα υπάρχουν στην ίδια γραμμή ροής περισσότερα μόρια αέρα και άρα περισσότερη προσδιδόμενη ενέργεια στην αεροτομή. Από πειραματικά δεδομένα ο διπλασιασμός της πυκνότητας συνεπάγεται διπλασιασμό και της τιμής της δυναμικής άνωσης.

## Παράγοντες που επηρεάζουν την άνοση.

### 2. Επίδραση της ταχύτητας της ροής.

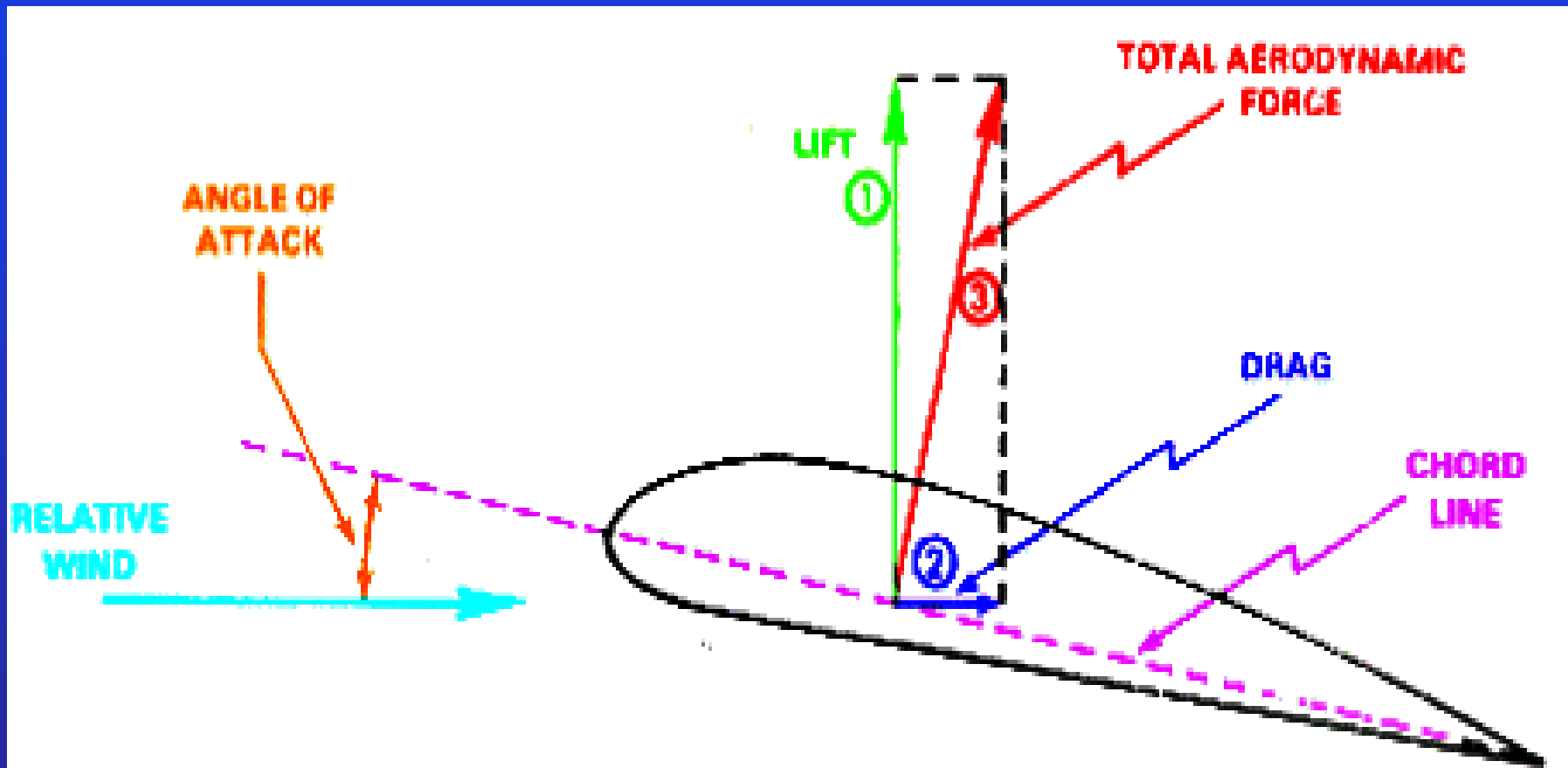


### Παράγοντες που επηρεάζουν την άνωση.

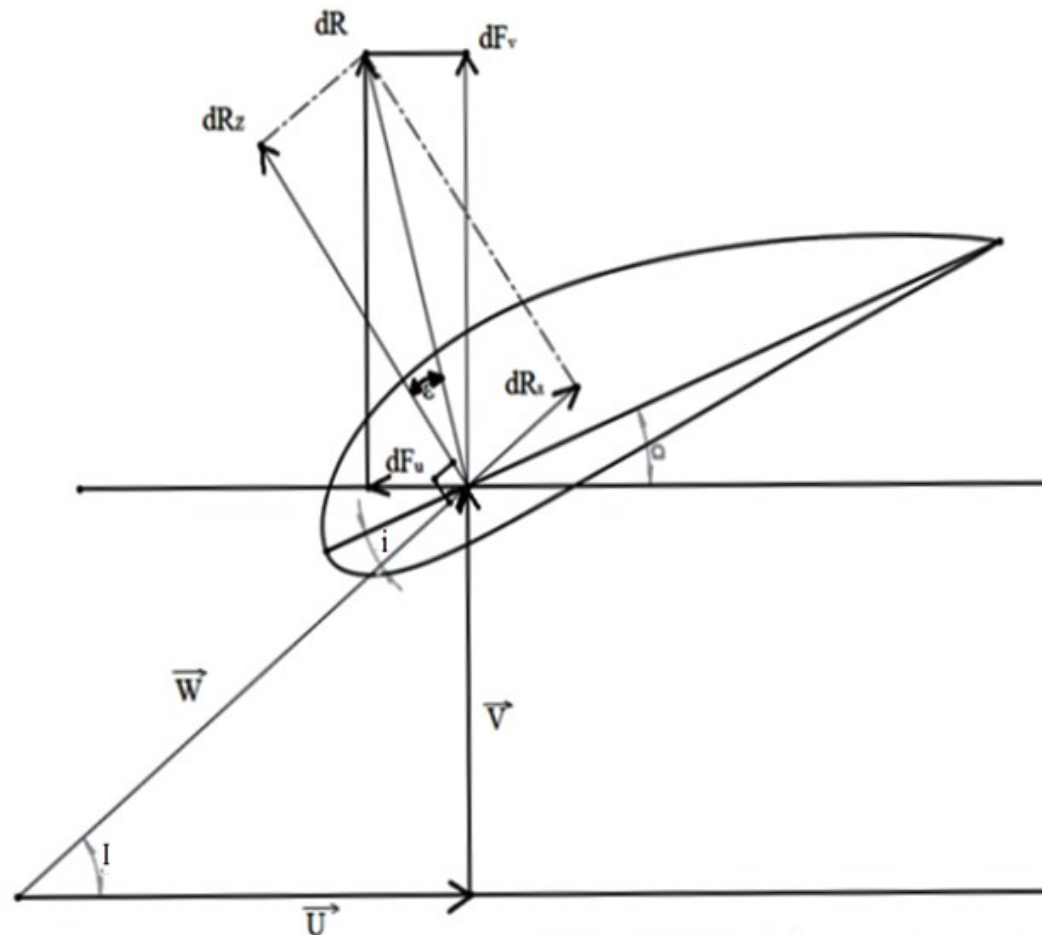
#### 4. Επίδραση του εμβαδού της επιφάνειας της πτέρυγας.

Όσο μεγαλύτερο εμβαδό έχει η πτέρυγα, τόσο μεγαλύτερη επιφάνεια θα έχει στην άνω πλευρά για την παραγωγή υποπίεσης και τόσο στην κάτω πλευρά για την παραγωγή θετικής πίεσης. Εφόσον άνωση είναι ουσιαστικά η διαφορά ανάμεσα στις πιέσεις των 2 επιφανειών, αύξηση του εμβαδού προκαλεί ανάλογη αύξηση στην τιμή της άνωσης.

Αεροδυναμικά φορτία πάνω στην αεροτομή.



## Αεροδυναμικά φορτία πάνω στην αεροτομή – τρίγωνο ταχυτήτων.



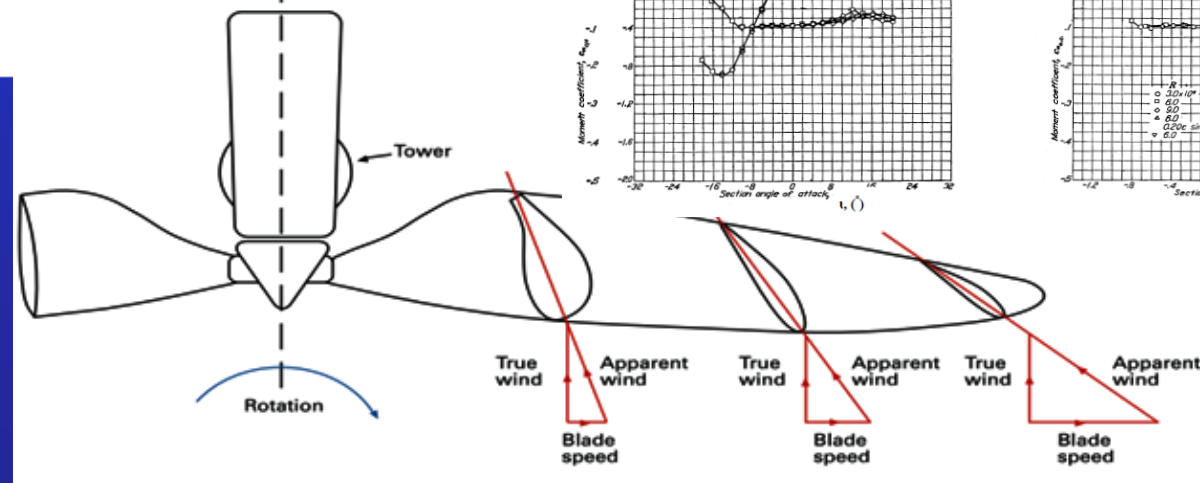
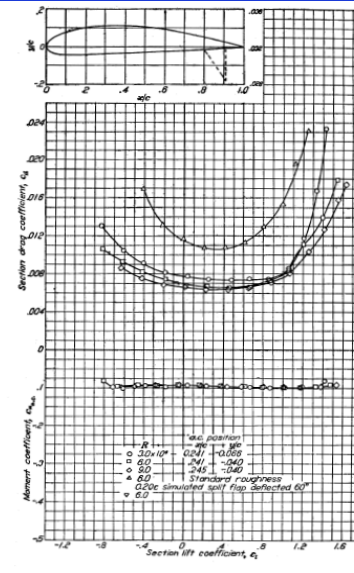
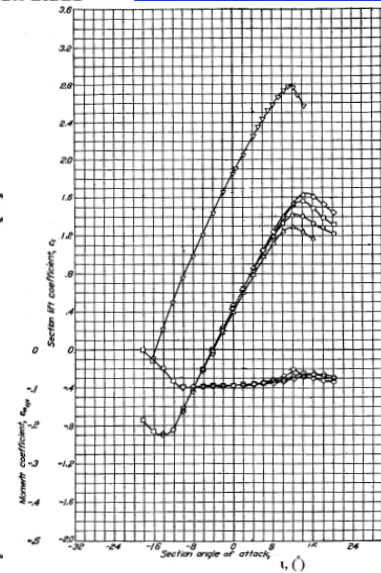
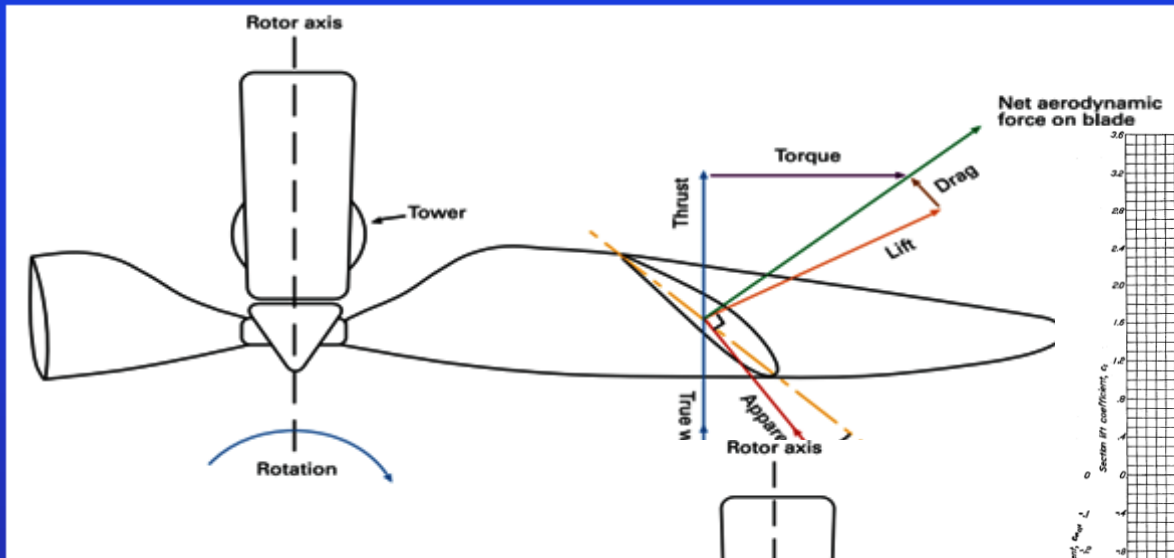
Το συνολικό αεροδυναμικό φορτίο,  $dR$ , αναλύεται σε 2 συνιστώσες: την **άνωση (lift)**,  $dR_z$  και την **αντίσταση (drag)**,  $dR_x$ .

$$dR_z = (1/2) \rho C_z W^2 l \, dr \quad \text{και} \\ dR_x = (1/2) \rho C_x W^2 l \, dr$$

Η συνισταμένη δύναμη:  
 $dR = dR_z / \cos \epsilon$

όπου ( $\epsilon$ ) είναι η γωνία μεταξύ του  $dR$  και  $dR_z$  και ( $l$ ) η χορδή του προφίλ στην απόσταση  $r$ .

## Στοιχεία αεροδυναμικής



### Άσκηση 1<sup>η</sup>: Άσκηση αεροτομών.

Διερευνήστε στο διαδίκτυο (πχ <http://airfoiltools.com/>) και κατασκευάστε σε διαδοχικά φύλλα excel, μια βιβλιοθήκη αεροτομών:

- Να αποτυπωθούν σε κάθε φύλλο για μια αεροτομή,
  - η γεωμετρία (συντεταγμένες αεροτομής, Πίνακας και σχήμα) και
  - τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά  $C_l$  vs  $AoA$  και  $C_d$  vs  $AoA$  για αριθμούς  $Re = 200.000, 500.000, 1.000.000$  και  $3.000.000$ .
  - Οι αεροτομές που καλείστε να ερευνήσετε είναι οι:
    - NACA 4415
    - NACA 4424
    - SERI S809
    - SERI SG6040

### Σχεδιασμός πτερυγώσεων: How to ...

Το πρόβλημα που τίθεται είναι το πώς λειτουργεί «αεροδυναμικά» ένας ανεμοκινητήρας και πως βελτιστοποιείται η σχεδίαση του.

#### Γενικές Προδιαγραφές:

- Αεροδυναμική σχεδίαση με στόχο τη μεγιστοποίηση της ενεργειακής απόδοσης,
- Δομική σχεδίαση για μεγιστοποίηση της ζωής του ανεμοκινητήρα και
- Ακουστική σχεδίαση για μείωση του θορύβου.

Η προσέγγιση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς των ανεμοκινητήρων διευκολύνεται με την εισαγωγή καταλλήλων κλιμάκων.



### Αεροδυναμική σχεδίαση πτερυγώσεων: How to ...

Για την επίλυση του προβλήματος της αεροδυναμικής σχεδίασης θα εξεταστεί το πρόβλημα κάνοντας προσεγγίσεις σε 3 διαφορετικές κλίμακες:

1. Αεροδυναμική στη μεγάλη κλίμακα («από μακριά», αντιστοιχεί στη διάμετρο του δρομέα,  $D$ ): Θεωρία του Δίσκου Ορμής.

- Ο δρομέας λειτουργεί σαν δίσκος ορμής → δεν γίνεται αντιληπτή η ύπαρξη των πτερύγων σαν διακριτά σώματα,
- Ο δρομέας αντιστοιχεί σε επιφάνεια πηδήματος πίεσης
- Οι επιδράσεις του ομόρρου υπεισέρχονται ολοκληρωτικά.



### Αεροδυναμική σχεδίαση πτερυγώσεων: How to ...

2. Αεροδυναμική στη μεσαία κλίμακα («πιο κοντά», αντιστοιχεί στη μέση χορδή των αεροτομών που αποτελούν την πτέρυγα): Θεωρία των στοιχείων πτερύγωσης.

- Λαμβάνονται υπόψιν η γεωμετρία της πτέρυγας και η ανάπτυξη του ομόρρου,
- Η αεροδυναμική συμπεριφορά περιγράφεται από την κλασσική αεροδυναμική θεωρία,
- Τα συνεκτικά φαινόμενα υπεισέρχονται κατά τρόπο ολοκληρωτικό.



## Αεροδυναμική σχεδίαση πτερυγώσεων: How to ...

3. Αεροδυναμική στη μικρή κλίμακα («πολύ κοντά», αντιστοιχεί στο πάχος του οριακού στρώματος που αναπτύσσεται στην επιφάνεια των πτερύγων): Οριακό στρώμα.,
- Πλήρης ανάλυση αφού λαμβάνονται υπόψιν τα συνεκτικά φαινόμενα με λεπτομέρεια,
  - Η ανάλυση βασίζεται στην επίλυση των τυρβωδών εξισώσεων Navier Stokes.



Η μέθοδος **Blade Element Momentum (BEM)** για τη σχεδίαση πτερυγίων ανεμογεννητριών οριζοντίου άξονα.

Η μέθοδος Blade Element Momentum (BEM) ή Θεωρία του Δίσκου Ορμής και Στοιχείων Πτερύγωσης, χρησιμοποιείται για την ανάλυση των φαινομένων που συμβαίνουν κατά την εναλλαγή ενέργειας μεταξύ ρευστού και πτερύγωσης, προκειμένου να εξηγήσει πως λαμβάνει χώρα η εναλλαγή αυτή.

Η μέθοδος BEM στηρίζεται σ' ένα συνδυασμό:

- της Θεωρίας του Δίσκου Ορμής, που αναπτύχθηκε από τους Glauert (για έλικες) και Betz (για ανεμοκινητήρες) και
- της Θεωρίας των Στοιχείων Πτερύγωσης.



Η μέθοδος **Blade Element Momentum (BEM)** για τη σχεδίαση πτερυγίων ανεμογεννητριών οριζοντίου άξονα.

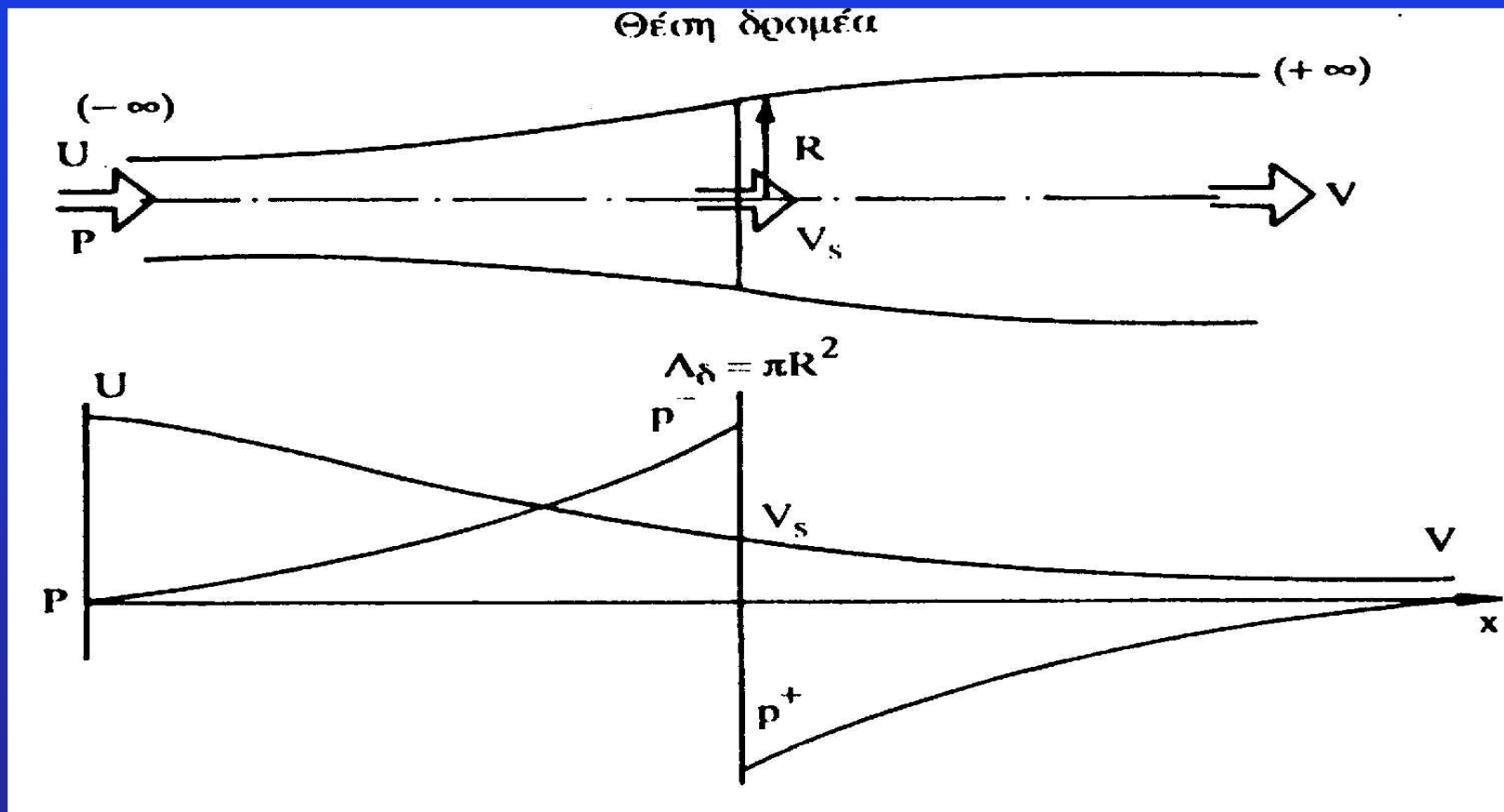
Η θεωρία του δίσκου ορμής αναφέρεται σε έναν όγκο ελέγχου όπου εφαρμόζεται η αρχή της διατήρησης της ορμής ενώ η **θεωρία των στοιχείων πτερύγωσης** αναφέρεται στην ανάλυση των δυνάμεων που ασκούνται σ' ένα τμήμα της πτέρυγας, σαν συνάρτηση της εισερχόμενης ροής και της γεωμετρίας της πτέρυγας. Στη θεωρία BEM συσχετίζονται:

- οι δυνάμεις που προκύπτουν από τους υπολογισμούς βάσει της μεθόδου των στοιχείων πτερύγωσης με
- τις αλλαγές της ορμής που υπολογίζονται από τη θεωρία του δίσκου ορμής.

Αυτό καθιστά δυνατό να γίνονται υπολογισμοί σχετικά με τα χαρακτηριστικά απόδοσης ανά δακτυλιοειδή τομή του ρότορα.



## Blade Element Momentum: Θεωρία Δίσκου Ορμής



*Ροϊκός σωλήνας δρομέα ανεμοκινητήρα*

### Blade Element Momentum: Θεωρία Δίσκου Ορμής

Η πτερύγωση του ανεμοκινητήρα δεσμεύει κινητική ενέργεια από τον άνεμο μετατρέποντας τη σε μηχανική ροπή πάνω στην άτρακτο της πλήμνης του ανεμοκινητήρα.

Η δέσμευση της ενέργειας είναι μια αεροδυναμική διαδικασία που έχει σαν αποτέλεσμα:

- Δεδομένου ότι ένας ανεμοκινητήρας εξάγει κινητική ενέργεια από τη ροή, η ενέργεια της ροής μειώνεται και συνεπώς η πραγματική ταχύτητα της ροής γύρω από τα πτερύγια είναι χαμηλότερη από την ταχύτητα της ελεύθερης ροής.
- Πάνω στην πτερύγωση του ανεμοκινητήρα αναπτύσσεται μια αξονική δύναμη, η ώση,  $T$  (thrust).

Στη θεωρία του δίσκου ορμής οι ταχύτητες διορθώνονται με την εισαγωγή συντελεστών επαγωγής.



### Blade Element Momentum: Θεωρία Δίσκου Ορμής

Για τη μελέτη του αεροδυναμικού πεδίου γύρω από το Δίσκο Ορμής θα εφαρμοστούν οι γνωστοί νόμοι της Μηχανικής των Ρευστών και πιο συγκεκριμένα:

- Η εξίσωση διατήρησης της μάζας,
- Η εξίσωση διατήρησης της ορμής και θα γίνει και
- Ενεργειακός ισολογισμός.

Σε πρώτη προσέγγιση επίλυσης του προβλήματος γίνονται οι ακόλουθες παραδοχές:

- Η εναλλαγή ενέργειας μεταξύ ρευστού και δίσκου γίνεται χωρίς απώλειες.
- Ομοιόμορφη κατανομή της ταχύτητας και πίεσης στο δίσκο
- Η φόρτιση (διαφορά πίεσης πριν και μετά) πάνω σε ολόκληρο το δίσκο είναι σταθερή.
- Ο δίσκος δεν περιστρέφει τη φλέβα της ροής. Η παραδοχή αυτή πρακτικά μπορεί να επιτευχθεί με την ύπαρξη δύο αντίθετα στρεφόμενων δρομέων ενώ οι παραδοχές 2 & 3 απαιτούν άπειρο αριθμό και πτερύγια κατάλληλης σχεδίασης.



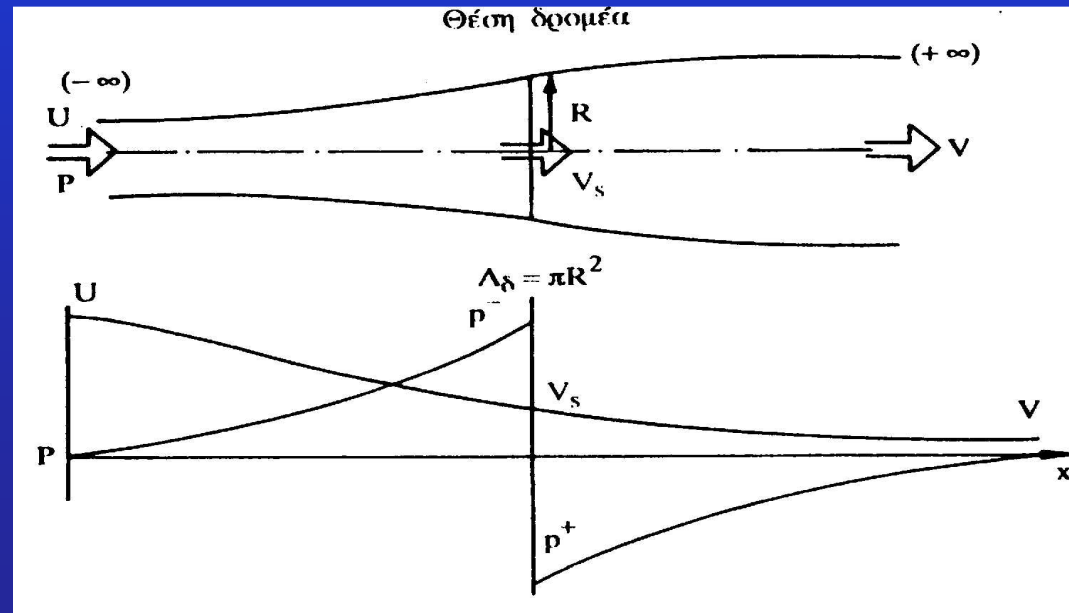
## ΔΙΑΤΗΡΗΣΗ ΤΗΣ ΜΑΖΑΣ

Η μάζα του ρευστού που ρέει μέσα στο ροϊκό σωλήνα, διατηρείται σταθερή και ίση με:

$$\dot{m} = \rho \cdot A_{\delta} \cdot V_s = \rho \cdot \pi \cdot R^2 \cdot V_s$$

Διατήρηση της παροχής μέσα στο ροϊκό σωλήνα :

$$U \cdot A_{-\infty} = V_s \cdot A_{\delta} = V \cdot A_{+\infty}$$



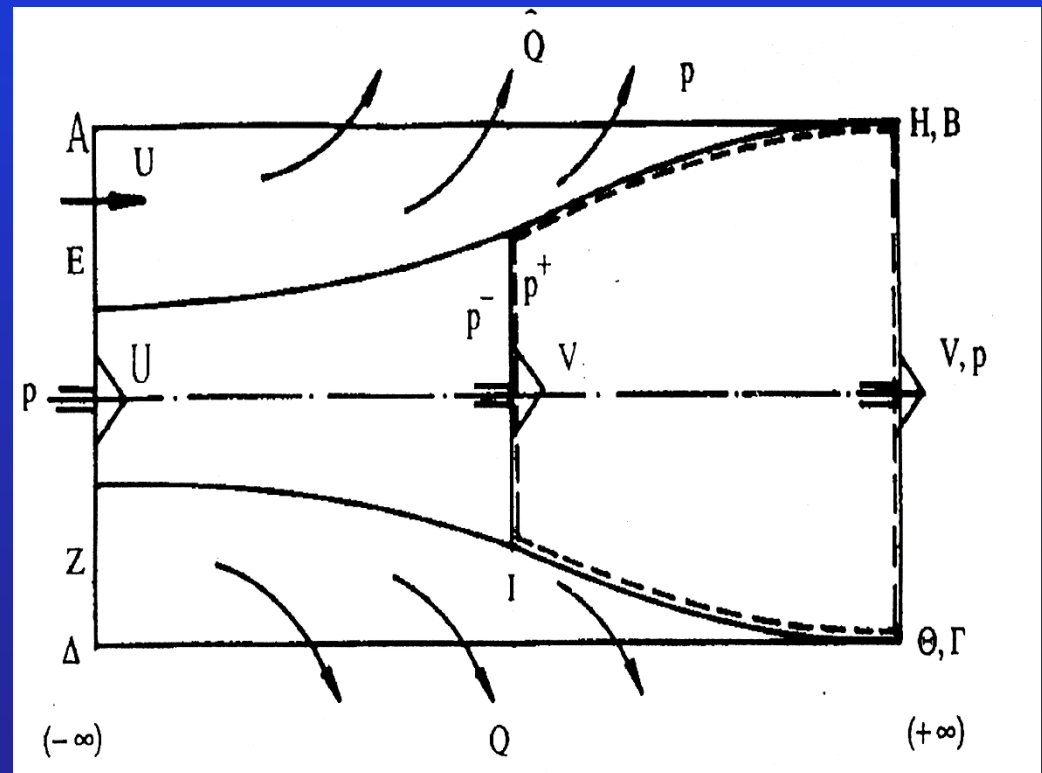
## ΔΙΑΤΗΡΗΣΗ ΤΗΣ ΟΡΜΗΣ

Η **ώση**,  $T$  ισούται με την εν θέσει μεταβολή της ροής της ορμής.

$$T = \rho \cdot U^2 \cdot A_{\infty} - \rho \cdot A_{\delta} \cdot V_s \cdot V - Q \cdot U$$

Η παροχή  $Q$  διαμέσου της παράπλευρης επιφάνειας του κυλινδρικού όγκου ισολογισμού είναι:

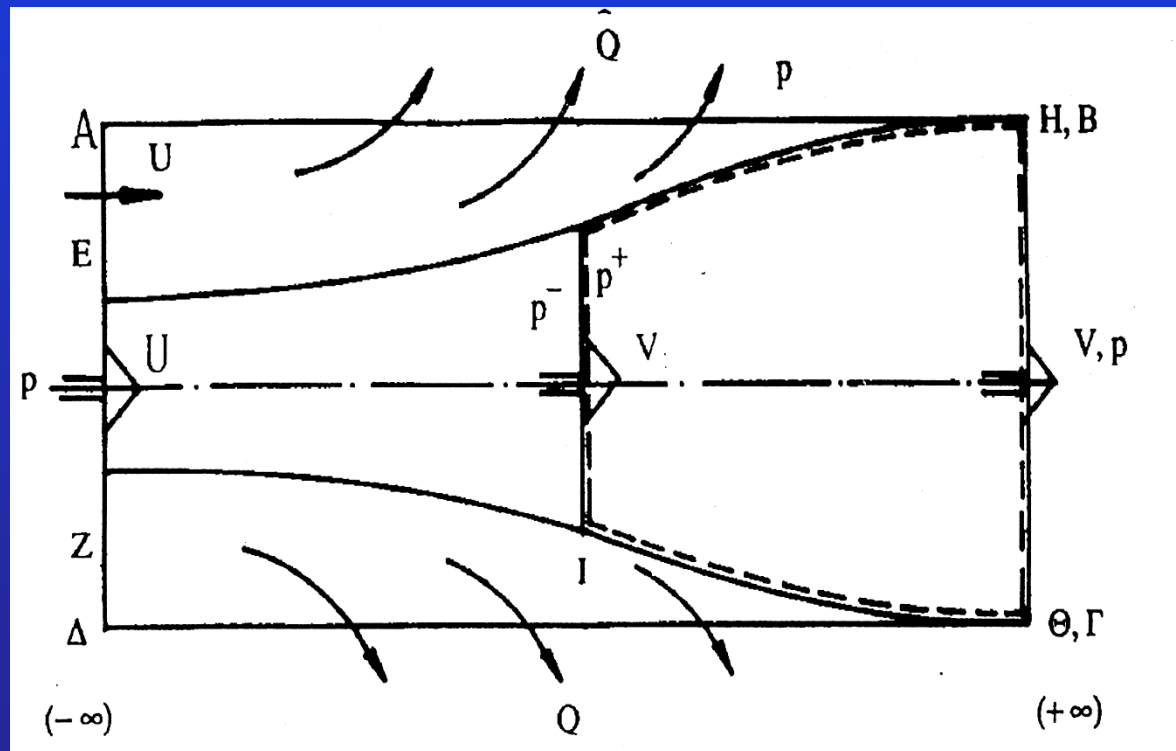
$$Q = \rho \cdot A_{\infty} \cdot U - \rho \cdot A_{\delta} \cdot V_s$$



## ΔΙΑΤΗΡΗΣΗ ΤΗΣ ΟΡΜΗΣ

Συνεπάγεται  
ότι η ώση  $T$   
ισούται με:

$$T = \rho \cdot A_{\delta} \cdot V_s \cdot (U - V)$$



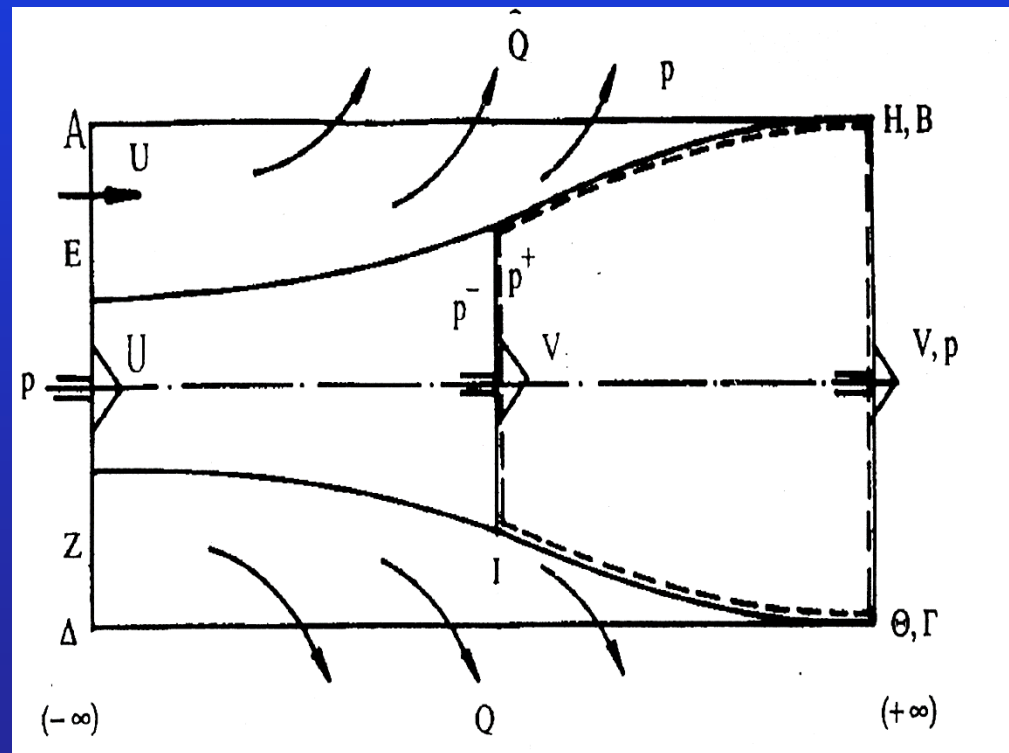
## ΕΝΕΡΓΕΙΑΚΟΣ ΙΣΟΛΟΓΙΣΜΟΣ

$$p + \frac{\rho}{2} U^2 = p^- + \frac{\rho}{2} V_s^2$$

$$p + \frac{\rho}{2} V^2 = p^+ + \frac{\rho}{2} V_s^2$$

$$p^- - p^+ = \frac{\rho}{2} (U^2 - V^2)$$

$$\frac{T}{A_\delta} = \Delta p = p^- - p^+$$



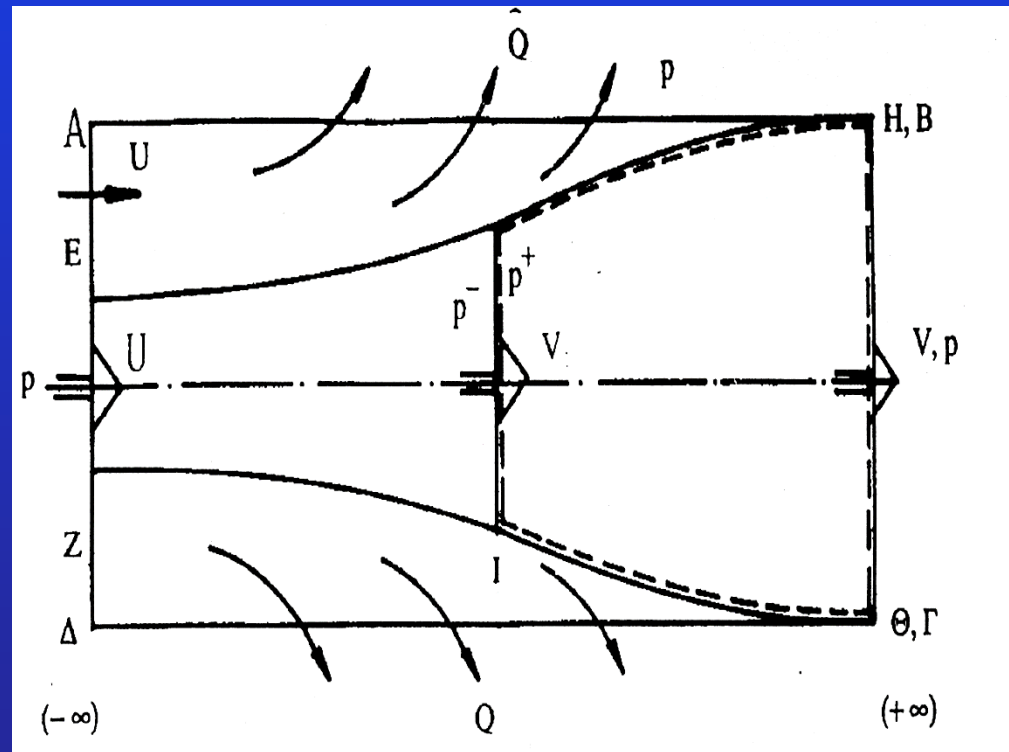
## ΕΝΕΡΓΕΙΑΚΟΣ ΙΣΟΛΟΓΙΣΜΟΣ

$$\frac{T}{A_\delta} = \Delta p = p^- - p^+$$

$$T = \rho \cdot A_\delta \cdot V_s \cdot (U - V)$$

$$\frac{T}{A_\delta} = \rho \cdot V_s \cdot (U - V)$$

$$V_s = \frac{1}{2} \cdot (U + V)$$



Εισαγωγή του συντελεστή αξονικής επαγωγής ή αλληλεπίδρασης (axial interference factor), της ταχύτητας του ανέμου:  $a$

$$a = \frac{(U - V_s)}{U}$$

Τότε:

$$V_s = U \cdot (1 - a)$$
$$V = U \cdot (1 - 2a)$$



Η ισχύς,  $P$ , που αναπτύσσεται πάνω στο δρομέα, είναι:

$$P = T \cdot V_s$$

δηλαδή:

$$P = 2 \cdot \rho \cdot A_\delta \cdot U^3 \cdot a \cdot (1 - a)^2$$

και η ώση,  $T$ :

$$T = 2 \cdot \rho \cdot A_\delta \cdot U^2 \cdot a \cdot (1 - a)$$

Συντελεστές:

$$C_p = \frac{P}{\left( \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U^3 \cdot A_\delta \right)}$$

$$C_T = T / \left( \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U^2 \cdot A_\delta \right)$$

Υποδηλώνει το ποσοστό της ενέργειας που έχει ο άνεμος που πλησιάζει το δίσκο (λίγο πριν από το δίσκο) και που μετατρέπεται σε ισχύ πάνω στο δρομέα ( είναι η ισχύς που έχει ο άνεμος ταχύτητας που περνάει από επιφάνεια )

Εκφράζει το συντελεστή αντίστασης που παρουσιάζει ο δρομέας στη ροή



Αντικαθιστώντας:

$$C_p = 4a \cdot (1 - a)^2$$

$$C_T = 4a \cdot (1 - a)$$

Ακρότατα συνάρτησης  $C_p$ :

$$\frac{dC_p}{da} = 0$$

$$a = \frac{1}{3}$$



Όριο του Betz:

$$C_{p \max} = \frac{16}{27} \cong 59\%$$

Και άρα για βέλτιστο δρομέα:

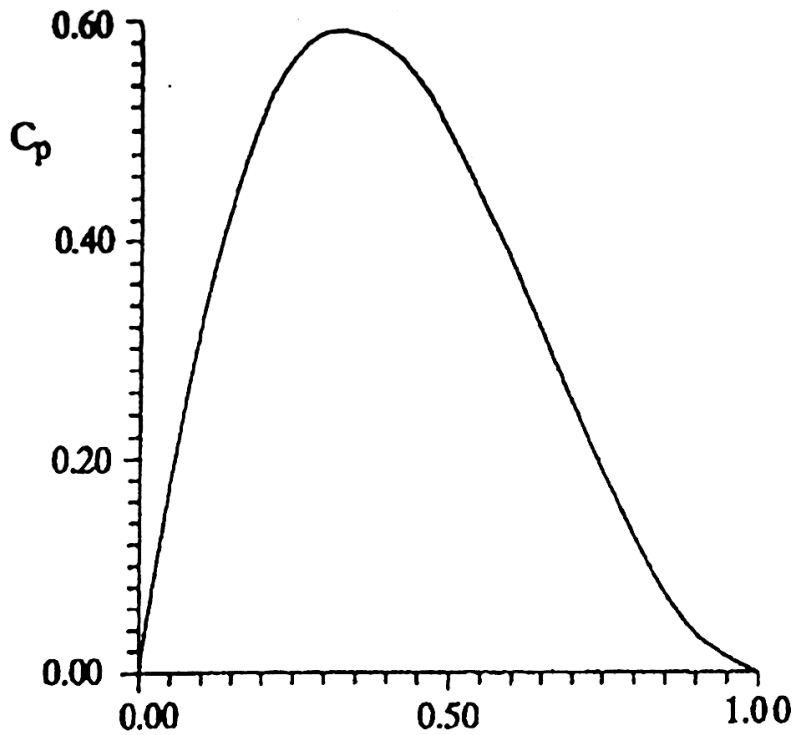
$$V_s = \left(2/3\right) \cdot U$$

$$V = \left(1/3\right) \cdot U$$

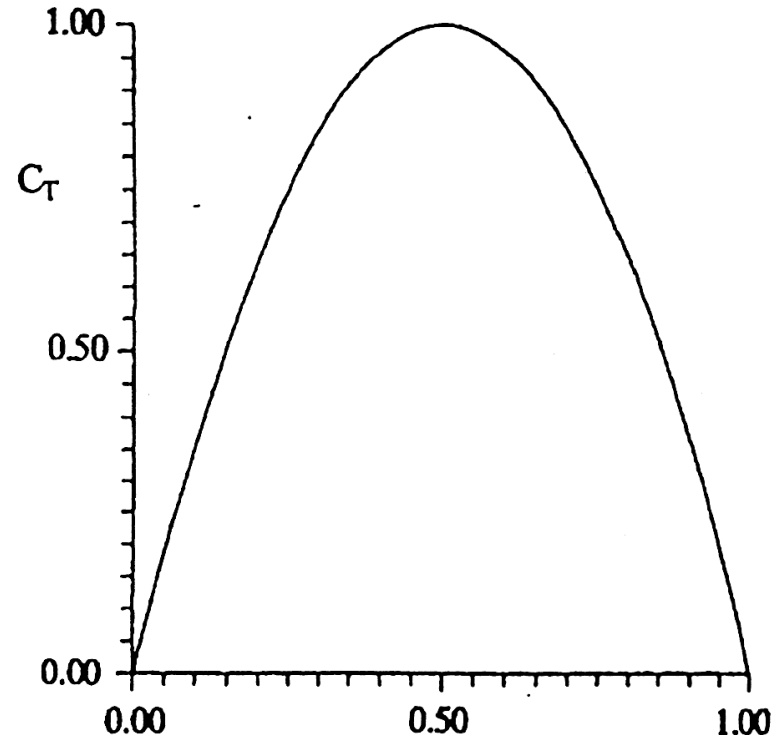


# Αεροδυναμική πτερυγώσεων

122



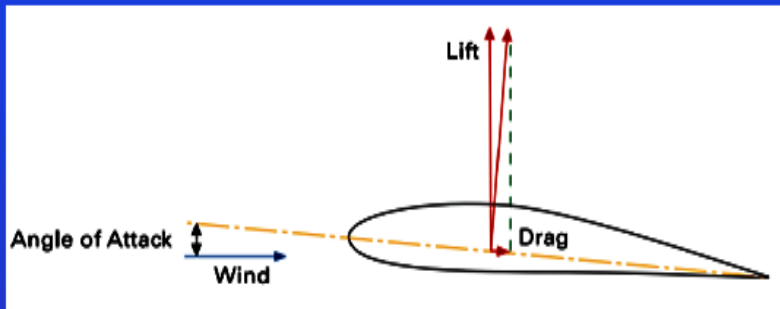
Συντελεστής επαγωγής a



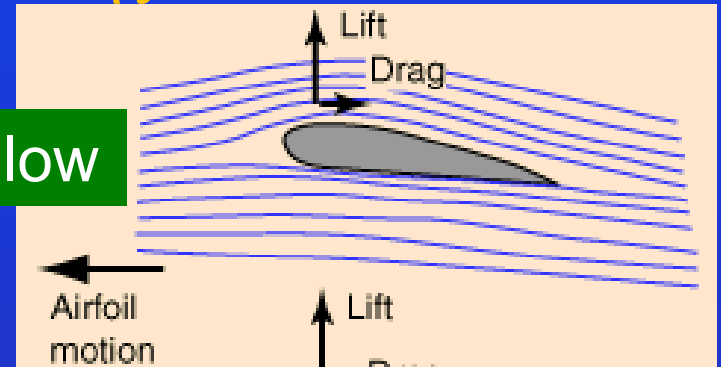
Συντελεστής επαγωγής a



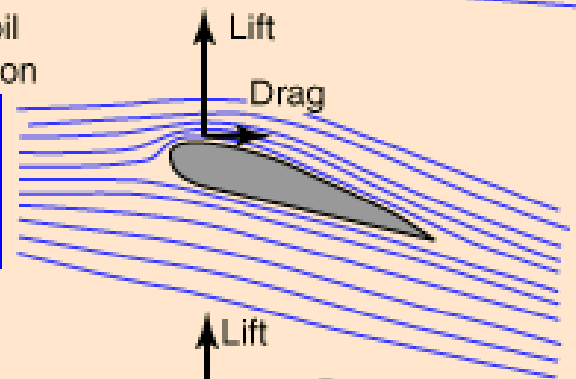
## Στοιχεία περυγώσης



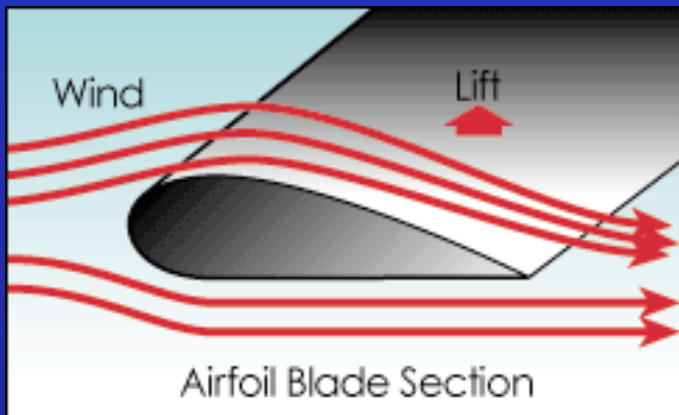
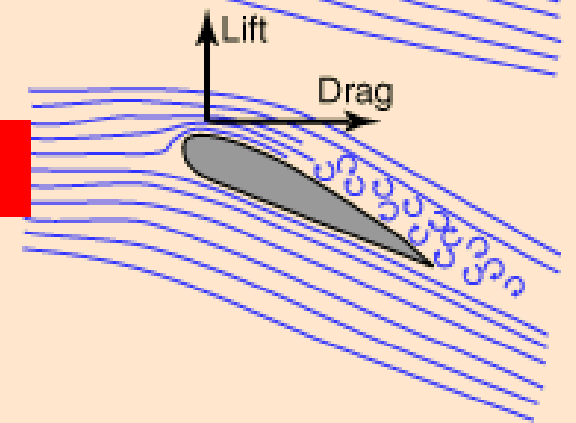
**AoA = low**



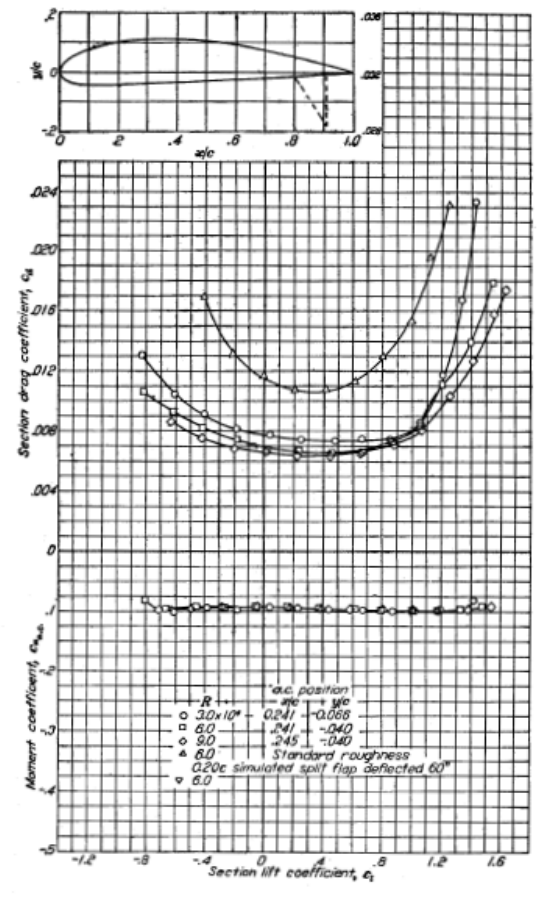
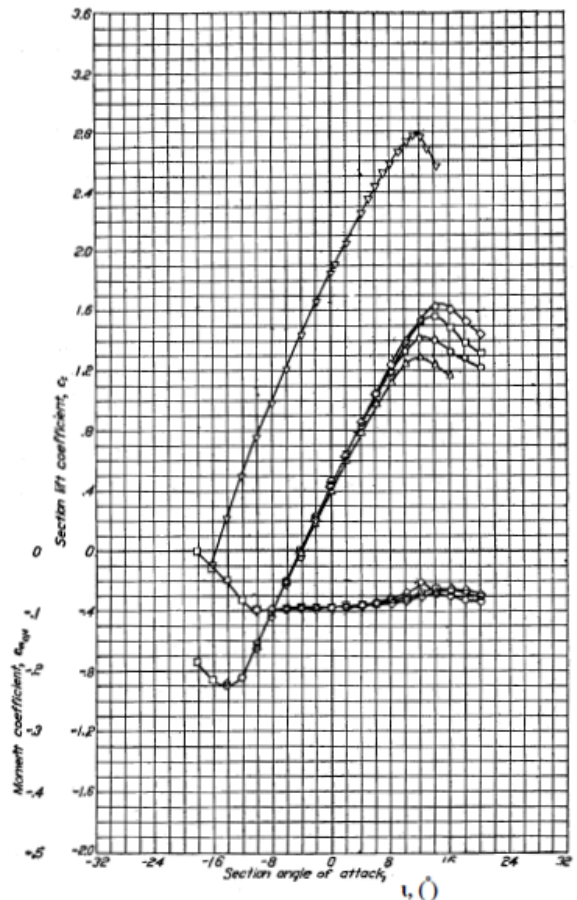
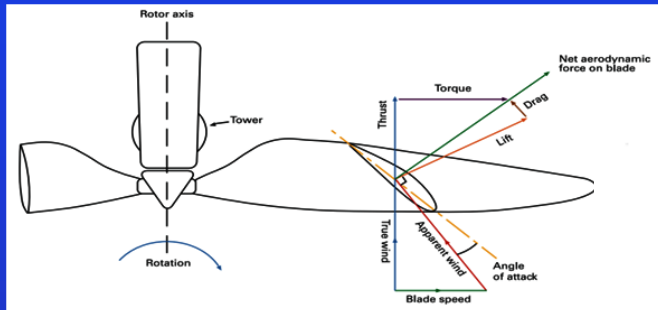
**AoA = medium  
<10 degrees**



**AoA = High Stall!!**



## Στοιχεία αεροδυναμικής περυγώσεων

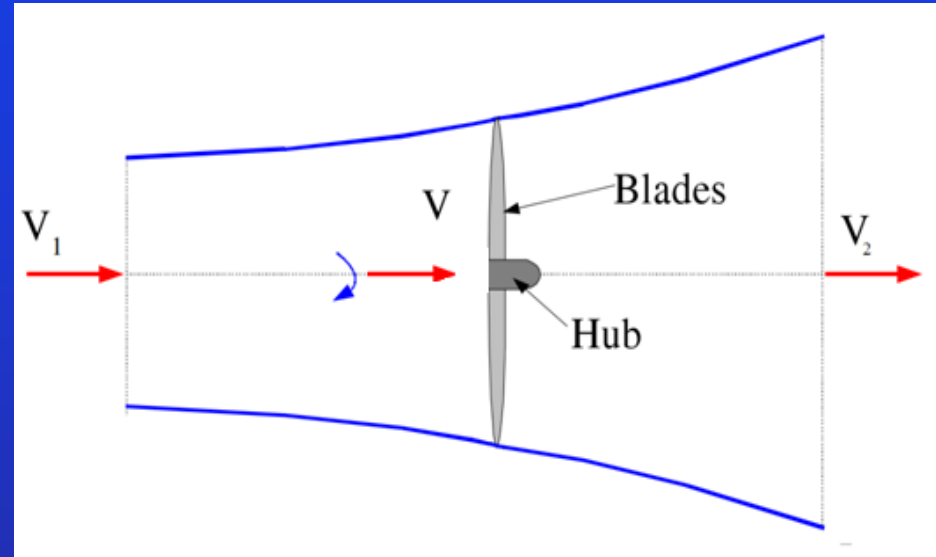


## Στοιχεία αεροδυναμικής πτερυγώσεων

$$T = \rho \cdot S \cdot V \cdot (V_1 - V_2)$$

και

$$V = \frac{1}{2} \cdot (V_1 + V_2)$$



Αντικαθιστώντας την  $V$  :

$$T = \rho S (V_1^2 - V_2^2) / 2$$

Η ισχύς μεγιστοποιείται όταν  $V_2 = V_1 / 3$  (θεωρία του Betz)

Τότε :  $T = (4/9) \rho S V_1^2$  και  $V = (2/3) V_1$

επομένως :  $T = \rho S V^2$

Αν κάθε στοιχείο της επιφάνειας σάρωσης συμβάλλει αναλογικά με το εμβαδόν του στην ώση, η συμβολή του στοιχείου που βρίσκεται μεταξύ  $r$  και  $r+dr$  είναι :

$$dF = \rho V^2 dS = 2 \pi \rho V^2 r dr \quad (\text{σχέση 1.})$$



## Στοιχεία αεροδυναμικής πτερυγώσεων: Απλουστευμένος υπολογισμός πτερύγωσης

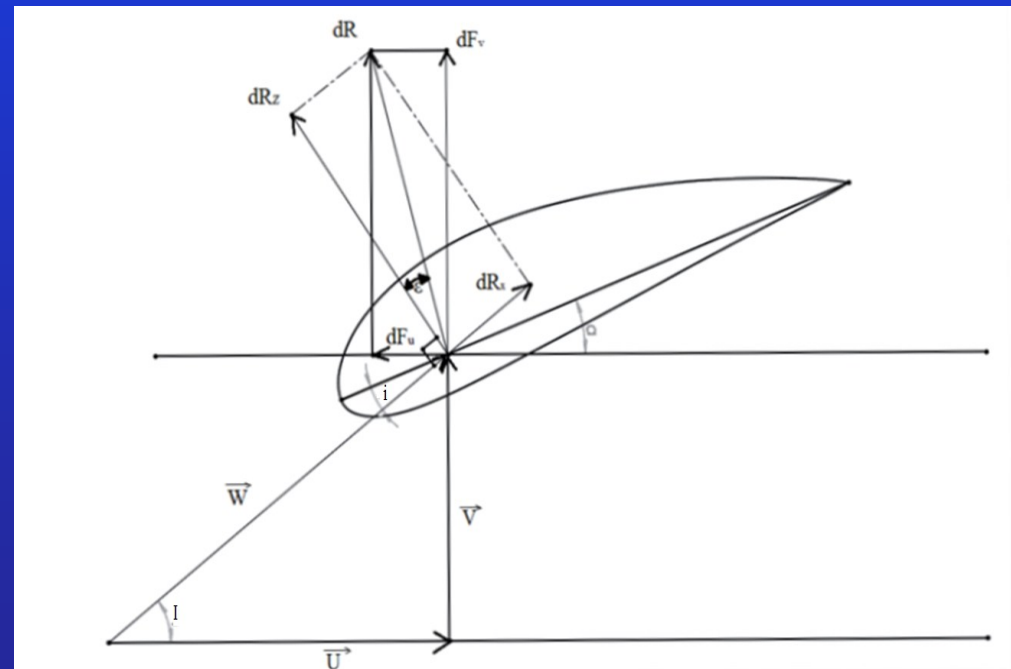
Το αεροδυναμικό φορτίο,  $dR$ , αναλύεται σε 2 συνιστώσες: την άνωση (lift),  $dR_z$ , και την αντίσταση (drag),  $dR_x$ .

$$dR_z = (1/2) \rho C_z W^2 l dr \quad \text{και}$$
$$dR_x = (1/2) \rho C_x W^2 l dr$$

Η συνισταμένη δύναμη:

$$dR = dR_z / \cos \varepsilon$$

όπου ( $\varepsilon$ ) είναι η γωνία μεταξύ του  $dR$  και  $dR_z$  και ( $l$ ) η χορδή του προφίλ στην απόσταση  $r$ .



### Στοιχεία αεροδυναμικής πτερυγώσεων: Απλουστευμένος υπολογισμός πτερύγωσης

Επίσης :

$$W = V/\sin I \quad \text{και} \quad dR = \left(\frac{1}{2}\right) \rho C_z (W^2 / \cos \varepsilon) dr \rightarrow$$
$$dR = \left(\frac{1}{2}\right) \rho C_z (V^2 / \sin^2 I) (1/\cos \varepsilon) dr$$

Αν προβάλλουμε τη συνισταμένη  $dR$  σε επίπεδο κατά τη διεύθυνση του ανέμου θα έχουμε την ώση,  $T$ , του στοιχείου που βρίσκεται μεταξύ των ακτίνων  $r$  και  $r + dr$  και αν  $p$  ο αριθμός των πτερύγων:

$$dT = \left(\frac{1}{2}\right) \rho C_z p (V^2 / \sin^2 I) (1/\cos \varepsilon) (\cos(I-\varepsilon)) l dr$$

και αν το εξισώσουμε με τη σχέση 1.:

$$C_p l = 4 \pi r \sin^2 I \cos \varepsilon / \cos(I-\varepsilon)$$

δηλαδή:

$$C_z p l = 4 \pi r (\tan^2 I \cos I) / (1 + \tan \varepsilon \tan I) \quad (\text{σχέση 2.})$$



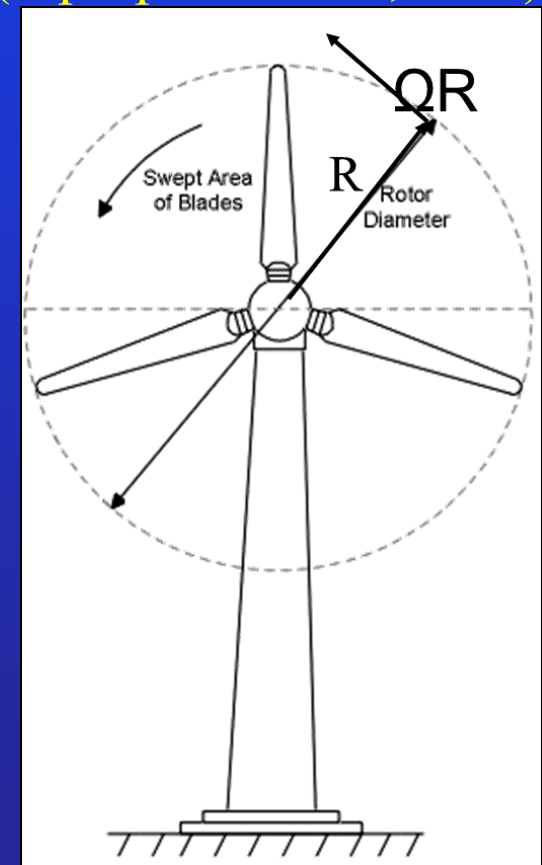
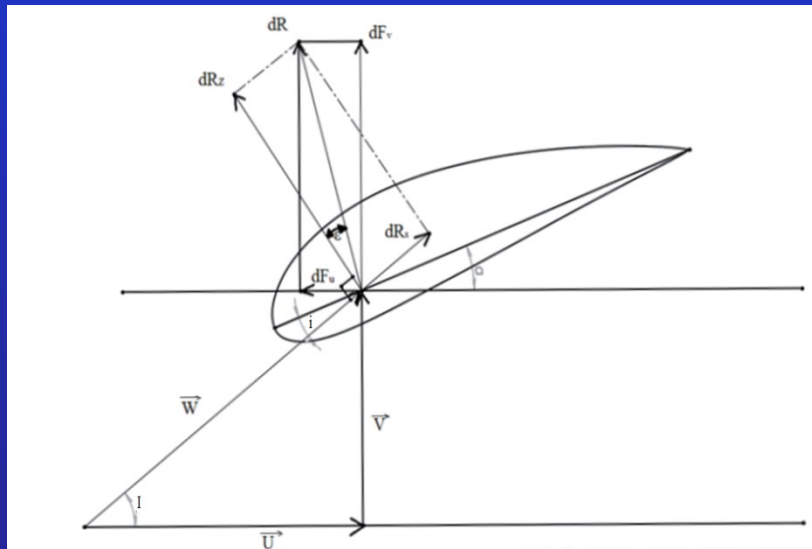
## Στοιχεία αεροδυναμικής πτερυγώσεων: Απλουστευμένος υπολογισμός πτερύγωσης

Ορίζεται συντελεστής ταχυτήτων ακροπτερυγίου (Tip Speed Ratio, TSR),

$$\lambda = \Omega R / V = U / V$$

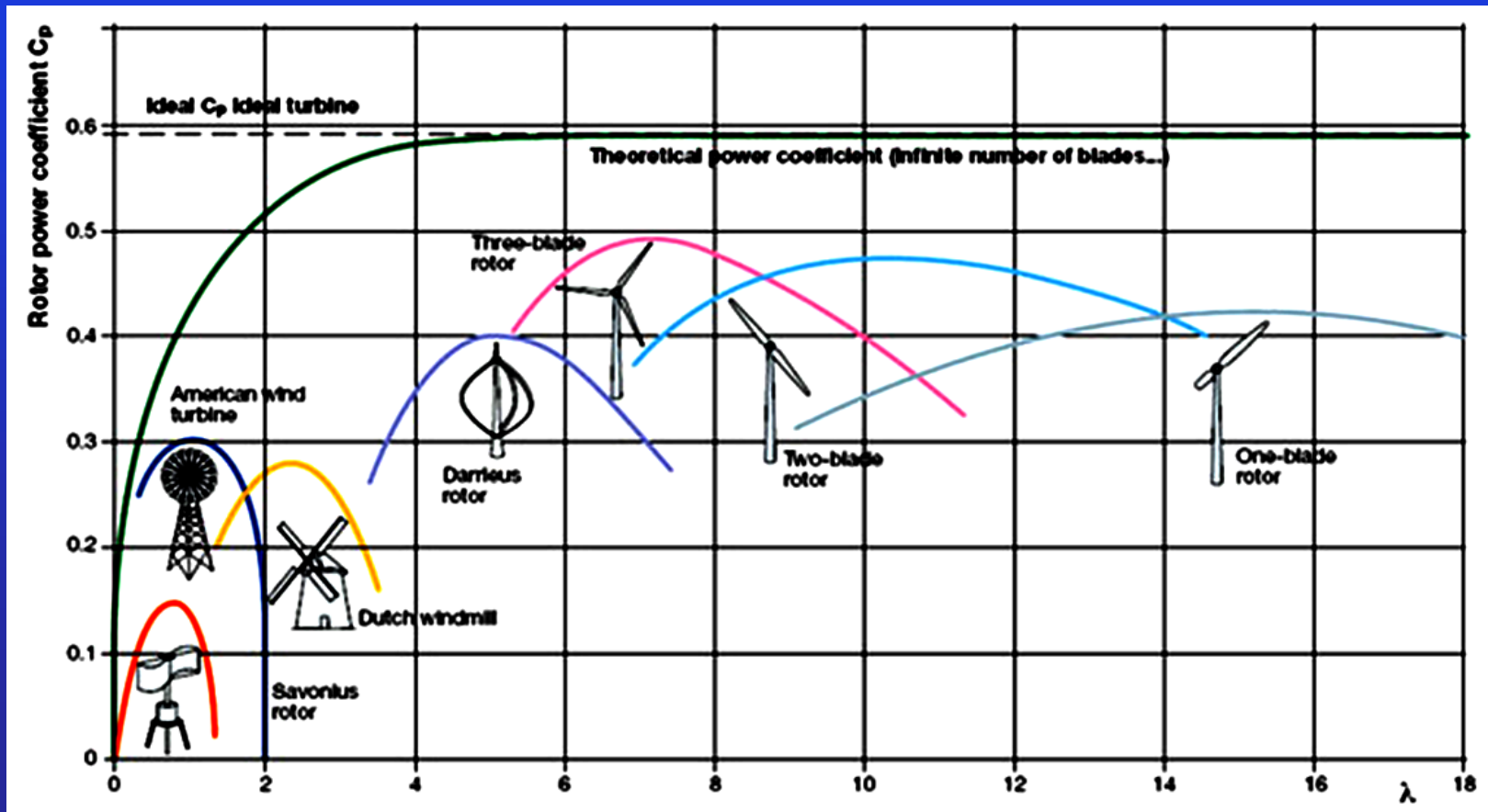
και αφού  $\epsilon\phi(I) = V / U = V / \Omega R$

Τότε:  $I = \text{τοξ } \epsilon\phi(1/\lambda)$



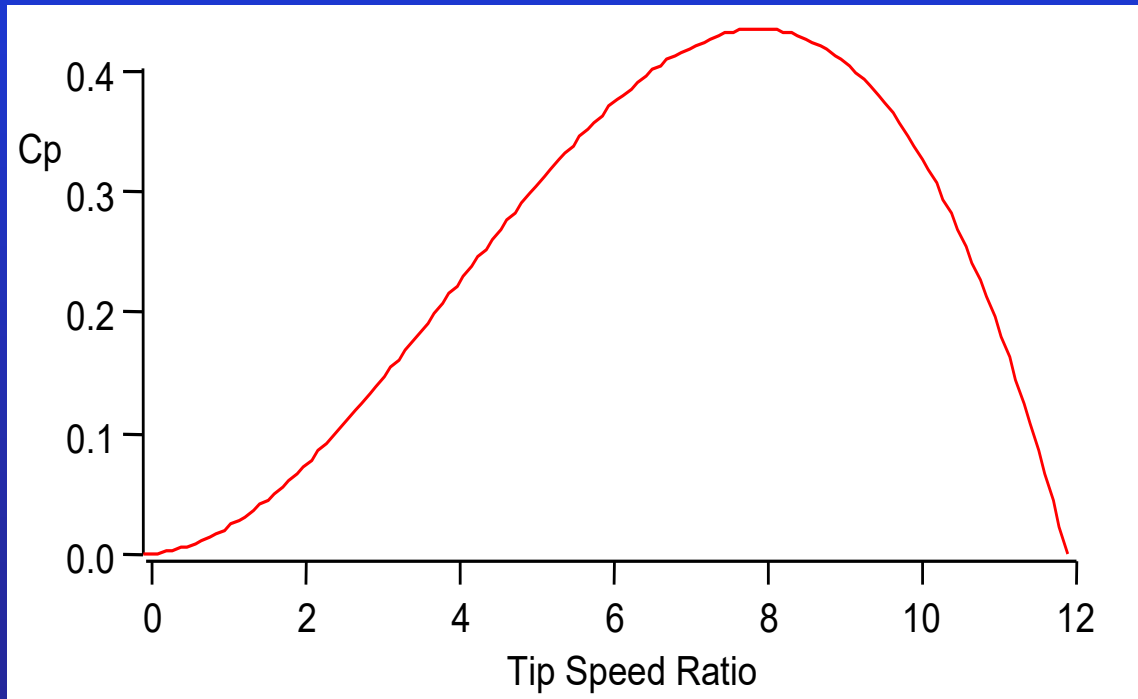
# Στοιχεία αεροδυναμικής περυγώσεων.

## Διάγραμμα $C_p$ - $\lambda$



## Στοιχεία αεροδυναμικής πτερυγώσεων: Απλουστευμένος υπολογισμός πτερύγωσης

Συντελεστής ταχυτήτων ακροπτερυγίου (Tip Speed Ratio, TSR),  $\lambda = \Omega R / V$



Μεγάλο  $\lambda$  ( $\lambda > 4$ ) =  
πολύστροφος δρομέας,  
χαμηλή ροπή  
(ανεμογεννήτριες).

Μικρό  $\lambda$  ( $0,1 < \lambda < 2$ ) =  
αργόστροφος δρομέας,  
υψηλή  
ροπή (ανεμόμυλοι).

## Στοιχεία αεροδυναμικής πτερυγώσεων: Απλουστευμένος υπολογισμός πτερύγωσης

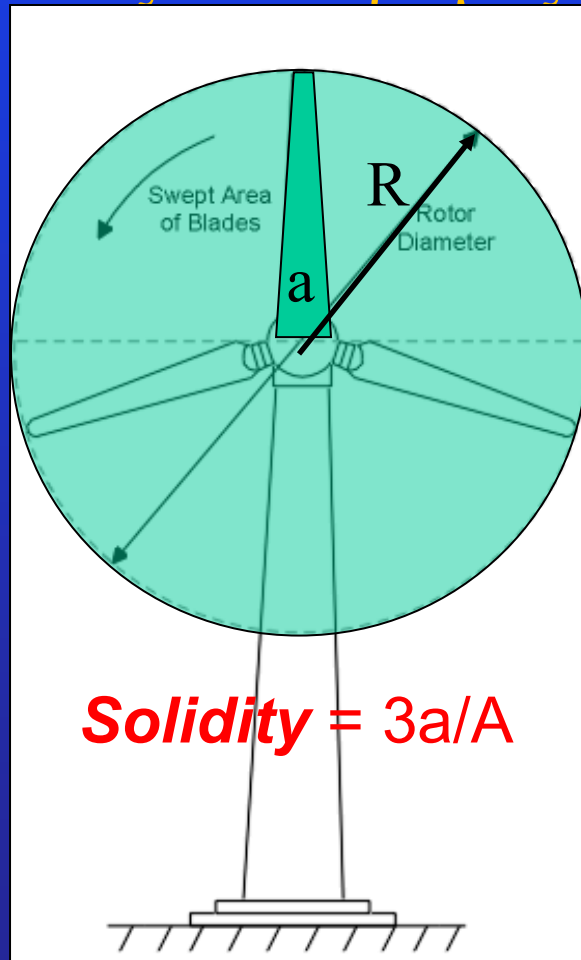
Στερεότητα δρομέα

$$\sigma = p \cdot a / A$$

όπου:

$p$ : ο αριθμός των πτερύγων στην πτερύγωση

$a$ : η προβαλλόμενη επιφάνεια της κάθε πτέρυγας πάνω στο επίπεδο περιστροφής και  
 $A$ : η επιφάνεια σάρωσης του δρομέα.



Χαμηλή στερεότητα  
(0,10) =  
πολύστροφος  
δρομέας, χαμηλή  
ροπή  
(ανεμογεννήτριες).

Υψηλή στερεότητα  
(0,80) =  
αργόστροφος  
δρομέας, υψηλή  
ροπή (ανεμόμυλοι).

### Στοιχεία αεροδυναμικής πτερυγώσεων: Απλουστευμένος υπολογισμός πτερύγωσης

Η γωνία  $I$  συνδέεται με την ταχύτητα του ανέμου  $V_1$  από την παρακάτω σχέση :

$$\cotan I = \omega r / V = (2/3) \omega r / V_1 = (3/2) \lambda$$

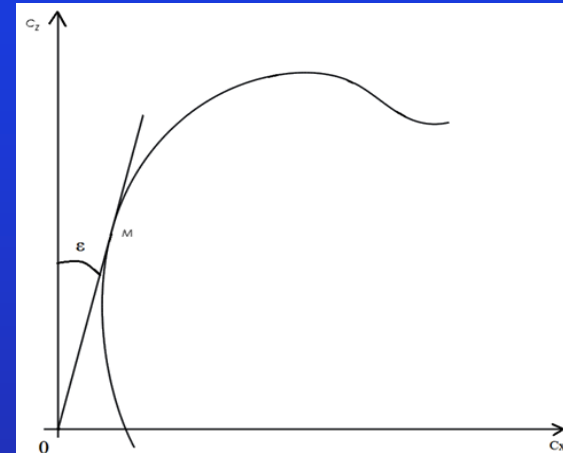
και η (2) γίνεται:

$$C_{zpl} = \frac{16 \pi}{9} \frac{r}{\lambda \sqrt{\lambda^2 + \frac{4}{9} \left(1 + \frac{2}{3\lambda} \tan \varepsilon\right)}}$$

Υπό κανονικές συνθήκες, η τιμή του  $\tan \varepsilon$  είναι πολύ χαμηλή. Η βέλτιστη τιμή του  $\tan \varepsilon$ , για μια συνηθισμένη αεροτομή είναι της τάξεως του 0,05 , οπότε η παρένθεση είναι περίπου ίση με τη μονάδα και η προηγούμενη σχέση μπορεί να γραφτεί ως εξής :

## Στοιχεία αεροδυναμικής πτερυγώσεων: Απλουστευμένος υπολογισμός πτερύγωσης

$$C_{z p l} = \frac{16 \pi}{9} \frac{r}{\lambda \sqrt{\lambda^2 + \frac{4}{9}}}$$



και  $\lambda = \lambda_0 (r/R) \rightarrow$

$$C_{z p l} = \frac{16 \pi}{9} \frac{R}{\lambda_0 \sqrt{\lambda_0^2 + \frac{r^2}{R^2} + \frac{4}{9}}}$$

Η αιολική ενέργεια ορίζεται ως η κινητική ενέργεια των αερίων μαζών της ατμόσφαιρας. Έτσι η κινητική ενέργεια μιας αέριας μάζας  $m$  (kg) που κινείται με ταχύτητα  $u$  (m/sec) θα είναι:

$$E_k = \frac{1}{2} m V^2$$

Η μάζα αυτή εάν υποθέσουμε ότι διέρχεται μέσα από μια νοητή επιφάνεια  $A$  (m<sup>2</sup>), έχει ρυθμό ροής:

$$\frac{dm}{dt} = \rho A V$$

Έτσι η ισχύς που αναπτύσσεται σε μια φλέβα ρευστού διατομής  $A$  είναι:

$$P = \frac{dE_k}{dt} = \frac{1}{2} \frac{dm}{dt} V^2 \Rightarrow P = \frac{1}{2} \rho A V^3$$



## Αεροδυναμική πτερυγώσεων

Η πυκνότητα του αέρα μπορεί να υπολογιστεί από τη σχέση:

$$\rho = 348,8 \times 10^3 \frac{P_\alpha}{\theta}$$

όπου:

$\rho$ =η πυκνότητα του αέρα σε kg/m<sup>3</sup>.

$P_\alpha$ =η ατμοσφαιρική πίεση σε mm Hg.

$\theta$ =η θερμοκρασία του αέρα σε °C.

Οι πιο πιθανές πρακτικά τιμές της πυκνότητας του αέρα κοντά στη θάλασσα είναι από 1,201 kg/m<sup>3</sup> μέχρι 1,290 kg/m<sup>3</sup>.

Η ισχύς,  $P$ , που αναπτύσσεται στο δρομέα ενός ανεμοκινητήρα, επιφάνειας σάρωσης  $A$ , συντελεστή ισχύος  $C_p$  και απόδοσης  $\eta$ :

$$P = 0,5 * \eta * \rho * A * V^3 * C_p = \\ = z * D^2 * V^3 \text{ όπου } z \in \{0.14 - 0.22\}$$

### Στοιχεία αεροδυναμικής πτερυγώσεων:

Απλουστευμένος αλγόριθμος υπολογισμού πτερύγωσης

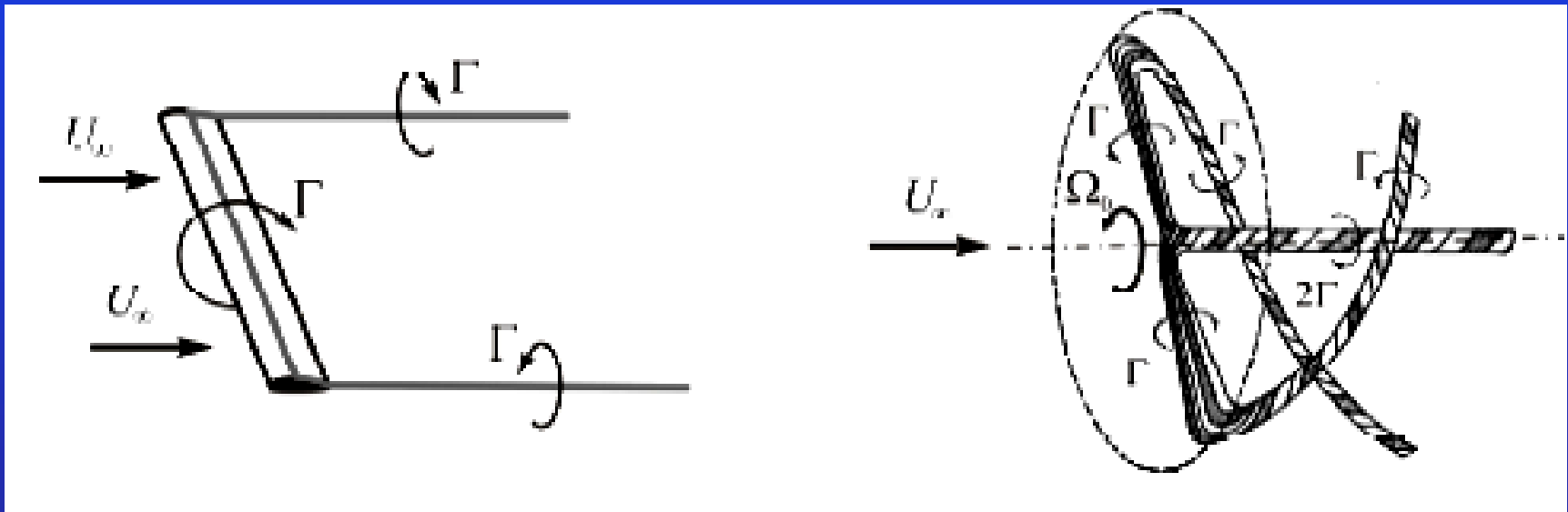
Βήματα υπολογισμού κατασκευαστικών παραμέτρων πτέρυγας: μήκους πτέρυγας ( $r$ ), γωνίας σφήνωσης ( $\alpha$ ) και μήκους χορδής ( $l$  ή  $c$ ).

- Υπολογισμός μήκους πτέρυγας  $\rightarrow$  διάμετρος πτερύγωσης,  $D$ , από τη σχέση  $P=z \cdot D^2 \cdot V^3$  όπου  $z \in \{0.14 - 0.22\}$ .
- Επιλογή ή υπολογισμός  $\lambda_0 \rightarrow \lambda_T \rightarrow$  υπολογισμός  $I$ .
- Επιλογή αεροτομής  $\rightarrow C_z = f(i)$  και  $C_x = f(i)$
- Επιλογή γωνιών προσβολής,  $i$ .
- Υπολογισμός γωνίας σφήνωσης  $\alpha = I - i$ .
- Υπολογισμός γινομένου  $C_z \cdot r \cdot l = f(\lambda)$  και υπολογισμός χορδής,  $l$ .



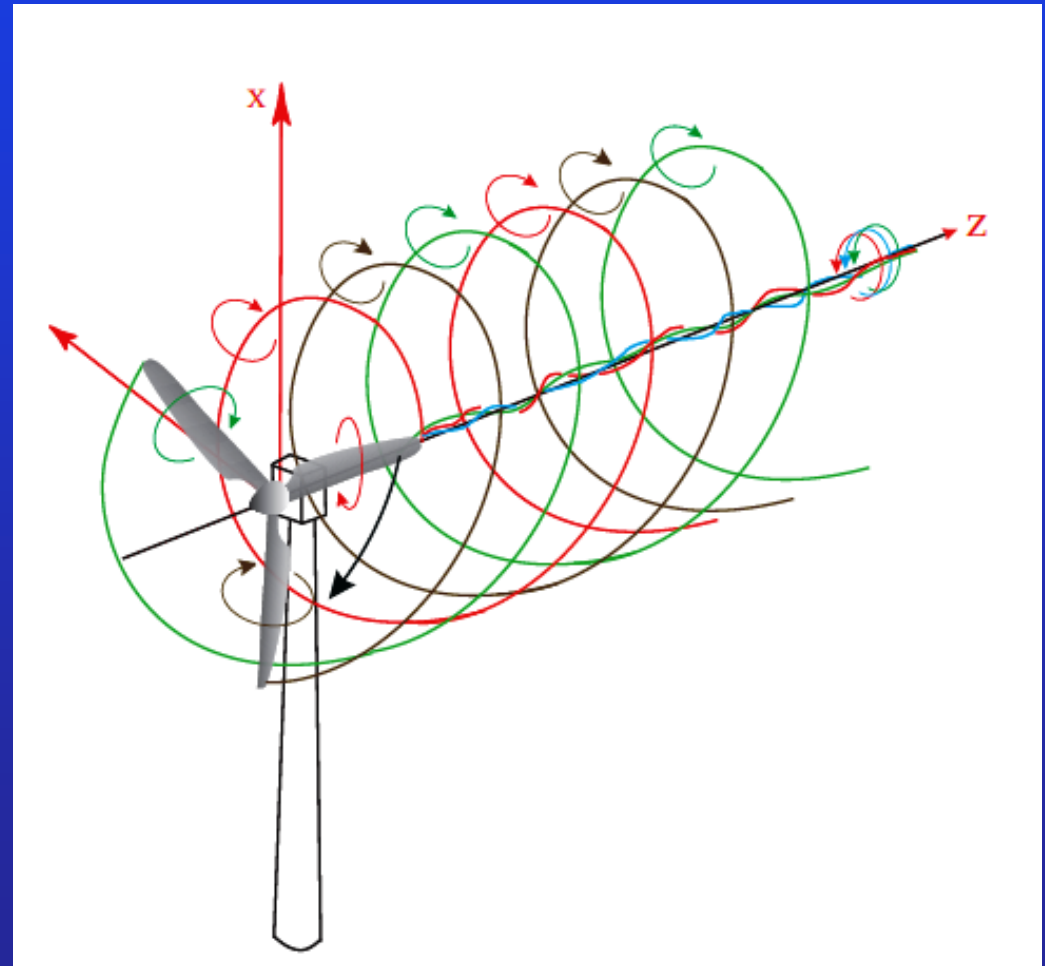
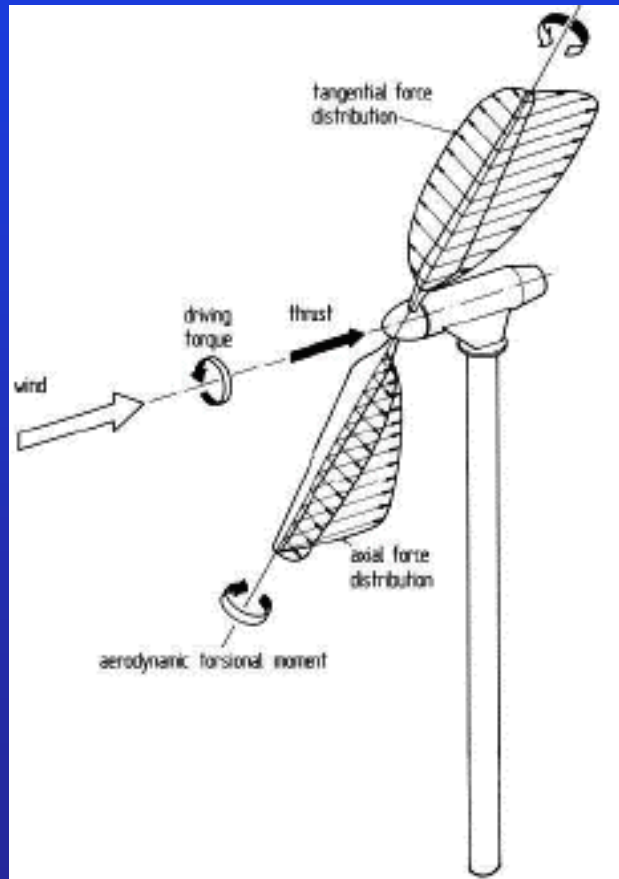
Στοιχεία αεροδυναμικής πτερυγώσεων:

Μέθοδος δινορευμάτων του Glauert βελτιωμένη από ερευνητές του AMHERST



## Στοιχεία αεροδυναμικής πτερυγώσεων:

Μέθοδος δινορευμάτων του Glauert βελτιωμένη από ερευνητές του AMHERST



## Μέθοδος δινορευμάτων του Glauert βελτιωμένη από ερευνητές του AMHERST



## Στοιχεία αεροδυναμικής περυγώσεων:

Μέθοδος δινορευμάτων του Glauert βελτιωμένη από ερευνητές του AMHERST



# Αεροδυναμική περυγώσεων

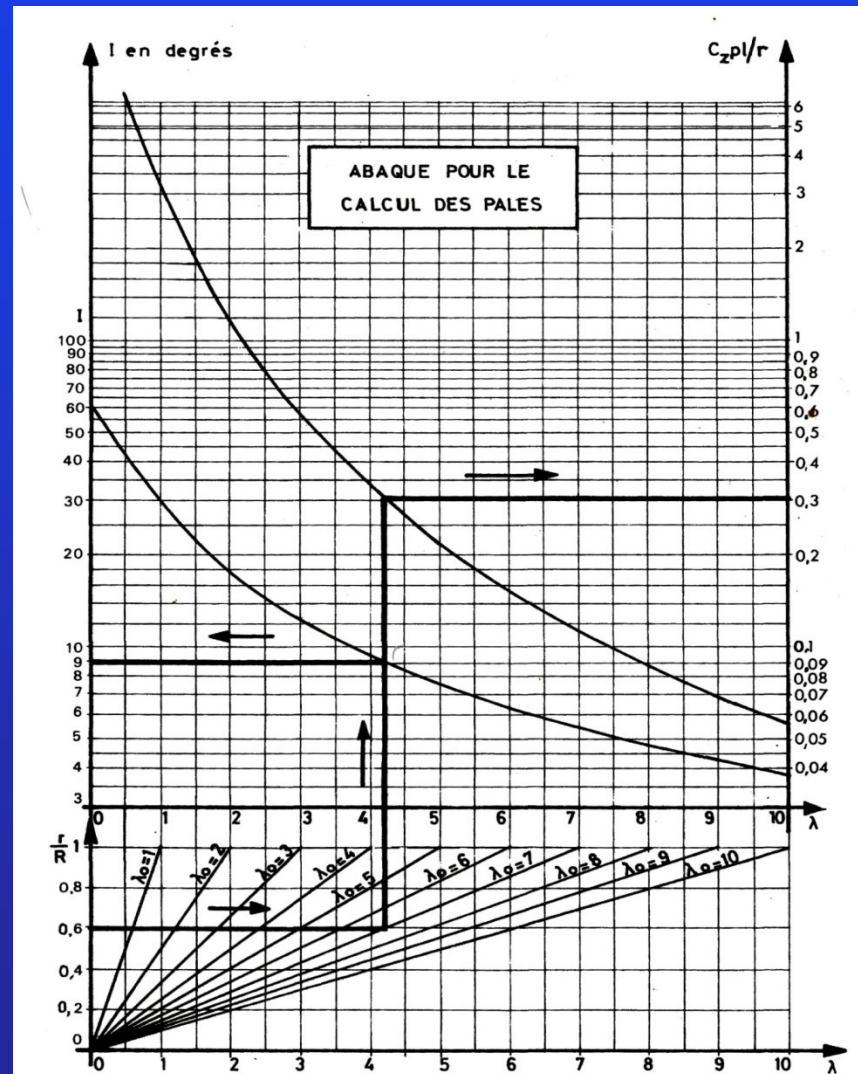
## Μέθοδος δινορευμάτων του Glauert βελτιωμένη από ερευνητές του AMHERST

Πίνακας  
υπολογισμού I  
και  $C_z$   $p$  I για  
κάθε  
αεροτομή της  
πτέρυγας

$\lambda$	$\lambda e$	k	h	$C_p$	$C_{z/p}$	I	$\lambda$	$\lambda e$	k	h	$C_p$	$C_{z/p}$	I
0.100	0.670	0.473	8.866	0.116	11.149	56.193	5.000	7.555	0.335	1.018	0.587	0.217	7.540
0.200	0.768	0.451	4.574	0.207	9.819	52.460	5.100	7.704	0.335	1.017	0.588	0.029	7.396
0.300	0.873	0.432	3.168	0.279	8.600	48.867	5.200	7.853	0.335	1.016	0.588	0.201	7.257
0.400	0.984	0.416	2.483	0.336	7.506	45.466	5.300	8.002	0.335	1.016	0.588	0.194	7.123
0.500	1.099	0.403	2.086	0.381	6.541	42.290	5.400	8.151	0.335	1.015	0.588	0.187	6.994
0.600	1.219	0.393	1.830	0.416	5.700	39.358	5.500	8.300	0.335	1.015	0.588	0.180	6.870
0.700	1.343	0.384	1.655	0.444	4.975	36.672	5.600	8.449	0.335	1.014	0.588	0.174	6.750
0.800	1.470	0.377	1.530	0.467	4.353	34.227	5.700	8.598	0.335	1.014	0.589	0.168	6.634
0.900	1.600	0.371	1.437	0.485	3.821	32.009	5.800	8.747	0.335	1.013	0.589	0.163	6.522
1.000	1.732	0.366	1.366	0.500	3.367	30.000	6.000	9.046	0.335	1.012	0.589	0.152	6.308
1.100	1.866	0.362	1.311	0.512	2.980	28.183	6.100	9.195	0.335	1.012	0.589	0.147	6.207
1.200	2.002	0.359	1.267	0.522	2.648	26.537	6.200	9.344	0.335	1.011	0.589	0.143	6.108
1.300	2.140	0.356	1.232	0.531	2.363	25.046	6.300	9.494	0.335	1.011	0.589	0.138	6.013
1.400	2.279	0.353	1.203	0.538	2.118	23.692	6.400	9.643	0.355	1.011	0.589	0.134	5.920
1.500	2.419	0.351	1.179	0.544	1.906	22.460	6.500	9.792	0.334	1.010	0.589	0.130	5.831
1.600	2.560	0.349	1.159	0.549	1.723	21.337	6.600	9.942	0.334	1.010	0.590	0.126	5.744
1.700	2.702	0.348	1.142	0.553	1.563	20.310	6.700	10.091	0.334	1.010	0.590	0.122	5.659
1.800	2.844	0.346	1.128	0.557	1.423	19.370	6.800	10.241	0.334	1.010	0.590	0.119	5.577
1.900	2.988	0.345	1.115	0.560	1.300	18.506	6.900	10.390	0.334	1.009	0.590	0.116	5.498
2.000	3.132	0.344	1.105	0.563	1.191	17.710	7.000	10.539	0.334	1.009	0.590	0.112	5.420
2.100	3.276	0.343	1.095	0.565	1.095	16.976	7.100	10.689	0.334	1.009	0.590	0.109	5.345
2.200	3.421	0.343	1.087	0.568	1.010	16.296	7.200	10.838	0.334	1.009	0.590	0.106	5.271
2.300	3.566	0.342	1.080	0.570	0.934	15.666	7.300	10.988	0.334	1.008	0.590	0.103	5.200
2.400	3.711	0.341	1.074	0.571	0.865	15.080	7.400	11.137	0.334	1.008	0.590	0.101	5.131
2.500	3.857	0.341	1.068	0.573	0.804	14.534	7.500	11.287	0.334	1.008	0.590	0.098	5.063
2.600	4.003	0.340	1.063	0.574	0.749	14.025	7.600	11.436	0.334	1.008	0.590	0.096	4.997
2.700	4.150	0.340	1.059	0.576	0.699	13.549	7.700	11.586	0.334	1.007	0.590	0.093	4.933
2.800	4.296	0.339	1.055	0.577	0.654	13.103	7.800	11.735	0.334	1.007	0.590	0.091	4.871
2.900	4.443	0.339	1.051	0.578	0.613	12.684	7.900	11.885	0.334	1.007	0.590	0.088	4.810
3.000	4.590	0.339	1.048	0.579	0.586	12.290	8.000	12.034	0.334	1.007	0.591	0.086	4.750
3.100	4.737	0.338	1.045	0.580	0.562	11.919	8.100	12.184	0.334	1.007	0.591	0.084	4.692
3.200	4.884	0.338	1.042	0.580	0.541	11.569	8.200	12.334	0.334	1.007	0.591	0.082	4.635
3.300	5.032	0.338	1.040	0.581	0.482	11.239	8.300	12.483	0.334	1.006	0.591	0.080	4.580
3.400	5.180	0.337	1.038	0.582	0.456	10.926	8.400	12.633	0.334	1.006	0.591	0.078	4.526
3.500	5.328	0.337	1.036	0.582	0.431	10.630	8.500	12.782	0.334	1.006	0.591	0.077	4.473
3.600	5.476	0.337	1.034	0.583	0.409	10.349	8.600	12.932	0.334	1.006	0.591	0.075	4.422
3.700	5.624	0.337	1.032	0.583	0.388	10.083	8.700	13.082	0.334	1.006	0.591	0.073	4.371
3.800	5.772	0.337	1.030	0.584	0.369	9.829	8.800	13.231	0.334	1.006	0.591	0.071	4.322
3.900	5.920	0.336	1.029	0.584	0.351	9.588	8.900	13.381	0.334	1.006	0.591	0.070	4.274
4.000	6.068	0.336	1.027	0.585	0.334	9.358	9.000	13.531	0.334	1.005	0.591	0.068	4.227
4.100	6.217	0.336	1.026	0.585	0.319	9.138	9.100	13.680	0.334	1.005	0.591	0.067	4.181
4.200	6.365	0.336	1.025	0.585	0.305	8.928	9.200	13.830	0.334	1.005	0.591	0.065	4.136
4.300	6.514	0.336	1.024	0.586	0.291	8.728	9.300	13.980	0.334	1.005	0.591	0.064	4.092
4.400	6.662	0.336	1.023	0.586	0.278	8.536	9.400	14.129	0.334	1.005	0.591	0.063	4.048
4.500	6.811	0.336	1.022	0.586	0.267	8.353	9.500	14.279	0.334	1.005	0.591	0.061	4.006
4.600	6.960	0.336	1.021	0.586	0.255	8.177	9.600	14.429	0.334	1.005	0.591	0.060	3.965
4.700	7.108	0.336	1.020	0.587	0.245	8.008	9.700	14.578	0.334	1.005	0.591	0.059	3.924
4.800	7.257	0.335	1.019	0.587	0.235	7.846	9.800	14.728	0.334	1.005	0.591	0.058	3.884
4.900	7.406	0.335	1.018	0.587	0.226	7.690	9.900	14.878	0.334	1.005	0.591	0.057	3.845
							10.000	15.028	0.334	1.004	0.591	0.055	3.807



Άβακας  
υπολογισμού  $I$   
και  $C_z p l$  για  
κάθε αεροτομή  
της πτέρυγας



### Μέθοδος δινορευμάτων του Glauert βελτιωμένη από ερευνητές του AMHERST

Από τον άβακα:

Η εφαρμογή των κανόνων εργασίας οδηγεί στα ακόλουθα αποτελέσματα :

$$I = 9^\circ \quad C_z p 1 / r = 0,3$$

Για αυτήν την ενότητα με συγκεκριμένη ταχύτητα  $\lambda$  θεωρείται ίση με 4,2 ( $\lambda = \lambda_0 r / R$ ). Για αυτή τη τιμή του  $\lambda$ , ο πίνακας δείχνει :

$$I = 8^\circ,93 \quad \text{και} \quad C_z p 1 / r = 0,305$$

Με την επανάληψη της λειτουργίας για άλλες τιμές του  $r$  λαμβάνεται η γωνία κλίσης  $I$  και η ποσότητα  $C_z p 1 / r$  σε όλο το μήκος της πτέρυγας. Εν συνεχεία, μπορούμε να καθορίσουμε τις χορδές των διαφόρων προφίλ και τις γωνίες σφήνωσης. Το ίδιο ισχύει και για την γωνία σφήνωσης  $\alpha$  όπου συνδέεται με τη γωνία προσβολής με τη σχέση  $\alpha = I - i$ . Για την επίλυση του προβλήματος, πρέπει να έχει επιλεγθεί η κατανομή της γωνίας προσβολής.



Μέθοδος δινορευμάτων του Glauert βελτιωμένη από ερευνητές του AMHERST

## Κατανομή της γωνίας προσβολής, $i = i(r)$

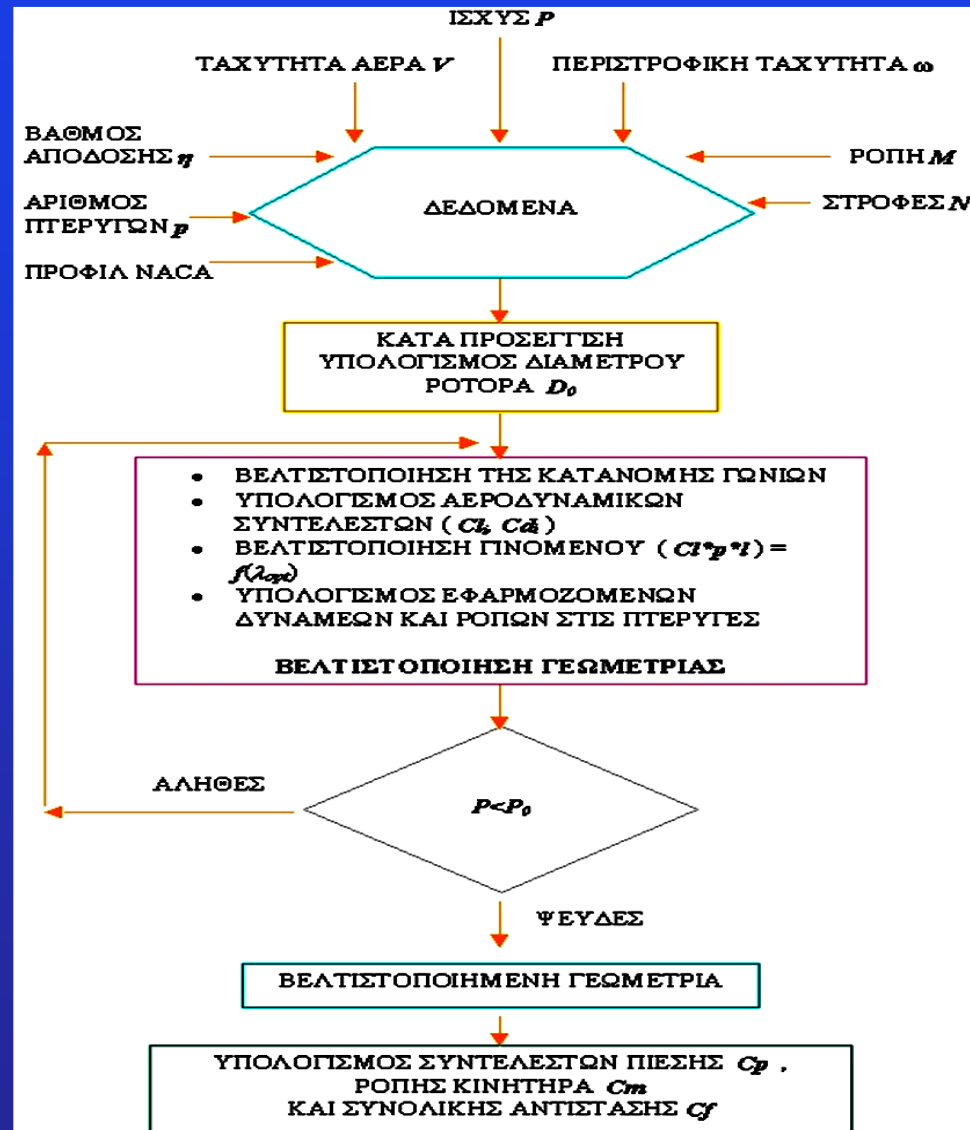
Μπορεί να υιοθετηθεί σαν κατανομή της γωνίας προσβολής σαν συνάρτηση της απόστασης,  $r$ , από τον άξονα περιστροφής, η σχέση:

$$i = i_0 - 5 + 5 \sqrt{(R/r)}$$

Αυτή η σχέση δίνει καλά αποτελέσματα για την πλειοψηφία των αεροδυναμικών προφίλ και στην απόσταση  $R$  (ακροπτερύγιο) η γωνία προσβολής είναι  $i = i_0$ . Για τις υπόλοιπες θέσεις,  $r$ , οι γωνίες προσβολής,  $i$  αυξάνονται παραμένοντας όμως σε μέτρια επίπεδα.



## Διάγραμμα ροής υπολογισμού πτέρυγας



## Άσκηση 2, εφαρμογής της μεθόδου Blade Element Momentum (BEM) για τη σχεδίαση πτερυγίων ανεμογεννητριών οριζοντίου άξονα.

Παίρνοντας σαν βάση τον άβακα της διαφάνειας 100, υπολογίστε τη γεωμετρία πτέρυγας ανεμογεννήτριας με τα παρακάτω χαρακτηριστικά:

- Ονομαστική ισχύς: 5 kW, σε Ονομαστική ταχύτητα ανέμου 12 m/s, και με βαθμούς απόδοσης  $\eta(\text{μηχανικός})=0,85$  και  $\eta(\text{ηλεκτρικός})=0.97$ .
- Ο λόγος ταχυτήτων ακροπτερυγίου,  $\lambda_0$ , να επιλεγεί:  $\lambda_0=7$ .
- Η αεροτομή, η οποία θα χρησιμοποιηθεί θα είναι οικογένειας αεροτομών NACA 4415.



### Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος

Σε μεγάλες ταχύτητες ανέμου, η ισχύς του ανέμου είναι τόσο μεγάλη που μπορεί να ξεπεράσει τα όρια στατικής αντοχής των πτερυγίων και του πυλώνα. Η μέγιστη ισχύς που μπορεί να αποδώσει μια ανεμογεννήτρια **πρέπει να μπορεί να ελεγχθεί**, διότι περιορίζεται από το μέγεθος της ηλεκτρικής γεννήτριας. Ακόμη, σε περίπτωση που υπάρχει πρόβλημα στο ηλεκτρικό δίκτυο, η ηλεκτρομαγνητική ροπή της γεννήτριας χάνεται και επομένως τα πτερύγια θα περιστρέφονται σε επικίνδυνα υψηλές ταχύτητες. Για αυτό κρίνεται απαραίτητη η ύπαρξη ενός τρόπου ελέγχου της ισχύος και της ταχύτητας περιστροφής.

Οι δυνάμεις που ασκούνται **μπορούν να μειωθούν με την αλλαγή της γωνίας προσβολής** ή με την τροποποίηση της επιφάνειας κάλυψης των πτερυγίων που συναντά **αυξομείωση της συνολικής επιφάνειας** που βρίσκεται απέναντι στο πεδίο ροής του ανέμου. Δεδομένου ότι η συνολική ταχύτητα του ανέμου μπορεί να ελεγχθεί μόνο μέσω της συνιστώσας της περιστροφικής ταχύτητας των πτερυγίων, η δυνατότητα περιορισμού της ισχύος με τη μέθοδο αυτή θεωρείται ανεπαρκής. Όσον αφορά τη μείωση της επιφάνειας κάλυψης, αυτή έχει πρακτική εφαρμογή μόνο σε μικρές ανεμογεννήτριες.



### Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος

Μακράν ο πιο αποτελεσματικός τρόπος ελέγχου της ισχύος μιας ανεμογεννήτριας είναι ο αεροδυναμικός έλεγχος, κατά τον οποίο η γωνία προσβολής ξεπερνά μια κρίσιμη τιμή και το πτερύγιο χάνει την αεροδυναμική του στήριξη (stall).

Υπάρχουν δύο βασικές παραλλαγές αυτής της μεθόδου:

- Ο έλεγχος μέσω περιστροφής των πτερυγίων γύρω από τον άξονα τους με κατάλληλο μηχανισμό (**blade pitch control**) και
- ο αεροδυναμικός έλεγχος με κατάλληλο σχεδιασμό των πτερυγίων (**passive stall control**).

Υπάρχει και ο συνδυασμός των δύο αυτών μεθόδων το:

#### **active stall control**

- **Αποπροσανεμισμός (Yaw Control).**



### Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος

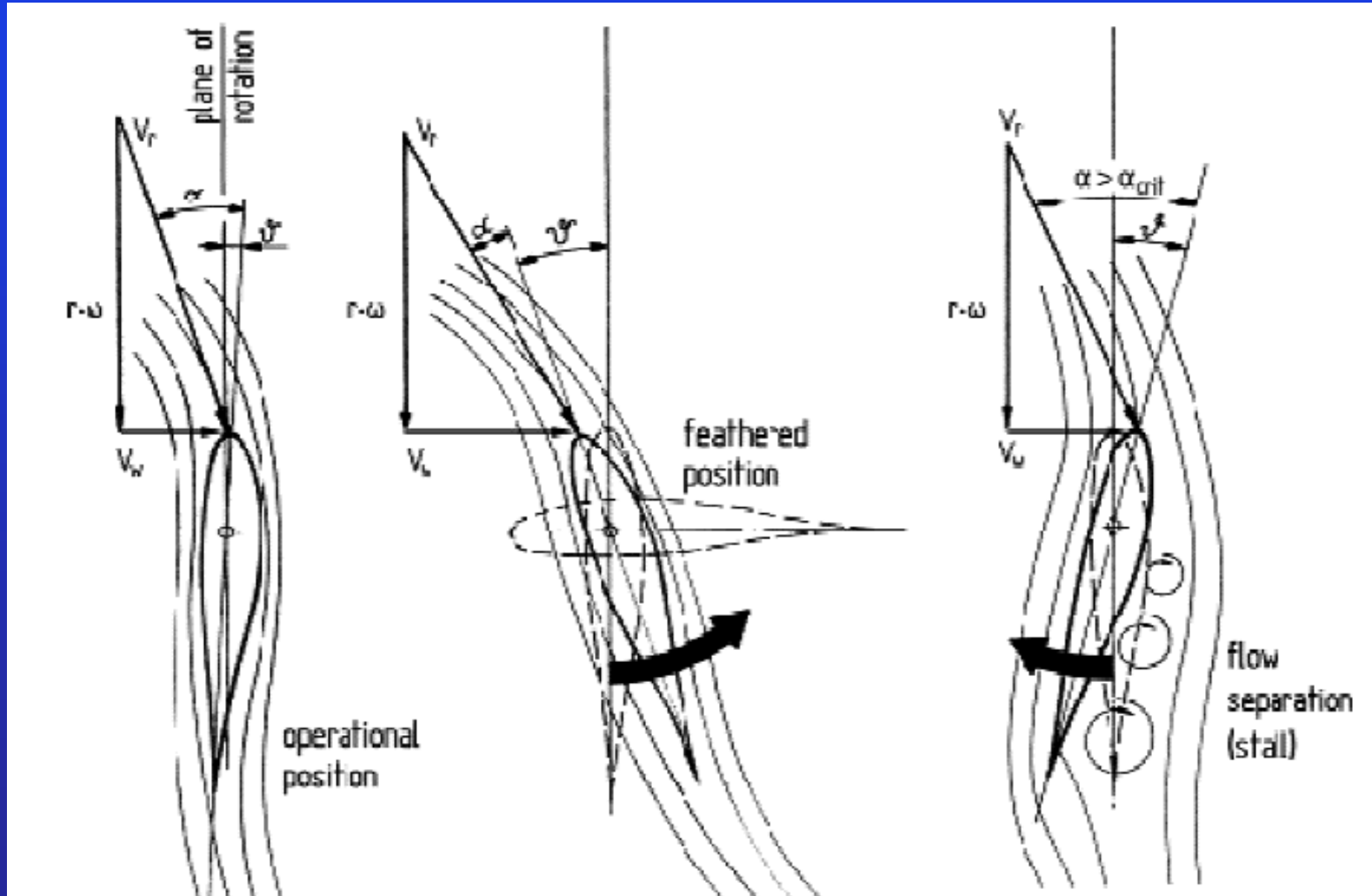
#### Blade Pitch Control

Στις ανεμογεννήτριες που έχουν σχεδιαστεί να λειτουργούν με αυτόν τον τρόπο, ο μηχανισμός ελέγχου παρακολουθεί την ισχύ με μια συγκεκριμένη δειγματοληψία. Εάν η ισχύς υπερβεί κάποια καθορισμένα όρια, δίνει εντολή στον μηχανισμό των πτερυγίων να αλλάξει την γωνία σφήνωσης, pitch  $\alpha$  (ή  $\theta$  στην επόμενη διαφάνεια), ώστε:

- είτε να ελαττωθεί η γωνία προσβολής και επομένως και η ισχύς,
- είτε να αυξηθεί η γωνία προσβολής σε μια τιμή μεγαλύτερη από την κρίσιμη, όπου θα συμβεί αποκόλληση του οριακού στρώματος (stall) των πτερυγίων που θα οδηγήσει στη μείωση της ισχύος.



# Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος



## Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος - Χαρακτηριστικές καμπύλες λειτουργίας

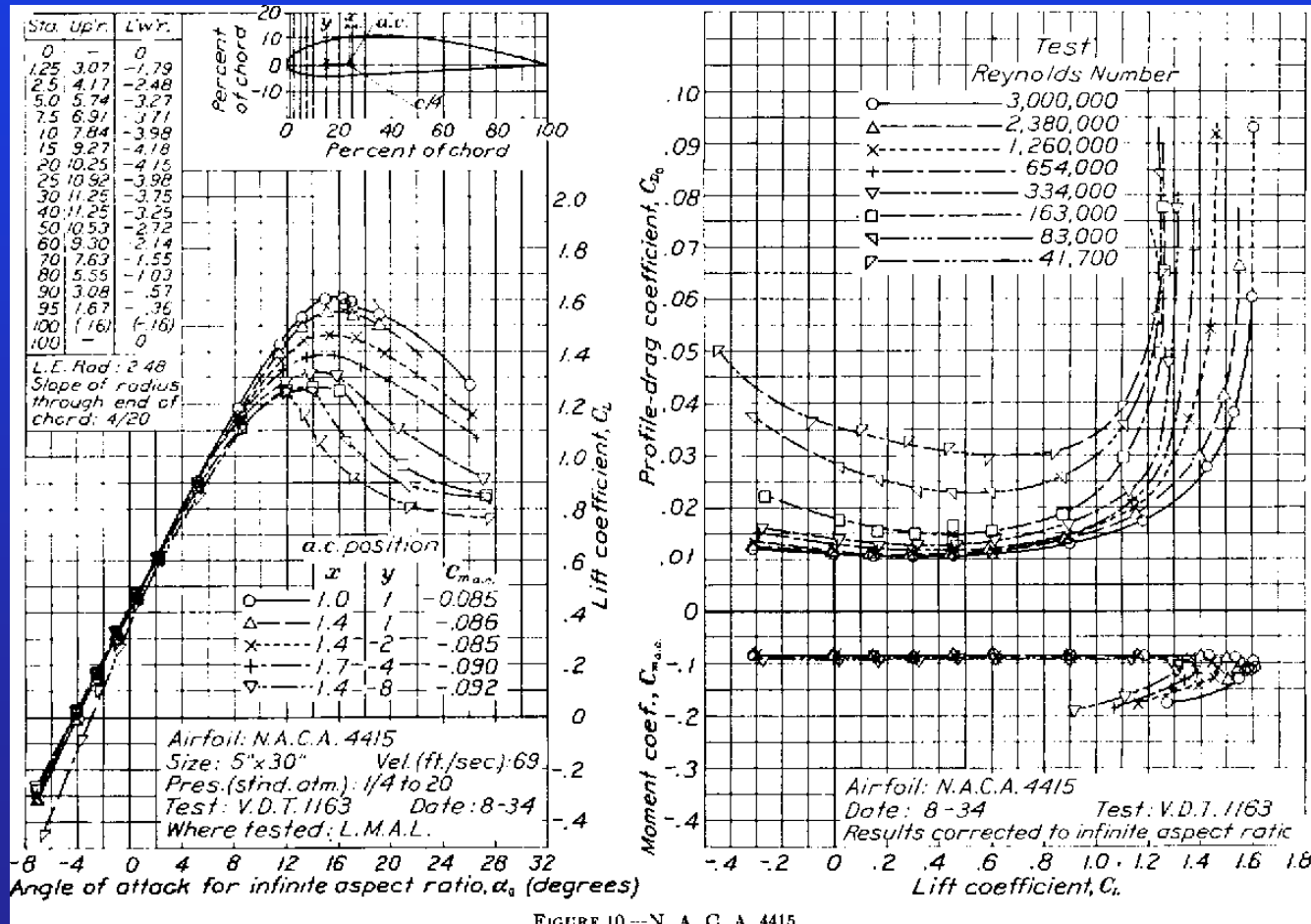


FIGURE 10.—N. A. C. A. 4415.



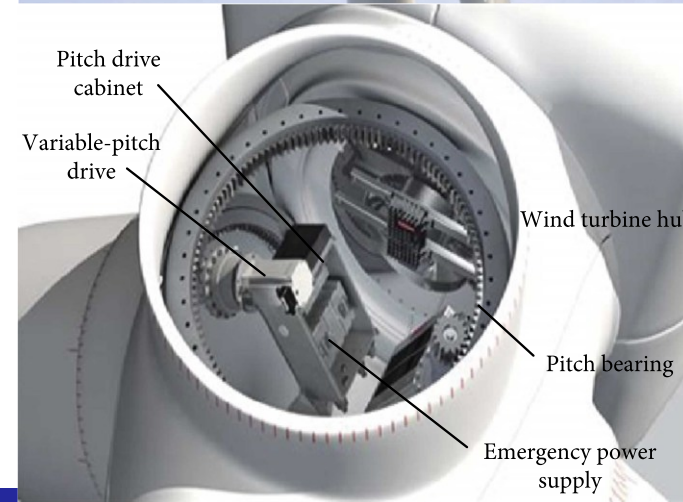
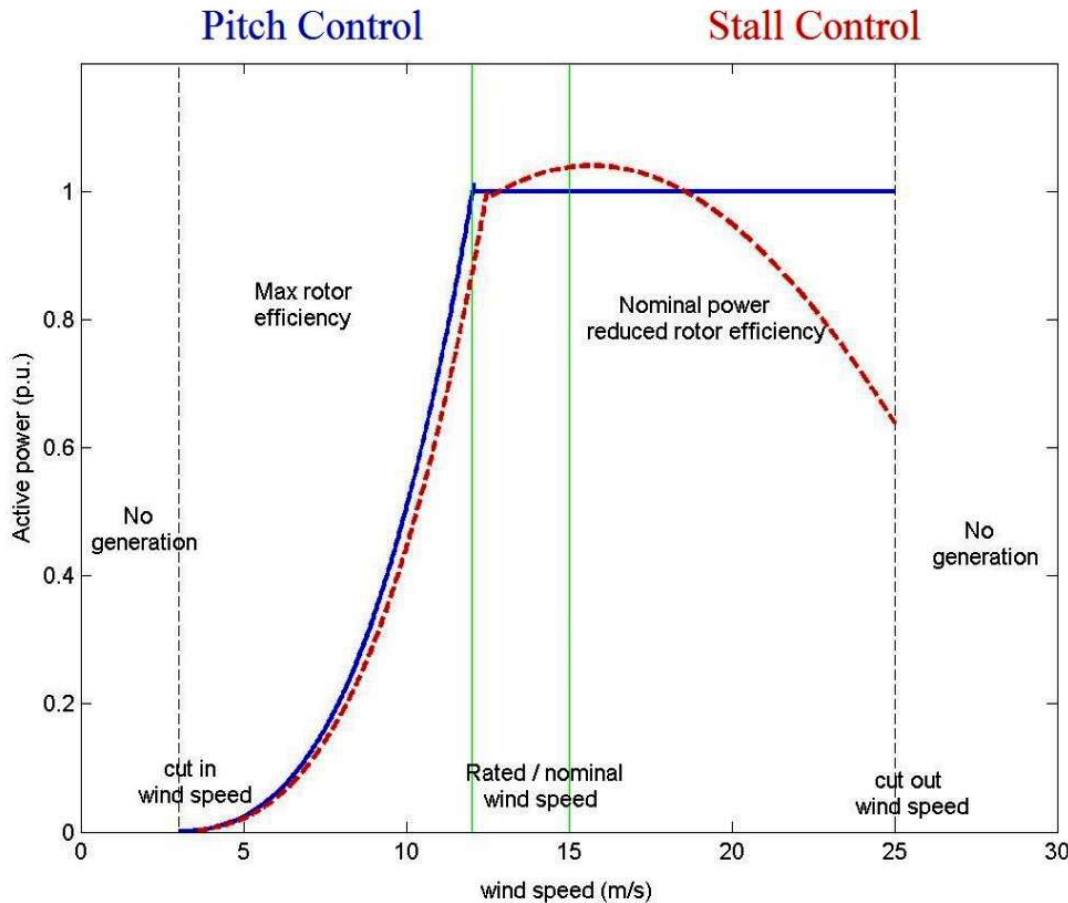
Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος

### Passive Stall Control

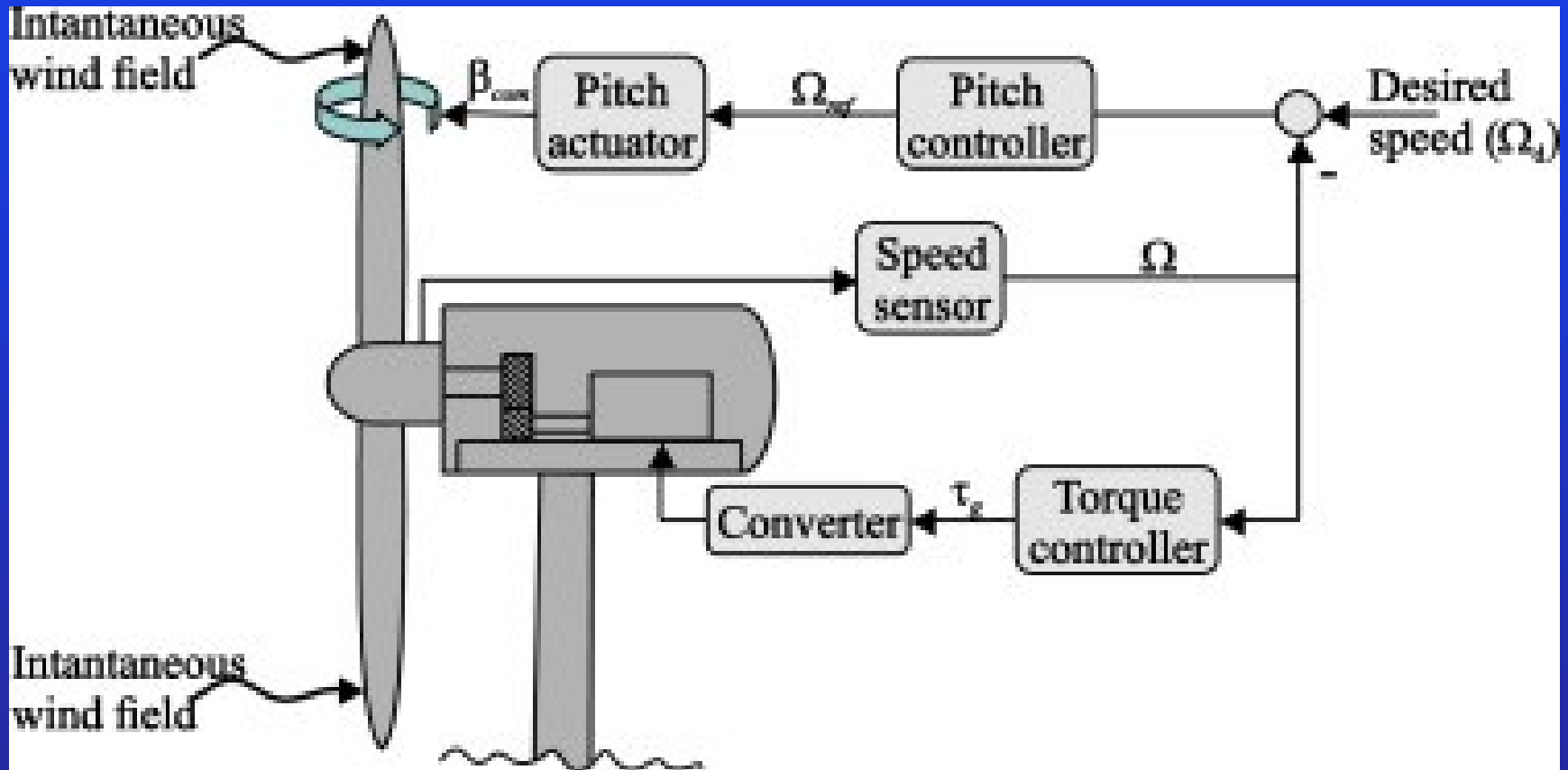
Ο έλεγχος αυτός επιτυγχάνεται με τον κατάλληλο αεροδυναμικό σχεδιασμό των πτερυγίων. Τα πτερύγια δεν έχουν δυνατότητα αλλαγής της γωνίας σφήνωσης, pitching, και βρίσκονται σε συγκεκριμένη θέση πακτωμένα στην πλήμνη. Η γεωμετρία του πτερυγίου είναι τέτοια που όταν η ταχύτητα του ανέμου υπερβεί μια συγκεκριμένη τιμή, αποκολλάται η ροή γύρω από το πτερύγιο (flow separation) με συνέπεια να μειωθεί η άνωση και συνεπώς η ροπή του ρότορα της ανεμογεννήτριας. Με τη μέθοδο αυτή η ανεμογεννήτρια προτιμάται να λειτουργεί σε χαμηλότερη ταχύτητα από την αεροδυναμικά βέλτιστη, ώστε η αεροδυναμική αυτή πέδη να συμβεί έγκαιρα και η ισχύς να μην αυξηθεί απότομα.



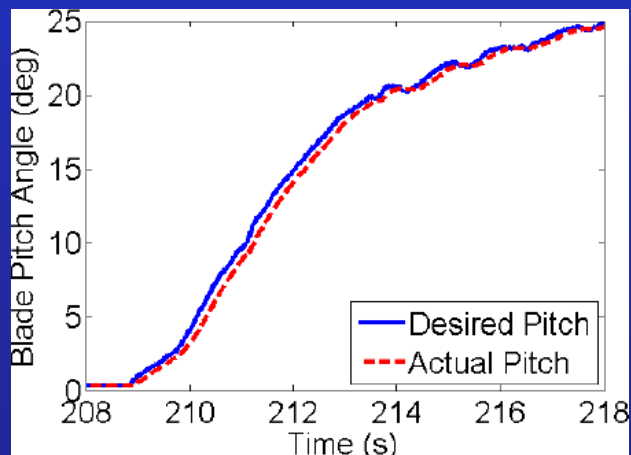
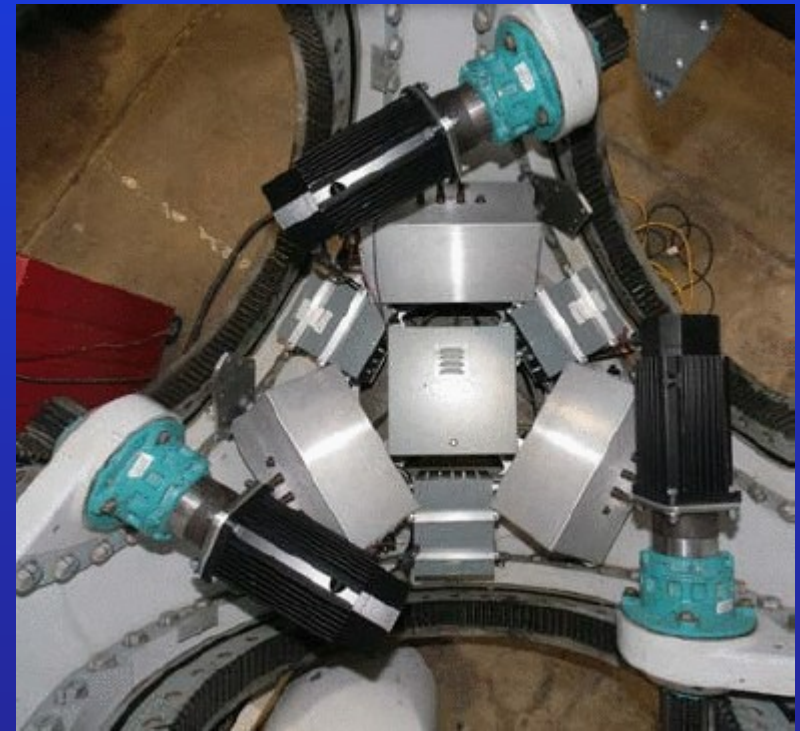
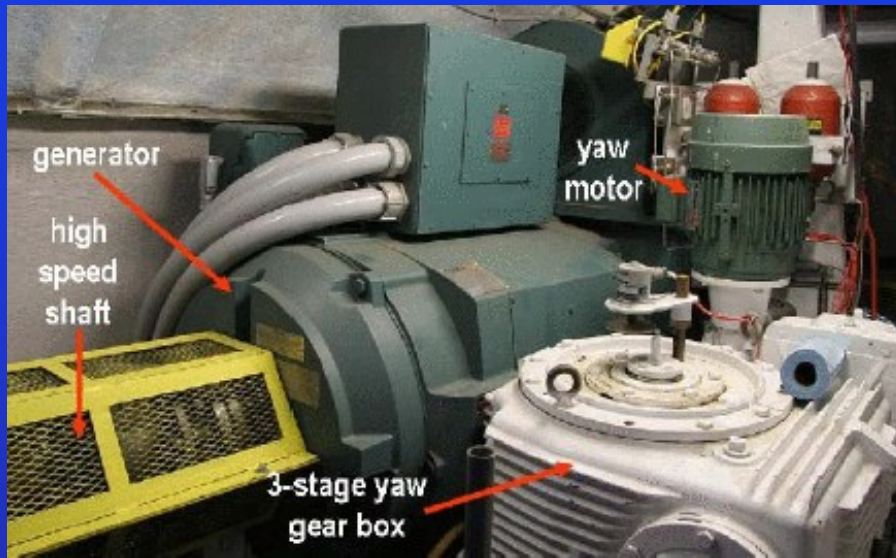
## Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος



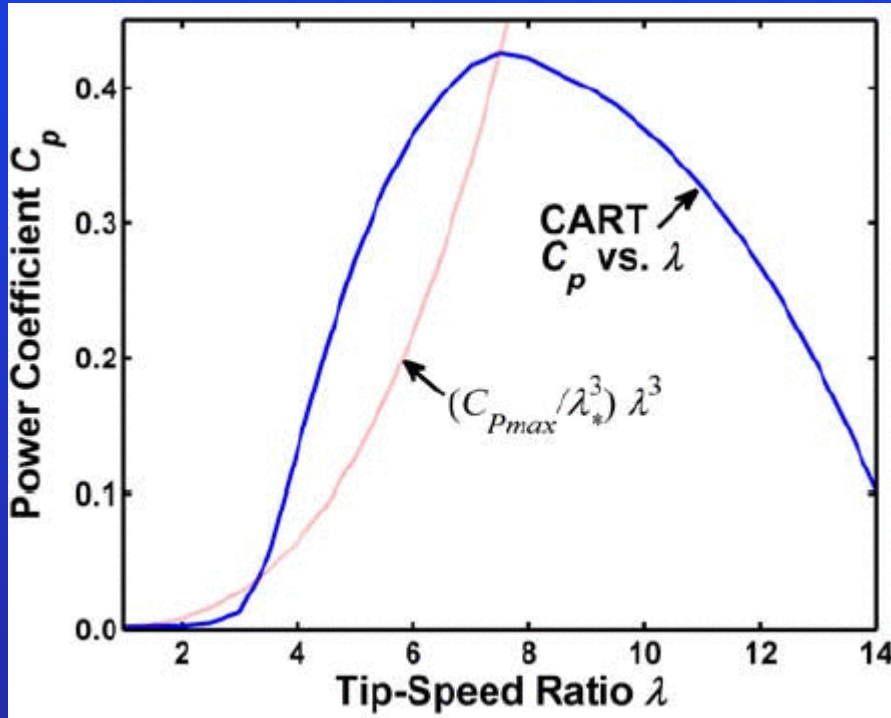
## Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος



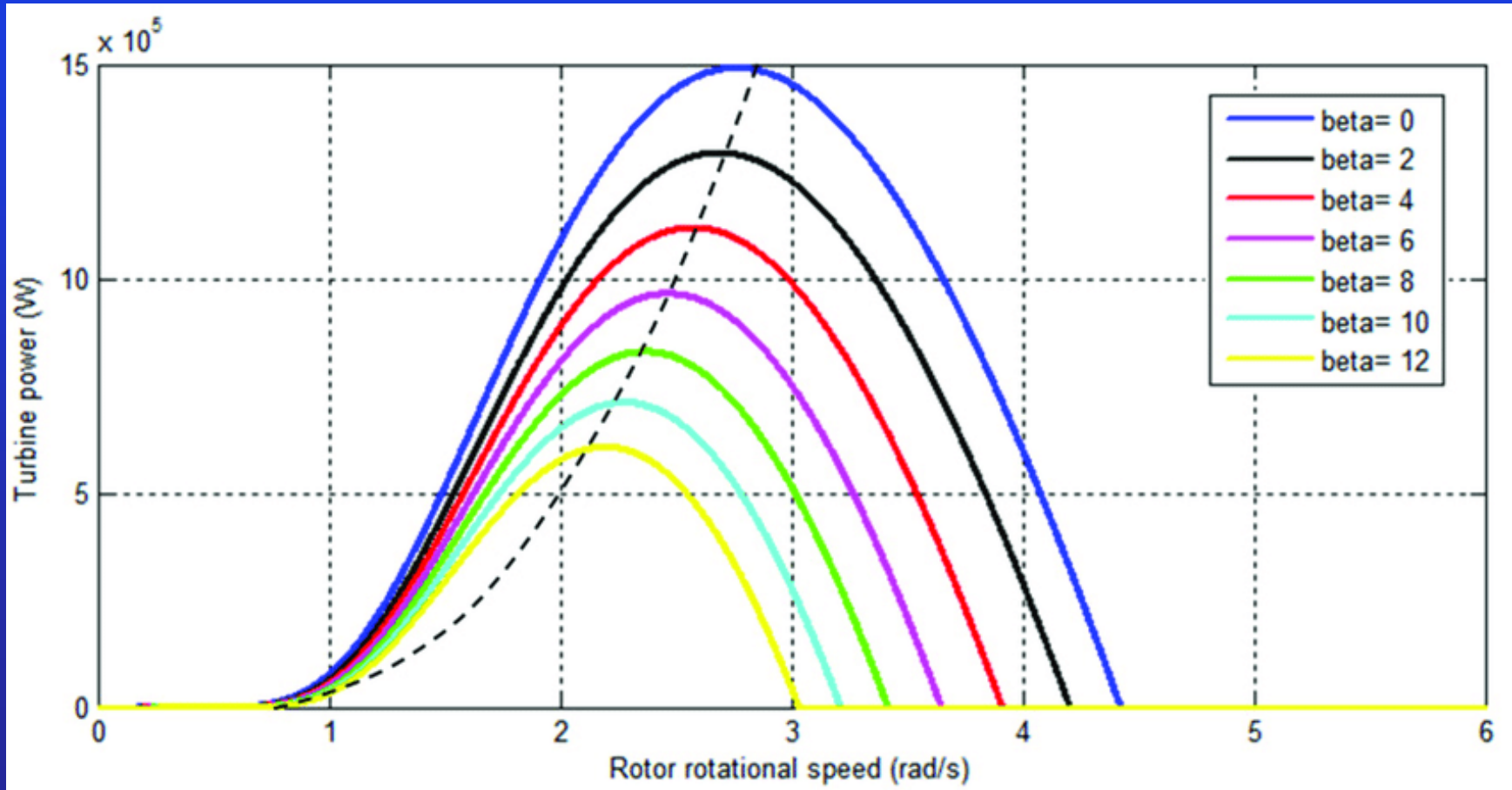
## Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος



## Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος



## Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος - Χαρακτηριστικές καμπύλες λειτουργίας



# Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος

### Active Stall Control

Ο έλεγχος αυτός επιτυγχάνεται με τον κατάλληλο μηχανισμό ελέγχου που παρακολουθεί την ισχύ με μια συγκεκριμένη δειγματοληψία, όπως ακριβώς και στην περίπτωση του Pitch control. Σε συνθήκες χαμηλής ταχύτητας ανέμου, οι πτέρυγες έχουν κατάλληλη κλίση (γωνίες σφήνωσης) ώστε να παράγουν μεγάλη ροπή. Εάν η ισχύς υπερβεί κάποια καθορισμένα όρια, δίνει εντολή στον μηχανισμό των πτερυγίων να αλλάξει κατάλληλα την γωνία σφήνωσης, pitch, ρυθμίζοντας τη γωνία σφήνωσης ώστε να αυξηθεί η γωνία προσβολής των πτερυγίων του ρότορα οδηγώντας την πτέρυγα σε ένα βαθύτερο stall.



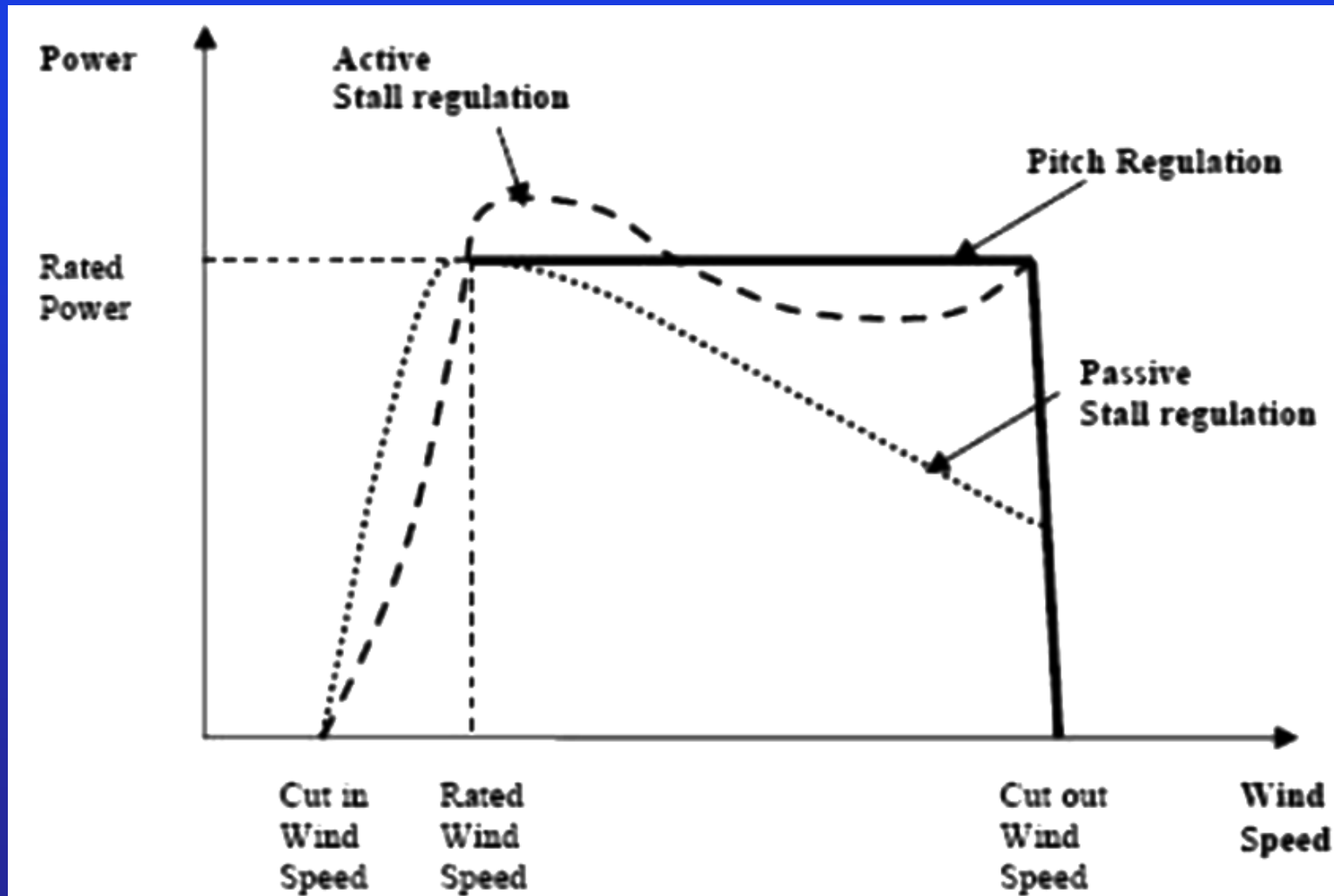
## Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος

### Active Stall Control

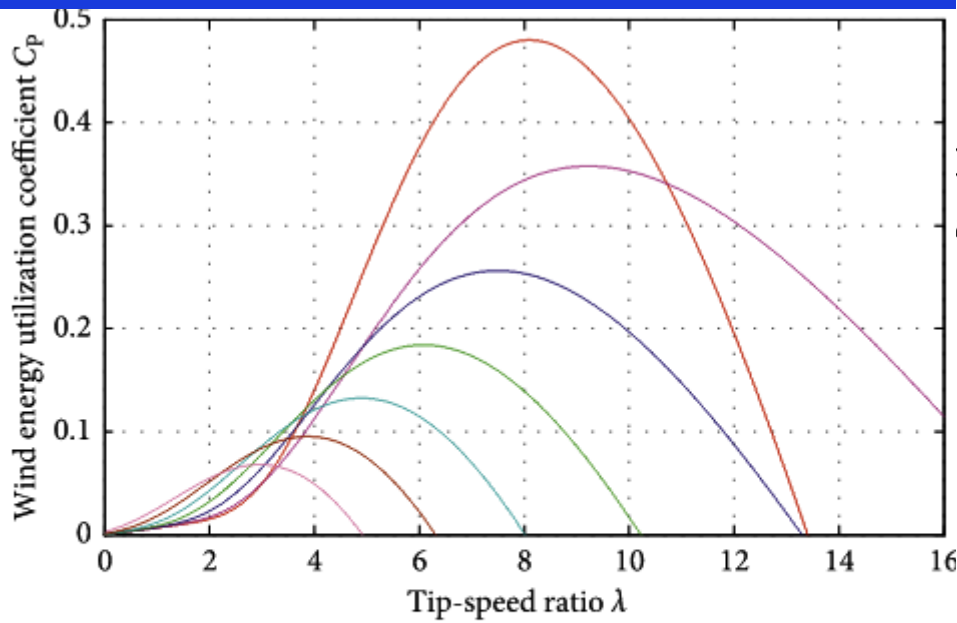
Σε σύγκριση με το passive stall, ο ενεργός έλεγχος της αποκόλλησης του οριακού στρώματος (stall) επιτρέπει τον έλεγχο ισχύος εξόδου με μεγαλύτερη ακρίβεια, ώστε να αποφεύγεται η υπέρβαση της ονομαστικής ισχύος της ανεμογεννήτριας στην έναρξη μιας ριπής ανέμου. Ένα άλλο πλεονέκτημα του active stall control έναντι του passive stall control αλλά και του pitch control είναι η δυνατότητα λειτουργίας σχεδόν ακριβώς με ονομαστική ισχύ σε όλες τις υψηλές ταχύτητες ανέμου.



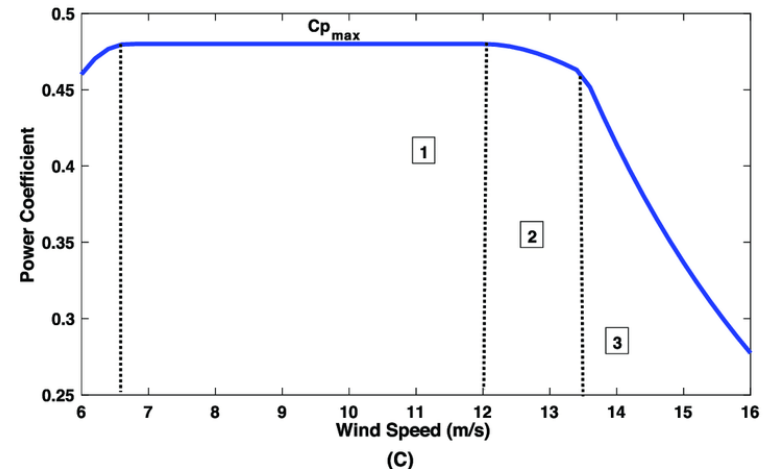
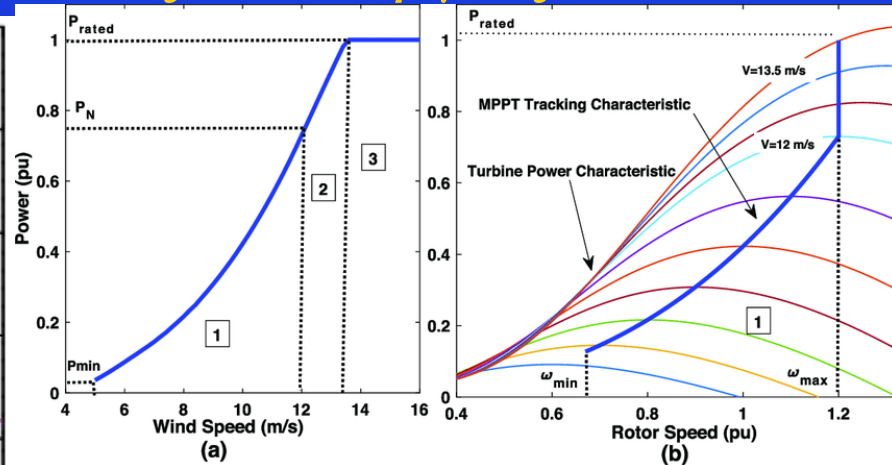
# Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος



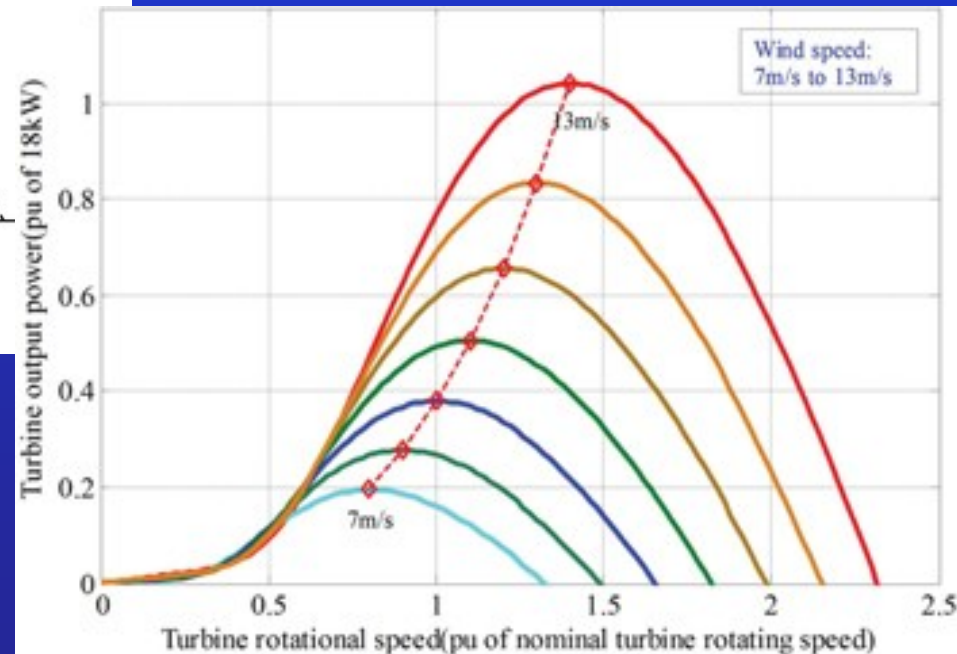
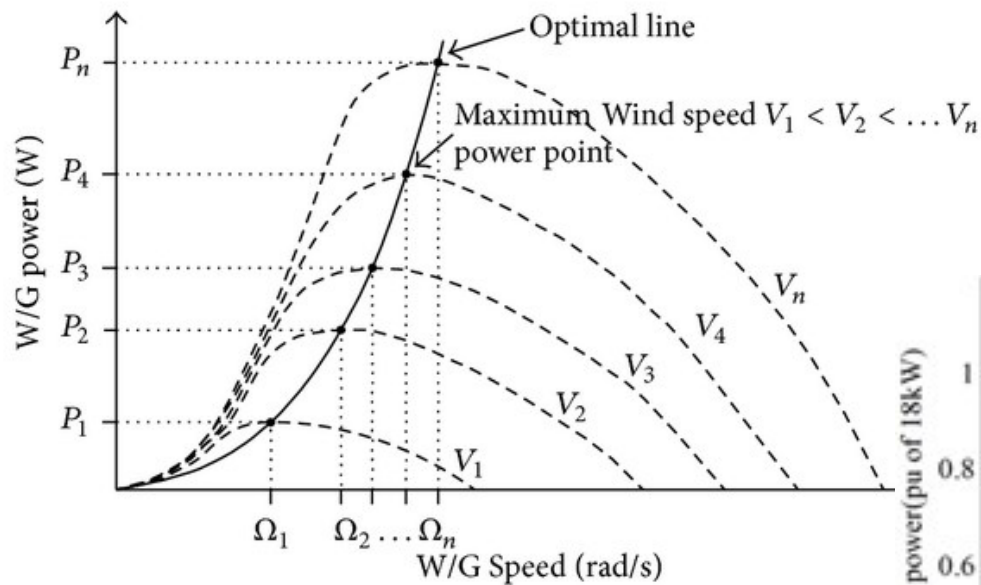
## Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος - Χαρακτηριστικές καμπύλες λειτουργίας



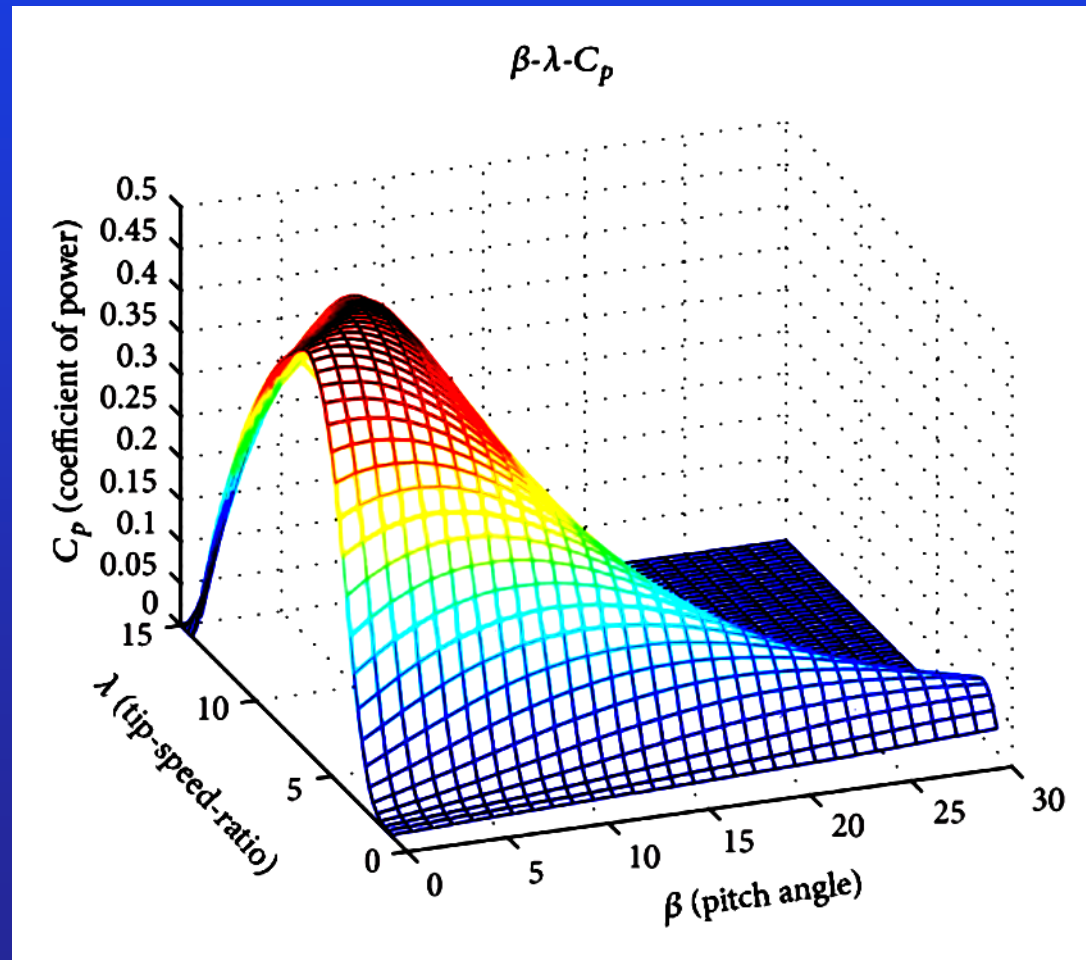
- Pitch angle = 0 deg
- Pitch angle = 5 deg
- Pitch angle = 10 deg
- Pitch angle = 15 deg
- Pitch angle = 20 deg
- Pitch angle = 25 deg
- Pitch angle = 30 deg



## Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος - Χαρακτηριστικές καμπύλες λειτουργίας



# Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος - Χαρακτηριστικές καμπύλες λειτουργίας



## Ρύθμιση της ταχύτητας περιστροφής και της ισχύος Ρύθμιση μέσω Αποπροσανεμισμού νασέλας (Yaw Control).

