

ΘΕΩΡΙΑ ΠΤΕΡΥΓΩΣΕΩΝ

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

6	ΘΕΩΡΙΑ ΠΤΕΡΥΓΩΣΕΩΝ	6.2
6.1	ΟΡΙΣΜΟΣ ΤΗΣ ΠΤΕΡΥΓΩΣΗΣ	6.2
6.2	ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΤΟΥ ΠΕΔΙΟΥ ΡΟΗΣ ΣΕ ΜΙΑ ΠΤΕΡΥΓΩΣΗ	6.6
6.3	ΕΜΠΕΙΡΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΠΤΕΡΥΓΩΣΕΩΝ ΑΞΟΝΙΚΟΥ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ	6.6
6.4	ΕΜΠΕΙΡΙΚΕΣ ΣΧΕΣΕΙΣ ΓΙΑ ΠΤΕΡΥΓΩΣΕΙΣ (ΑΞΟΝΙΚΟΥ) ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ	6.14
6.5	ΔΕΥΤΕΡΟΓΕΝΕΙΣ ΡΟΕΣ ΚΑΙ ΛΟΙΠΕΣ ΑΠΩΛΕΙΕΣ	6.22

ΘΕΩΡΙΑ ΠΤΕΡΥΓΩΣΕΩΝ

6.1 ΟΡΙΣΜΟΣ ΤΗΣ ΠΤΕΡΥΓΩΣΗΣ (Stodola (1945), Hawthorne and Olson (1960), Horlock (1973), AFAPL-TR-78-52, Dixon (1978), Cohen et al (1972), Boyce (2002))

Όπως αναφερθηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο η ανάλυση του πεδίου ροής στο διάκενο μεταξύ δύο πτερυγίων ξεκινά με την υπόθεση ότι αυτό μπορεί να απλοποιηθεί σε δύο επιμέρους επίπεδα. Τα επίπεδα αυτά ορίζονται από ροϊκές γραμμές, όπως φαίνεται στο σχήμα 6.1, για αξονική στροβιλομηχανή.

Τα επίπεδα S_1 ορίζουν το πεδίο ροής μεταξύ δύο διαδοχικών αεροτομών στην ίδια "σταθερή" ακτίνα και τα επίπεδα S_2 ορίζουν το πεδίο ροής στο μεσημβρινό επίπεδο, για κάποια γωνία $\theta = \theta_0 = \text{σταθερή}$, μεταξύ των εσω και εξω άκρων του πτερυγίου.

Στην πράξη βέβαια τα "επίπεδα" S_1 και S_2 είναι καμπύλες επιφάνειες, όπως φαίνεται στο ανωτέρω σχήμα. Σε μια πρώτη, όμως θεώρηση τα θεωρούμε επίπεδα. Η θεωρία των πτερυγώσεων (cascade theory) προσδιορίζει λύσεις για το πεδίο ροής σε μια επιφάνεια S_1 , όταν αυτό αναπτυχθεί σε μια σειρά αεροτομών, όπως φαίνεται στο σχήμα 6.2. Η ανάλυση αυτή χρησιμοποιείται κυρίως στις αξονικές στροβιλομηχανές.

Η τυπική γεωμετρία, οι αντίστοιχοι παράμετροι και η ονοματολογία της πτερυγώσης φαίνεται στο σχήμα 6.3.

Οι παράμετροι λοιπόν της πτερυγώσης είναι :

- (i) Η απόσταση (s) μεταξύ δύο διαδοχικών αεροτομών που ονομάζεται και διάκενο (pitch).
- (ii) Η χορδή (chord), c , που είναι η ευθεία γραμμή μεταξύ των δύο άκρων της αεροτομής.
- (iii) Η γραμμή καμπυλότητας (camber line), που είναι η καμπύλη γραμμή, σε ίση απόσταση από τις δύο εξωτερικές πλευρές που ορίζουν το σχήμα της αεροτομής.
- (iv) Η κατανομή του πάχους (thickness) της αεροτομής ως προς την γραμμή καμπυλότητας.
- (v) Η γωνία πλευρίσματος (stagger angle), γ , που σχηματίζει η χορδή με την αξονική κατεύθυνση της ροής (εδώ είναι η κατεύθυνση X).
- (vi) Η γωνία εισόδου της αεροτομής (α'_1), που σχηματίζει η κατεύθυνση X με την εφαπτόμενη της γραμμής καμπυλότητας στο χείλος προσβολής.
- (vii) Η γωνία εξόδου της αεροτομής (α'_2), αντίστοιχα στο χείλος εκφυγής.
- (viii) Η γωνία καμπυλότητας (camber) θ , όπου:

$$\theta = \alpha'_1 - \alpha'_2 \quad [6.1]$$

(ix) Η γωνία εισαγωγής του ρευστού (inlet flow angle) α_1 , μεταξύ του διανύσματος \vec{u}_1 (ή C_1) και της κατεύθυνσης X.

(x) Η γωνία εξόδου του ρευστού, α_2 , μεταξύ του \vec{u}_2 (ή C_2) και της X.

(xi) Η γωνία πρόσπτωσης (incidence angle), i , όπου:

$$i = \alpha_1 - \alpha'_1 \quad [6.2]$$

(xii) Οι γωνίες απόκλισης (deviation angle), δ , όπου:

$$\delta = \alpha_2 - \alpha'_2 \quad [6.3]$$

και εκτροπής, ε , όπου:

$$\varepsilon = \alpha_1 - \alpha_2 \quad [6.4]$$

Στα περιστρεφόμενα πτερύγια, έχουμε και τις σχετικές γωνίες (β_1, β_2) που σχηματίζουν τα αντίστοιχα διανύσματα των σχετικών ταχυτήτων (\vec{w}_1, \vec{w}_2) με την κατεύθυνση X.

Η ανάλυση των δυνάμεων που ασκεί η ροή στις αεροτομές μπορεί να γίνει με την βοήθεια του σχήματος 6.4.

Απο τον 2ο νόμο του Νεύτωνα, έχουμε:

$$F_x = (P_2 - P_1) \cdot s \quad [6.5]$$

και

$$F_y = \rho \cdot s \cdot C_x \cdot (C_{y1} - C_{y2}) \quad [6.6]$$

Αλλά, $C_1 \cdot \cos(\alpha_1) = C_2 \cdot \cos(\alpha_2) = C_{x1} = C_{x2}$ (υποθέτοντας τη ροή σχεδόν ασυμπίεστη).

$$\text{Άρα : } F_y = \rho \cdot s \cdot C_x^2 \cdot [\tan(\alpha_1) - \tan(\alpha_2)] \quad [6.7]$$

Οι αντίστοιχοι συντελεστές αύξησης της πίεσης (C_p) και εφαπτομενικής δύναμης (C_f) ορίζονται :

$$C_p = \frac{P_2 - P_1}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_x^2} = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot s \cdot C_x^2} \quad [6.8]$$

και

$$C_p = \frac{F_y}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_x^2 \cdot s} = 2 \cdot [\tan(\alpha_1) - \tan(\alpha_2)] \quad [6.9]$$

Αν για μια ορισμένη μεταβολή σε στατική πίεση, έχουμε απώλειες στην ολική πίεση, τότε ορίζουμε τους συντελεστές ζ ή $\bar{\omega}$, όπου :

$$\zeta = \frac{P_{01} - P_{02}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_x^2} \quad [6.10]$$

και

$$\bar{\omega} = \frac{P_{01} - P_{02}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_1^2} \quad [6.11]$$

Ετσι λοιπόν έχουμε επειδή $\frac{\Delta P_0}{\rho} = \frac{P_1 - P_2}{\rho} + \frac{1}{2} \cdot (C_1^2 - C_2^2)$ και

$$(C_1^2 - C_2^2) = (C_{y1}^2 + C_x^2) - (C_{y2}^2 + C_x^2) = (C_{y1} + C_{y2}) \cdot (C_{y1} - C_{y2}) \Rightarrow$$

$$\Rightarrow \frac{\Delta P_0}{\rho} = \frac{1}{\rho \cdot s} \cdot (-F_x + F_y \cdot \tan(\alpha_m)) \quad [6.12]$$

$$C_p = C_f \cdot \tan(\alpha_m) - \zeta \quad [6.13]$$

όπου :

$$\tan(\alpha_m) = \frac{1}{2} \cdot (\tan(\alpha_1) + \tan(\alpha_2)) \quad [6.14]$$

Η άντωση (L) και η οπισθέλκουσα (D) που ασκούνται στην αεροτομή, ως προς τη μέση ταχύτητα (C_m), φαίνονται στο σχήμα 6.5.

Η μέση ταχύτητα C_m , ορίζεται:

$$C_m = \frac{C_x}{\cos(\alpha_m)} \quad [6.15]$$

Έχουμε, δε :

$$L = F_x \cdot \sin(\alpha_m) + F_y \cdot \cos(\alpha_m) \quad [6.16]$$

$$\begin{aligned} D &= F_y \cdot \sin(\alpha_m) - F_x \cdot \cos(\alpha_m) = \cos(\alpha_m) \cdot [F_y \cdot \tan(\alpha_m) - F_x] = \\ &= s \cdot \cos(\alpha_m) \cdot [P_{01} - P_{02}] \end{aligned} \quad [6.17]$$

Επίσης:

$$\begin{aligned} L &= [F_y \cdot \tan \alpha_m - s \cdot \Delta P_0] \cdot \sin \alpha_m + F_y \cdot \cos \alpha_m = \\ &= F_y \sec \alpha_m - s \Delta P_0 \sin \alpha_m = \\ &= \rho s C_x^2 [\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2] \sec \alpha_m - s \Delta P_0 \sin \alpha_m \end{aligned} \quad [6.18]$$

$$\text{όπου : } \Delta P_0 = P_{01} - P_{02} \quad [6.19]$$

Οι αντίστοιχοι συντελεστές άντωσης (C_L) και οπισθέλκουσας (C_D) ορίζονται:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c \cdot C_m^2} \quad \text{και} \quad C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c \cdot C_m^2} \quad [6.20]$$

Άρα:

$$C_D = \frac{s \cdot \Delta P_0 \cdot \cos \alpha_m}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c \cdot C_m^2} = \zeta \cdot \left(\frac{s}{c}\right) \cdot \cos^3 \alpha_m \quad [6.21]$$

και

$$\begin{aligned} C_L &= 2 \cdot \left(\frac{s}{c}\right) \cdot \cos \alpha_m \cdot [\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2] - C_D \cdot \tan \alpha_m = \\ &= \left(\frac{s}{c}\right) \cdot \cos \alpha_m \cdot \left[C_f - \zeta \cdot \frac{\sin(2 \cdot \alpha_m)}{2} \right] \end{aligned} \quad [6.22]$$

Επειδή στα συνήθη εύρη λειτουργίας οι τιμές του C_D είναι πολύ μικρότερες από το C_L και η $\alpha_m < 60^\circ$, η ποσότητα $C_D \cdot \tan(\alpha_m)$ συνήθως απαλείφεται. Όπως και για τους διαχύτες ή τα ακροφύσια έτσι και για τις πτερυγώσεις ορίζεται η αδιαβατική απόδοση η_D ως:

$$\eta_D = \frac{P_2 - P_1}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (C_1^2 - C_2^2)} = 1 - \frac{2 \cdot C_D}{C_L \cdot \sin(2 \cdot \alpha_m)} \quad [6.23]$$

6.2 ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΤΟΥ ΠΕΔΙΟΥ ΡΟΗΣ ΣΕ ΜΙΑ ΠΤΕΡΥΓΩΣΗ

Ο υπολογισμός του πεδίου ροής σε μια πτερύγωση γίνεται για δύο σκοπούς (Stodola (1945), Hawthorne and Olson (1960), Horlock (1973), AFAPL-TR-78-52, Dixon (1978), Cohen et al (1972), Boyce (2002)):

- (i) Όταν είναι γνωστή η γεωμετρία της πτερύγωσης και απαιτείται να γνωρίσουμε το πεδίο των ταχυτήτων (και φυσικά των πιέσεων). Το πρόβλημα αυτό είναι γνωστό ως το άμεσο πρόβλημα (Direct problem).
- (ii) Όταν είναι γνωστή η κατανομή της ταχύτητας (ή φυσικά της στατικής πίεσης ή του αριθμού Mach) γύρω από την εξωτερική επιφάνεια της αεροτομής και πρέπει να υπολογίσουμε την γεωμετρία της αεροτομής. Το πρόβλημα αυτό είναι γνωστό σαν έμμεσο (Indirect).

Στο παρελθόν αναπτύχθηκαν διάφορες υπολογιστικές μέθοδοι και για τα δύο

προβλήματα. Στα πλαίσια των σύγχρονων μεθοδολογιών ο υπολογισμός της ροής στις πτερυγώσεις όπως και στα άλλα τμήματα του αεροστροβίλου επιτυγχάνεται με την αριθμητική επίλυση των εξισώσεων Navier-Stokes, μαζί με τη χρήση τυρβώδων μοντέλων και επάνω σε κατάλληλα πλέγματα όπως φαίνεται στο σχήμα 6.6. Εδώ θα περιγραφούν μερικές απλούστερες παραδοσιακές ημιεμπειρικές μέθοδοι αρχικού σχεδιασμού.

6.3 ΕΜΠΕΙΡΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΠΤΕΡΥΓΩΣΕΩΝ ΑΞΟΝΙΚΟΥ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ

(Horlock (1973), AFAPL-TR-78-52, Dixon (1978), Cohen et al (1972), Boyce (2002))

Η ανάπτυξη ενός συμπιεστή, σε πρώτα τουλάχιστον στάδια, γίνεται με βάση τις διάφορες σχέσεις που έχουν αναπτυχθεί από εμπειρικά δεδομένα που προέκυψαν από πειραματικές μετρήσεις πτερυγώσεων σε αεροσήραγγα και υπολογίζουν συνήθως, δύο παράμετρος, την γωνία εξόδου (α_2) της ροής (ή την γωνία απόκλισης δ) και τον συντελεστή απωλειών (ζ ή $\bar{\omega}$). Στην διάταξη του σχήματος 6.2 μετρώνται π.χ. οι πιέσεις και οι ταχύτητες ανάντι, κατόντι και στις δύο πλευρές μιας αεροτομής για δεδομένη γωνία καμπυλότητας (θ), χορδή (c) και διάκενο (s), μεταβάλλοντας την γωνία πλευρίσματος (γ).

Οι εμπειρικές σχέσεις, συνήθως, απαιτούν κάποια γνώση των χαρακτηριστικών των αεροτομών και της πτερυγώσης. Η γεωμετρία των αεροτομών μπορεί να προσδιοριστεί είτε με το να καθορίσουμε την κατανομή της ταχύτητας γύρω από την αεροτομή είτε να κάνουμε χρήση μιας γενικής οικογένειας αεροτομών. Οι πιο γνωστές οικογένειες είναι οι Βρετανικές (με γραμμή καμπυλότητας κυκλική ή παραβολική) και οι Αμερικάνικες NACA-Σειρά 65, Πίνακας 6.1.

Στη Βρετανική σειρά αεροτομών, χρησιμοποιούμε το γράμμα C για να προσδιορίσουμε την βασική κατανομή πάχους (t/c) ως προς την γραμμή καμπυλότητας. Έτσι έχουμε οικογένειες C₁, C₂, C₃, C₄ κλπ. Αν η γραμμή καμπυλότητας είναι τόξο ενός κύκλου, τότε:

$$\gamma = \frac{1}{2} \cdot (\alpha'_1 + \alpha'_2), \quad \theta = \alpha'_1 - \alpha'_2 \quad [6.24]$$

ενώ αν είναι τόξο κάποιας παραβολικής καμπύλης έχουμε:

$$\theta = \alpha'_1 - \alpha'_2 \quad [6.25]$$

και

$$\gamma = \alpha'_1 - \tan^{-1} \left[\frac{4 \cdot b}{4 \cdot \alpha - c} \right] = \alpha'_2 + \tan^{-1} \left[\frac{4 \cdot b}{4 \cdot \alpha - c} \right] \quad [6.26]$$

όπου:

α = Σημείο επι της χορδής όπου η γραμμή καμπυλότητας απέχει τη μέγιστη απόσταση από την χορδή.

b = Μήκος της μέγιστης απόστασης, όπως φαίνεται στο σχήμα 6.7.

Η κατανομή του λόγου (t/c) φαίνεται στον Πίνακα 6.1 για την οικογένεια C_1 , και την σειρά NACA-65. Στις αμερικάνικες αεροτομές της NACA εκτός από την κατανομή του πάχους (t/c) ορίζεται και η γραμμή καμπυλότητας. Υπάρχουν μια σειρά από γραμμές καμπυλότητας, η κάθε μια δε γραμμή χαρακτηρίζεται από την τιμή του συντελεστή άντωσης (C_{L0}) που θα είχε η αεροτομή μόνη της. Έτσι, για παράδειγμα ορίζουμε την αεροτομή

NACA - (12) 10

που μας λέει ότι :

- A) Χρησιμοποιήθηκε η κατανομή πάχους NACA-65
- B) Η αντίστοιχη τιμή του $C_{L0} = 12/10 = 1.2$
- Γ) Η μέγιστη τιμή του ολικού πάχους ($= 2 t/c$) ήταν 10%

Η κατανομή του πάχους και της γραμμής καμπυλότητας για $C_{L0} = 1$ δίνονται στον πίνακα 6.1. Για άλλες τιμές του C_{L0} η γραμμή καμπυλότητας αυξομειώνεται αναλογικά (δηλ. η κατανομή αυξάνεται με τον λογο [$C_L/C_{L0} = 1$]).

Η σχέση μεταξύ της γωνίας καμπυλότητας (θ) και του C_{L0} της σειράς NACA-65 φαίνεται στο σχημα 6.8.

Εν γένει η απόδοση της σειράς C_1 με κυκλική γραμμή καμπυλότητας είναι παρεμφερής με την αντίστοιχη της NACA-65.

Ο υπολογισμός της α_2 (ή της δ) και του ζ (ή του $\bar{\omega}$) συνήθως γίνεται με μια από τις πιο γνωστές μεθόδους του Howell ή του Lieblein η του de Haller, (Horlock (1973), AFAPL-TR-78-52, Dixon (1978), Cohen et al (1972), Boyce (2002)).

(i) Μέθοδος του Howell

Η μέθοδος του Howell βασίζεται σε ένα μεγάλο αριθμό πειραματικών δεδομένων για

διαφορετικές γεωμετρίες πτερυγώσεων εργαζόμενων υπό σχετικά χαμηλές ταχύτητες ροής. Τα δεδομένα αυτά δείχνονται στο σχήμα 6.9 ως εκφράσεις ενός συντελεστού απωλειών $\zeta = \Delta P_0 / \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_1 \right)$ και μιας γωνίας εκτροπής $\varepsilon = \alpha_1 - \alpha_2$ συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης $i = \alpha_1 - \alpha'_1$. Είναι εμφανές από το διάγραμμα αυτό ότι πέραν μιας τιμής του i υπάρχει μια δραματική αύξηση των απωλειών πίεσης λόγω αποκόλλησης της ροής στην πλευρά υποπίεσης της πτερύγωσης (suction surface). Ο προσδιορισμός της ακριβούς τιμής αυτού του $i = i_s$ όπου έχουμε αποκόλληση και απώλεια στήριξης είναι φυσικά δύσκολος και το σημείο αποκόλλησης και απώλειας στήριξης (stall point) καθορίζεται σαν το σημείο που αντιστοιχεί στα i_s και ε_s εκείνα όπου έχουμε απώλειες ολικής πίεσης διπλάσιες από τις ελάχιστες της καμπύλης του διαγράμματος. Έτσι μπορούμε να σχεδιάζουμε την πτερύγωση μας για μια προκαθορισμένη λειτουργική συμπεριφορά σε μια προεπιλεγμένη ονομαστική (nominal) συνθήκη λειτουργίας.

Με βάση τα στοιχεία αυτά ο Howell προτείνει μια μέθοδο σχεδιασμού πτερυγώσεων συμπίεστου βασισμένη σε λειτουργία υπό ονομαστική γωνία i (την i^*) τέτοια που να μας δίνει γωνία εκτροπής ε (την ε^*) έτσι ώστε η $\varepsilon^* = \alpha_1^* - \alpha_2^*$ να είναι ίση με το 80% της ε_s . Επιλέγοντας $\varepsilon^* = 0.8 \cdot \varepsilon_s$ για λειτουργία στις συνθήκες σχεδιασμού (design point conditions) είναι μια επιλογή μεταξύ ακραίων περιπτώσεων (i πολύ μικρό ή πολύ μεγάλο). Με $*$ σημειώνουμε τις ποσότητες στις συνθήκες σχεδιασμού. Φυσικά η πτερύγωση θα λειτουργήσει και υπό διαφορετικές συνθήκες (off-design) κατά τον πλήρη κύκλο πτήσης και γι' αυτό θα πρέπει συνήθως να ελέγξουμε τα χαρακτηριστικά λειτουργικής απόδοσης για όλο το εύρος των αναμενόμενων συνθηκών (για μια σειρά π.χ. από i). Ο Howell δε, διαπίστωσε ότι η ε^* συσχετίζεται για ένα μεγάλο αριθμό πτερυγώσεων και ροών ως:

$$\varepsilon^* = f\left(\frac{s}{c}, \alpha_2^*, \text{Re}\right) \quad [6.27]$$

και ο ανωτέρω συσχετισμός είναι ουσιαστικά ανεξάρτητος του θ σε μια μεγάλη περιοχή γωνιών, $20^\circ < \theta < 40^\circ$, όπως συνήθως επιλέγεται για συμπίεστές. Για αριθμό $\text{Re} > 3 \times 10^5$ ο Howell βρήκε ένα απλό συσχετισμό των α_1^*, α_2^* και s/c :

$$\tan \alpha_1^* - \tan \alpha_2^* = \frac{1.55}{1 + 1.5 \cdot \frac{s}{c}} \quad \text{όταν } 0 \leq \alpha_2^* \leq 40 \quad [6.28]$$

από την οποία μπορούμε να προσδιορίσουμε τη γεωμετρία της πτερύγωσης (γ , s/c και θ) λαμβάνοντας υπ' όψη μας και τις παρακάτω παρατηρήσεις. Επιπλέον όταν η α_1 είναι τέτοια ώστε η $\varepsilon = \alpha_1 - \alpha_2$ να είναι ίση με την ε^* , η γωνία απόκλισης δ που της αντιστοιχεί (ή δ^* , όπου $\delta^* = \alpha_2 - \alpha_2'$) δίνεται από τη σχέση:

$$\delta^* = m \cdot \theta \cdot (s/c)^n \quad [6.29]$$

όπου :

$n \cong 1.0$ για τα πρώτα (οδηγά) πτερύγια ενός συμπιεστή

$n \cong 0.5$ για τα υπόλοιπα πτερύγια

Για τη σταθερά m ο Constant (Dixon (1978)) έχει προτείνει $m = 0.26$, αλλά ο Howell προτείνει τη σχέση:

$$m = 0.23 \cdot \left(\frac{2 \cdot a}{c} \right)^2 + 0.1 \cdot \left(\frac{\alpha_2^*}{50} \right) \quad [6.30]$$

όπου :

$a =$ απόσταση (επι της χορδής) από το χείλος προσβολής της αεροτομής όπου έχουμε τη μέγιστη απόκλιση της γραμμής καμπυλότητας

$\alpha_2^* =$ η τιμή της α_2 που αντιστοιχεί στην ε^*

Τότε, φυσικά :

$$\alpha_2^* = \alpha_2' + \delta^* \quad [6.31]$$

Ο Carter δίνει την τιμή του m σαν συνάρτηση του γ για αεροτομές με γραμμή καμπυλότητας κυκλικά ή παραβολικά τόξα, όπως φαίνεται στο σχήμα 6.10.

Η τιμή της ε^* μπορεί επίσης να υπολογισθεί και συναρτήσει των s/c , Re και α_2^* από γενικότερα διαγράμματα.

Π.χ. το σχήμα 6.11α. δίνει την σχέση:

$$\frac{\varepsilon^*}{\Phi \cdot \Psi} = f(\alpha_2^*) \quad [6.32]$$

όπου οι παράμετροι Φ και Ψ υποδηλώνουν την επίδραση του Re και του λόγου (s/c) αντίστοιχα.

Δηλαδή:

$$\Phi = \frac{\varepsilon^* \cdot (Re)}{\varepsilon^* \cdot (Re = 3 \cdot 10^5)} \quad [6.33]$$

και

$$\Psi = \frac{\varepsilon^* \cdot (s/c)}{\varepsilon^* \cdot (s/c = 1)} \quad [6.34]$$

Οι καμπύλες Φ και Ψ φαίνονται στα σχήματα 6.11β και 6.11γ αντίστοιχα. Τότε, αν γνωρίζουμε την ε^* υπολογίζουμε και την i^* (που της αντιστοιχεί) από την σχέση:

$$i^* = \alpha_1^* - \alpha_1' = (\alpha_2^* + \varepsilon^*) - \alpha_1' \quad [6.35]$$

Αν η πραγματική γωνία πρόσπτωσης (i) είναι διαφορετική από την i^* , τότε οι πραγματικές τιμές των ε και C_{DP} μπορούν να υπολογισθούν από το σχήμα 6.12. όπου δίνονται οι σχέσεις:

$$\frac{\varepsilon}{\varepsilon^*} = f\left[\frac{i - i^*}{\varepsilon^*}\right] \quad [6.36]$$

και

$$C_{DP} = f\left[\frac{i - i^*}{\varepsilon^*}\right] \quad [6.37]$$

Ο συντελεστής ζ δίνεται από την σχέση:

$$\zeta = \frac{P_{01} - P_{02}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_{\alpha_{\xi_{0v}}}^2} = \frac{C_D}{\left(\frac{s}{c}\right) \cdot \cos^3(\alpha_m)} \quad [6.38]$$

Από την πραγματική ε , λοιπόν, υπολογίζεται και η πραγματική α_2 κ.λ.π.

Η μέθοδος του Howell μπορεί συνεπώς να χρησιμοποιηθεί με δύο τρόπους:

(Α) Όταν γνωρίζουμε το Re και τις α_1 , α_2 , τότε μπορούμε να θέσουμε $\alpha_1 = \alpha_1^*$, $\alpha_2 = \alpha_2^*$. Αυτό θα μας δώσει τον λόγο s/c . Η τιμή του θ καθορίζεται από τη σχέση:

$$\delta^* = m \cdot \theta \cdot (s/c)^n$$

(Β) Όταν γνωρίζουμε τον λόγο (s/c) τότε είτε διαλέγουμε $\alpha_1 = \alpha_1^*$, είτε θέτουμε $i = 0$ στην συνθήκη σχεδιασμού (design point), είτε λαμβάνουμε συνήθως $-5 \leq i \leq 0$.

Η επίδραση του αριθμού Mach εξαρτάται από τον αριθμό Mach στην είσοδο που θα δώσει κατάσταση στραγγαλισμού (δηλ. τοπικό αριθμό Mach = 1) στον λαιμό (throat) της περυγώσης. Η μέγιστη, λοιπόν, τιμή του αριθμού αυτού στην είσοδο είναι M_m . Αρκετά όμως πριν τον M_m η τιμή του ζ θα αρχίσει να αυξάνεται, και ιδίως πάνω από μια ορισμένη τιμή, τον κρίσιμο αριθμό Mach είσοδου, τον M_c . Σύμφωνα με τον Howell, οι M_m και M_c , για μια τυπική περυγώση (που εξαρτάται, όμως, στις λεπτομερείς τιμές από την μορφή των αεροτομών), είναι συναρτήσεις της γωνίας πρόσπτωσης όπως φαίνεται στο σχήμα 6.13α.

Η μεταβολή της γωνίας εκτροπής ε , (σε σχέση με την αντίστοιχη στην συνθήκη στραγγαλισμού) και του βαθμού απόδοσης η , όπου:

$$\eta = 1 - \frac{\zeta}{C_f \cdot \tan \alpha_m} \quad [6.39]$$

και

$$C_f = 2 \cdot (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2) \quad [6.40]$$

ως προς το λόγο:

$$\frac{M - M_c}{M_m - M_c} \quad [6.41]$$

δίνονται στο σχήμα 6.13β.

(ii) Μέθοδος του Lieblein

Η μέθοδος αυτή αναλύει τις απώλειες σε ολική πίεση από πλευράς οριακού στρώματος πάνω από μια αεροτομή. Το οριακό στρώμα είναι συνάρτηση της κατανομής πίεσης (ή ταχύτητας ή αριθμού Mach) γύρω από μια αεροτομή. Μια τυπική κατανομή ταχύτητας φαίνεται στο σχήμα 6.14α.

Τα δύο οριακά στρώματα πάνω στις δύο πλευρές της αεροτομής συγκλίνουν στο χείλος εκφυγής και δημιουργούν το απόρευμα. Οι απώλειες σε ολική πίεση εκφράζονται μέσω του πάχους ορμής (momentum thickness), θ , του απορεύματος. Το πάχος αυτό εκφράζει τις απώλειες σε κινητική ενέργεια (δηλ. ταχύτητα) και ορίζεται ως:

$$\theta = \int_{\delta_p}^{\delta_s} \frac{V}{V_\infty} \left(1 - \frac{V}{V_\infty} \right) dy \quad [6.42]$$

Το μέγεθος του θ εξαρτάται άμεσα από τον ρυθμό που μεταβάλλεται η ταχύτητα πάνω από την αεροτομή και ιδιαίτερα στο κυρτό μέρος (suction side). Όταν εμφανίζεται έντονη επιβράδυνση (deceleration) της ταχύτητας, η τιμή του θ αυξάνεται γρήγορα και υπάρχει κάποιο όριο επιβράδυνσης γιατί μετά επέρχεται αεροδυναμική αποκόλληση (separation) και αεροδυναμική απώλεια στήριξης (stall).

Ο Lieblein παρατήρησε ότι το θ συσχετίζεται, για τις αεροτομές NACA-65 και τις Βρετανικές τύπου C₄, με ένα συντελεστή διάχυσης (Diffusion factor, D). Η σχέση φαίνεται και στο σχήμα 6.15.

Η σχέση αυτή προσεγγίζεται από την εξίσωση:

$$\frac{\theta}{c} = \frac{0.004}{1 - 1.17 \cdot \ln(D)} \quad [6.43]$$

όπου:

$$D = \frac{C_{\max,s}}{C_2} = \frac{\text{μέγιστη ταχύτητα στην κυρτή πλευρά}}{\text{ταχύτητα εξόδου}} \quad [6.44]$$

όπου οι $C_{\max,s}$ και C_2 ορίζονται στο σχήμα 6.14α.

Το πάχος θ εκφράζει τις απώλειες μέσω των σχέσεων:

$$\bar{\omega} = \frac{P_{01} - P_{02}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_1^2} = 2 \cdot \left(\frac{\theta}{c}\right) \cdot \left(\frac{c}{s}\right) \cdot \frac{\cos^2(\alpha_1)}{\cos^3(\alpha_2)} \quad [6.45]$$

και :

$$\zeta = 2 \cdot \left(\frac{\theta}{c}\right) \cdot \left(\frac{c}{s}\right) \cdot \frac{1}{\cos^3(\alpha_2)} = \frac{P_{01} - P_{02}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_x^2} \quad [6.46]$$

Επειδή η τιμή της ταχύτητας $C_{\max,s}$ δεν είναι άμεσα γνωστή, ο Lieblein αντί για τον λόγο D χρησιμοποιεί έναν ισοδύναμο λόγο (Deq).

Στη γωνία πρόσπτωσης αναφοράς ($i = i_{\text{ref}}$), οι απώλειες είναι ελάχιστες και ο λόγος Deq δίνεται από την σχέση:

$$\text{Deq} = \frac{\cos \alpha_2}{\cos \alpha_1} \cdot \left[1.12 + 0.61 \cdot \left(\frac{s}{c}\right) \cdot \cos^2(\alpha_1) \cdot (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2) \right] \quad [6.47]$$

Σε διαφορετικές γωνίες πρόσπτωσης έχουμε:

$$\text{Deq} = \frac{\cos \alpha_2}{\cos \alpha_1} \cdot \left[1.12 + \kappa \cdot (i - i_{\text{ref}})^{1.43} + 0.61 \cdot \left(\frac{s}{c}\right) \cdot \cos^2(\alpha_1) \cdot (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2) \right] \quad [6.48]$$

όπου :

$\kappa = 0.0117$ για NACA-65 και

$\kappa = 0.007$ για τύπου C_4 με γραμμή καμπυλότητας τόξο κύκλου

Μια, κάπως διαφορετική, έκφραση των απωλειών μας δίνεται όταν χρησιμοποιήσουμε

τον συντελεστή διάχυσης D_1 , όπου (λαμβάνοντας υπ' όψιν την στρεφόμενη πτερύγωση):

$$D_1 = 1 - \frac{W_2}{W_1} + \frac{C_{y2} - C_{y1}}{2 \cdot \left(\frac{c}{s}\right) \cdot W_1} = 1 - \underbrace{\frac{W_2}{W_1}}_{\text{αριθμός de Haller}} + \frac{\Delta C_y}{2W_1} \cdot \frac{s}{c} = 1 - \underbrace{\frac{W_2}{W_1}}_{\text{αριθμός de Haller}} + \frac{C_x(\tan a_2 - \tan a_1)}{2W_1} \cdot \frac{s}{c} \quad [6.49]$$

Τότε, η σχέση $\theta/c = f(D_1)$ δίνεται στο σχήμα 6.16. Γενικά ο παράγων διάχυσης D_1 πρέπει να είναι <0.4 για το άκρο του στροφείου και <0.6 για τη βάση του στροφείου και του στάτορα για αποφυγή αεροδυναμικής απώλειας στήριξης.

Εδώ ο συντελεστής απωλειών $\bar{\omega}_1$ είναι:

$$\bar{\omega}_1 = \left(\frac{\theta}{c}\right) \cdot \left(\frac{c}{s}\right) \cdot \frac{1}{\cos \alpha_2} \cdot \frac{P_{01} - P_2}{P_{01} - P_1} \quad [6.50]$$

Εν γένει, σε μια πτερύγωση συμπίεστή θα πρέπει να έχουμε : $D_1 \leq 0.6$

Ο συντελεστής $\bar{\omega}_1$ μπορεί να μετατραπεί στη μορφή :

$$\bar{\omega}_1 = \left(\frac{\cos \alpha_1}{\cos \alpha_2}\right)^2 \cdot \left(\frac{c}{s}\right) \cdot \frac{1}{\cos \alpha_2} \cdot \left(\frac{\theta}{c}\right) \quad [6.51]$$

και η σχέση :

$$\omega_1 \cdot \left(\frac{\cos \alpha_2}{2 \cdot s}\right) \cdot \left(\frac{\cos \alpha_2}{\cos \alpha_1}\right)^2 = f(D_1)$$

φαίνεται στο σχήμα 6.16.

Ένα ακόμη απλό κριτήριο που χρησιμοποιείται για έλεγχο της αεροδυναμική απώλειας στήριξης μιας αεροτομής πτερύγωσης συμπίεστή είναι το κριτήριο του de Haller (ιδέ και σχέση 6.49) που υπαγορεύει απλά ότι πρέπει να ισχύει:

$$\frac{W_2}{W_1} \geq 0.72 \text{ (αριθμός de Haller)} \Rightarrow \frac{W_1}{W_2} \leq 1.428 \quad [6.52]$$

όπου W είναι η σχετική ταχύτητα της αεροτομής στην στρεφόμενη πτερύγωση (σχήμα 5.3).

6.4 ΕΜΠΕΙΡΙΚΕΣ ΣΧΕΣΕΙΣ ΓΙΑ ΠΤΕΡΥΓΩΣΕΙΣ (ΑΞΟΝΙΚΟΥ) ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ

Όπως στην περίπτωση του συμπίεστη, έτσι και για τους στροβίλους έχουν αναπτυχθεί εμπειρικές σχέσεις που μας δίνουν την απόκλιση (δ) και τον συντελεστή απωλειών. Επίσης έχουν αναπτυχθεί οικογένειες αεροτομών όπως οι Βρετανικές C_4 και T_6 και οι Αμερικάνικες της NACA.

Τα βασικά προφίλ για τις Βρετανικές αεροτομές C_4 και T_6 φαίνονται στον Πίνακα 6.2 μαζί με μια απεικόνιση αυτών για ευθεία κεντρική γραμμή. Πέρα από την κατανομή του πάχους (t/c) δίνονται οι ακτίνες των κύκλων που δίνουν το χείλος προσβολής (leading edge) και το χείλος εκφυγής (trailing edge) σε εκατοστά του 0.1c.

Η NACA έχει αναπτύξει και αυτή δύο σειρές αεροτομών την A_3K_7 και την $B_1E_1T_1$. Η πρώτη έχει αναπτυχθεί για πτερυγώσεις αντίδρασης (reaction), όπου έχουμε επιτάχυνση της ροής (αύξηση της ταχύτητας). Η γραμμή καμπυλότητας δίνει το μεγαλύτερο ποσοστό εκτροπής (ε) στο αρχικό μέρος του διάκενου μεταξύ δύο αεροτομών, όπου και ο αριθμός Mach είναι μικρός. Η δεύτερη σειρά χρησιμοποιείται σε πτερυγώσεις με σχεδόν μηδενική αντίδραση, με πιο ομοιόμορφη κατανομή φόρτισης κατά μήκος της χορδής και με μικρότερο «μέσο» αριθμό Mach στο όλο διάκενο. Τα χαρακτηριστικά των αεροτομών A_3K_7 και $B_1E_1T_1$ φαίνονται στον Πίνακα 6.3.

Οι γραμμές καμπυλότητας (για $C_L = 1$) και οι κατανομές πάχους φαίνονται στο σχήμα 6.17. Όπως και στην περίπτωση των αεροτομών NACA-65, όταν απαιτηθεί μια διαφορετική τιμή του C_L , τότε για την ίδια τιμή του X_c , βάζουμε :

$$y_c = y_{c,C_L=1} \cdot C_L \quad [6.53]$$

όπου η $y_{c,C_L=1}$ δίνεται στους παραπάνω πίνακες.

Στις πτερυγώσεις των στροβίλων, εν γένει, η εκτροπή της ροής και οι ανομοιομορφίες της ροής στην έξοδο είναι αισθητά μεγαλύτερες από την περίπτωση των συμπίεστών.

Έτσι, η μέση γωνία εξόδου (α_2) και η αντίστοιχη απώλεια σε ολική πίεση ορίζονται ως ακολούθως:

$$\tan \alpha_2 = \frac{\int \rho \cdot C_x \cdot C_y \, dy}{\int \rho \cdot C_x^2 \, dy} \quad [6.54]$$

και:

$$\Delta P_0 = \frac{\int_0^s \rho \cdot C_x \cdot (P_{01} - P_{02}) ds}{\int_0^s \rho \cdot C_x ds} \quad [6.55]$$

Μερικές φορές, επειδή ο αριθμός Mach είναι συνήθως υψηλός, αντί για τον όρο $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_1^2$ $\left(\text{ή } \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_x^2 \right)$ χρησιμοποιούμε τους όρους $(P_{01} - P_1)$ ή $(P_{02} - P_2)$ για να αδιαστατοποιήσουμε τις απώλειες.

Οι τυπικές μεταβολές της α_2 και του συντελεστή απωλειών :

$$\left(\frac{P_{01} - P_{02}}{P_{02} - P_2} \right) \quad [6.56]$$

φαίνονται στο σχήμα 6.18.

Όπως φαίνεται, η γωνία α_2 μεταβάλλεται λίγο με τη γωνία πρόσπτωσης. Κάτι παρόμοιο συμβαίνει και με τον συντελεστή απωλειών, μέχρι κάποια τιμή της γωνίας πρόσπτωσης, όπου αρχίζει να αυξάνει πολύ γρήγορα. Επίσης οι πτερυγώσεις αντίδρασης εμφανίζουν, εν γένει, μεγαλύτερες απώλειες από τις πτερυγώσεις ώσης (impulse, δηλ. μηδενικής αντίδρασης).

Οι εμπειρικές σχέσεις είναι τριών ειδών :

(i) Σχέσεις για τη γωνία εξαγωγής

Εδώ οι κύριες μεταβλητές είναι η καμπυλότητα της γραμμής καμπυλότητας και ο αριθμός Mach M_2 .

Αν η γραμμή καμπυλότητας είναι ευθεία γραμμή μεταξύ του λαιμού (throat) και του χείλους εκφυγής και για $0 < M_2 < 0.5$, υπάρχει μεταξύ της α_2 και της ποσότητας $\cos^{-1}(o/s)$ η σχέση που φαίνεται στο σχήμα 6.19α.

Αν η γραμμή καμπυλότητας στην περιοχή αυτή είναι τόξο κύκλου με ακτίνα (e), για $0 \leq M_2 \leq 0.5$ έχουμε :

$$\alpha_2(e) = \alpha_2^* - 4 \cdot \left(\frac{s}{e} \right) \quad [6.57]$$

(α_2 σε μοίρες), όπου α_2^* είναι η αντίστοιχη τιμή της α_2 για $e \rightarrow \infty$, όπως φαίνεται στο σχήμα 6.19 και το e υπολογίζεται από σχέσεις που δίδονται παρακάτω.

Για $e \rightarrow \infty$, και για $M_2 = 1.0$ η α_2 δίνεται από την σχέση :

$$\alpha_2 = \cos^{-1}(o/s) \quad [6.58]$$

ενώ για πεπεράσμενη ακτίνα e , έχουμε :

$$\alpha_2 = \cos^{-1}(o/s) - f \cdot \sin^{-1}(o/s) \quad [6.59]$$

όπου η παράμετρος f είναι συνάρτηση του (s/e) και δίνεται γραφικά στο σχήμα 6.19.

Για τιμές του M_2 μεταξύ 0.5 και 1.0, η τιμή της γωνίας α_2 ευρίσκεται με γραμμική παρεμβολή μεταξύ των αντίστοιχων τιμών όταν $M_2 = 0.5$ και $M_2 = 1.0$

Μια άλλη μέθοδος είναι αυτή του Carter που συναντήσαμε και στους συμπιεστές (και που ισχύει για ασυμπίεστη ροή) όπου μας δίνεται η γωνία απόκλισης (δ) μέσω της σχέσης :

$$\delta = m \cdot \theta \cdot \sqrt{s/c} \quad [6.60]$$

με :

$$\alpha_2 = \alpha'_2 - \delta \quad [6.61]$$

και τη μεταβλητή (m) την παίρνουμε από το σχήμα 6.20, συναρτήσει της γωνίας πλευρίσματος (stagger angle) γ .

Η πρώτη μέθοδος είναι, όμως, πιο διαδεδομένη και ισχύει και για ατμοστροβίλους. Μια κάπως διαφορετική έκφραση της μεθόδου αυτής δίνεται από τους Ainley-Mathieson, όπου για $0 \leq M_2 \leq 0.5$ έχουμε:

$$\alpha_2 = F \cdot (\cos^{-1}(o/s)) + 4 \cdot (s/e) \quad [\text{σε μοίρες}] \quad [6.62]$$

με

$$F \cdot (\cos^{-1}(o/s)) = -11.15 + 1.154 \cdot \cos^{-1}(o/s) \quad [6.63]$$

$$e = \frac{j^2}{(8 \cdot z)} \quad [6.64]$$

όπου τα j , z ορίζονται στο σχήμα 6.19

Για $M_2 = 1.0$, έχουμε:

$$\alpha_2 = \cos^{-1}\left(\frac{A_1}{A_{n2}}\right) \quad [6.65]$$

όπου :

A_t = εμβαδόν του ανοίγματος μεταξύ δύο πτερυγίων στο επίπεδο του λαιμού

A_{n2} = αντίστοιχο εμβαδόν στην έξοδο

(ii) Σχέση για τον βέλτιστο λόγο (s/c)

Η σχέση αυτή μας δίνεται από το κριτήριο του Zweifel.

Σύμφωνα με το κριτήριο αυτό πρέπει να ισχύει:

$$2 \cdot (s/b) \cdot \cos^2(\alpha_2) \cdot (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2) = 0.8 \quad [6.66]$$

όπου :

b = αξονική χορδή

c = $b/\cos(\gamma)$ [γ = γωνία πλευρίσματος]

Από την πράξη, πάντως, έχει βρεθεί ότι το κριτήριο αυτό δίνει όντως τον βέλτιστο λόγο (s/c) μόνο όταν $60^\circ \leq \alpha_2 \leq 70^\circ$.

(iii) Σχέσεις για τον υπολογισμό του συντελεστή απωλειών

Για τον υπολογισμό των απωλειών έχουν αναπτυχθεί διάφοροι μέθοδοι όπως του Soderberg, των Ainley και Mathieson, του Traupel, των Craig και Cox, κλπ. Οι μέθοδοι αυτοί έχουν αναπτυχθεί με βάση τις πειραματικές μετρήσεις σε σειρές πτερυγώσεων που χρησιμοποίησε η κάθε ομάδα και η ακρίβεια των μεθόδων θα πρέπει να θεωρείται καλή μόνον για τις πτερυγώσεις που χρησιμοποιήθηκαν για την ανάπτυξή τους.

Παρακάτω θα γίνει παρουσίαση των μεθόδων των Ainley-Mathieson και του

Soderberg.

Εν γένει οι ολικές απώλειες χωρίζονται σε τρεις υποπεριπτώσεις :

- Απώλειες λόγω επιφανειακών επιδερμικών τριβών (profile losses).
- Απώλειες λόγω δευτερογενών ροών στο διάκενο μεταξύ δύο πτερυγίων (secondary losses).
- Απώλειες λόγω διαρροών στα άκρα του πτερυγίου (Tip leakage losses).

Εδώ θα εξετάσουμε την πρώτη υποπερίπτωση. Οι άλλες δύο θα αναλυθούν στην παράγραφο περί δευτερογενών ροών.

Οι Ainley και Mathieson χρησιμοποιούν τον συντελεστή απωλειών :

$$Y_p = \frac{P_{01} - P_{02}}{P_{02} - P_2} \quad [6.67]$$

Μας δίνουν δε δύο συσχετίσεις του $Y_p = Y_p(\alpha_1)$ όταν η γωνία πρόσπτωσης (i) είναι ίση με το μηδέν ($i = 0$). Η πρώτη μας δίνει την σχέση:

$$Y_p = Y_p(s/c, \alpha_2) \text{ για } \alpha_1 = 0 \quad [6.68]$$

και η δεύτερη την σχέση:

$$Y_p = Y_p(s/c, \alpha_2) \text{ για } \alpha_1 = \alpha_2 \quad [6.69]$$

Τα διαγράμματα των σχέσεων αυτών φαίνονται στο σχήμα 6.21

Οι καμπύλες αυτές ισχύουν για $(t_{αερ}/c) = 0.2$, $Re = 2 \times 10^5$ και $M_2 < 0.6$ όπου $t_{αερ}$ είναι το πάχος της αεροτομής.

Για όλους τους άλλους συνδυασμούς των γωνιών α_1, α_2 (αλλά με τον ίδιο λόγο s/c) και για γωνία πρόσπτωσης μηδενική ($i = 0$) έχουμε :

$$Y_{p(i=0)} = \left\{ Y_{p(\alpha_1=0)} + \left(\frac{\alpha_1}{\alpha_2} \right)^2 \cdot [Y_{p(\alpha_1=\alpha_2)} - Y_{p(\alpha_1=0)}] \right\} \cdot \left\{ \frac{t_{αερ}/c}{0.2} \right\}^{\alpha_1/\alpha_2} \quad [6.70]$$

Η εξίσωση αυτή ισχύει για την περιοχή $0.15 \leq t/c \leq 0.25$. Εάν το t/c είναι

μεγαλύτερο ή μικρότερο από τις οριακές τιμές ο Ainley συνιστά το $Y_{p(i=0)}$ να υπολογίζεται στο όριο (δηλ. με $t/c = 0.15$ ή 0.25), όπου τα $Y_{p(\alpha_1=0)}$, $Y_{p(\alpha_1=\alpha_2)}$ αφορούν την ίδια γωνία α_2 όπως και η υπόψη πτερύγωση. Για πτερύγια ρότορα θέτουμε $\beta_2 \rightarrow \alpha_1$ και $\beta_3 \rightarrow \alpha_2$.

Για την περίπτωση που η γωνία πρόσπτωσης (i) δεν είναι μηδενική χρησιμοποιείται η διόρθωση του σχήματος 6.22α.

Η γωνία πρόσπτωσης i_s στο σχήμα αυτό είναι η γωνία όπου έχουμε απώλεια στήριξης της αεροτομής στην πτερύγωση. Ορίζεται δε σαν την γωνία i όπου έχουμε λόγο συντελεστών απωλειών :

$$Y_{p(i)}/Y_{p(i=0)} = 2.0 \quad [6.71]$$

Η τιμή της i_s στην μέθοδο αυτή υπολογίζεται ως εξής :

- Πρώτα υπολογίζουμε την i_s για ισοδύναμη πτερύγωση με τις ίδιες α_1 , α_2 αλλά για $s/c = 0.75$ από το σχήμα 6.22β.
- Από το σχήμα 6.22γ υπολογίζουμε την : $\Delta_{i_s} = i_s - i_s(s/c = 0.75)$

Οι παραπάνω υπολογισμοί αφορούν αεροτομές όπου το πάχος στο χείλος εκφυγής είναι 2 % της χορδής. Για διαφορετικό πάχος ο λόγος

$$\frac{Y_p}{Y_{p(t/c=0.02)}} \quad [6.72]$$

δίνεται από το σχήμα 6.23.

Η καμπύλη αυτή προσεγγίζεται και απο την εξίσωση :

$$Y_p = Y_{p(t/c=0.02)} \cdot \left[1 + 7 \cdot \left(\frac{t_{te}}{c} - 0.02 \right) \right] \quad [6.73]$$

Μια άλλη έκφραση για την διόρθωση αυτή είναι του Markon όπου :

$$\xi_p = \xi_{p(te=t_{e_0})} + 0.4 \cdot \frac{t_e - t_{e_0}}{s \cdot \cos \alpha_2} \quad [6.74]$$

με :

$$\xi_p = \frac{h_2 - h_{2s}}{\frac{1}{2} \cdot C_x^2} \quad [6.75]$$

Για την επίδραση του αριθμού Mach M_2 , οι Kacker και Okarui προτείνουν την διόρθωση της τιμής των Ainley-Mathieson ως :

$$Y_p = \frac{2}{3} \cdot Y_{A-M} \cdot \left[1 - \left(\frac{M_1}{M_2} \right)^2 \cdot (1 - K_1) \right] \quad [6.76]$$

όπου ο συντελεστής K_1 μεταβάλλεται γραμμικά μεταξύ 1 (για $M_2 = 0.2$) και 0 (για $M_2 = 1.0$).

Ο συντελεστής (2/3) δεν αφορά τον αριθμό Mach στην διόρθωση αυτή αλλά αντικατοπτρίζει το γεγονός ότι οι σύγχρονες αεροτομές των πτερυγώσεων στροβίλου έχουν μικρότερες απώλειες που είναι της τάξης των δύο-τρίτων αυτών που υπολόγιζαν οι Ainley και Mathieson. Μια άλλη μορφή της διόρθωσης αυτής είναι ως ακολούθως :

$$Y_p = Y_{pA-M} \cdot [1 + 60 \cdot (M - 1)^2] \quad [6.77]$$

όπου ο Mach υπολογίζεται για το ρότορα με την ταχύτητα w_{3rel} και για το στάτορα με την ταχύτητα C_2 .

Για την επίδραση του αριθμού Reynolds, οι A-M προτείνουν να ληφθεί αυτό υπόψη μόνο στους υπολογισμούς του βαθμού απόδοσης όλης της βαθμίδας.

Οι παραπάνω υπολογισμοί αφορούν την περίπτωση όπου $Re = 2 \cdot 10^5$ και :

$$Re = \frac{C_2 \cdot c}{\nu_{εξόδου}} \quad [6.78]$$

Για $Re \neq 2 \cdot 10^5$ προτείνουν :

$$\frac{1-\eta}{1-\eta_0} = \left(\frac{Re}{Re_0} \right)^{-0.2}, \quad Re_0 = 2 \cdot 10^5 \quad [6.79]$$

Μια άλλη μέθοδος υπολογισμού των απωλειών είναι αυτή του Soderberg. Για πτερύγια που λειτουργούν με τον βέλτιστο λόγο s/c (κατά Zweifel) σε $Re = 2 \cdot 10^5$ και λόγο εκπετάσματος $h_B/b = 3$ ο ονομαστικός συντελεστής απωλειών ζ^* ($\lambda \equiv \zeta$) είναι συνάρτηση της γωνίας απόκλισης $\varepsilon = \alpha_1 + \alpha_2$ και με $\frac{t_{\max}}{c} \approx 0.2$ έχουμε:

$$\zeta^* = 0.04 + 0.06 \cdot \left(\frac{\varepsilon}{100} \right)^2 \quad (\text{ισχύει για } \varepsilon \leq 120^\circ) \quad [6.80]$$

Για $\frac{h_B}{b} \neq 3$ η ανωτέρω έκφραση διορθώνεται ως εξής :

$$\text{Για στάτορα :} \quad 1 + \zeta_1 = (1 + \zeta^*) \cdot \left(0.993 + 0.021 \cdot \frac{\cos \gamma}{h_B} \right) \quad [6.81]$$

$$\text{Για ρότορα :} \quad 1 + \zeta_1 = (1 + \zeta^*) \cdot \left(0.975 + 0.075 \cdot \frac{\cos \gamma}{h_B} \right) \quad [6.82]$$

Για $Re \neq 2 \cdot 10^5$ μια περαιτέρω διόρθωση είναι:

$$\zeta_2 = \left(\frac{10^5}{Re} \right)^{\frac{1}{4}} \cdot \zeta_1 \quad [6.83]$$

όπου:

$$Re = \frac{\rho_2 \cdot C_2 \cdot D_{h_B}}{\mu} \quad \text{και} \quad D_{h_B} = \frac{2 \cdot s \cdot h_B \cdot \cos \alpha_2}{(s \cdot \cos \alpha_2 + h_B)} \quad [6.84]$$

Μια άλλη έκφραση του συντελεστή απωλειών είναι:

$$\zeta_B = \left(\frac{10^5}{\text{Re}}\right)^{1/4} [(1 + \omega_\theta)(0.975 + 0.075/\text{AR}) - 1] \cdot \omega_i \quad [6.80']$$

όπου $\text{AR}=(h_B/c)$, ω_θ και ω_i είναι παράγοντες απωλειών λόγω γεωμετρίας και γωνίας πρόσπτωσης (από σχήμα 6.23) και $\text{Re}=C_3 D_n/v$, όπου $D_n=(2AR s \sin\alpha_2)/(c/s \sin\alpha_2 + \text{AR})$

6.5 ΔΕΥΤΕΡΟΓΕΝΕΙΣ ΡΟΕΣ ΚΑΙ ΛΟΙΠΕΣ ΑΠΩΛΕΙΕΣ (Horlock (1973), Dixon (1978), Cohen et al (1972), Boyce (2002))

Το πραγματικό πεδίο ροής στο διάκενο μεταξύ δύο πτερυγίων ενός στροβίλου ή ενός συμπίεστη δεν είναι απλώς η σύνθεση των πτερυγώσεων όλων των αεροτομών που απαρτίζουν τα πτερύγια. Στην πράξη εμφανίζονται και στροβιλισμοί, που οφείλονται είτε στην παρουσία ζωνών ιξώδους ροής είτε στην τάση της ροής να περνά από την περιοχή υψηλής πίεσης στην αντίστοιχη χαμηλής πίεσης στο άκρο του πτερυγίου.

Τα φαινόμενα ροής λόγω της εμφάνισης στροβιλισμών ένεκα της ιξώδους ροής αποκαλούνται δευτερογενή (secondary). Επειδή δε, οι στροβιλισμοί αυτοί ανακατατάσσουν τις κατευθύνσεις της ροής διαφορετικά από ότι υπέθεσε η απλή θεωρία των πτερυγώσεων, εμφανίζεται συνήθως μείωση στην απόδοση της βαθμίδας. Οι απώλειες αυτές αποκαλούνται δευτερογενείς απώλειες (secondary losses).

Οι στροβιλισμοί αυτοί προέρχονται κυρίως από την συστροφή της εγκάρσιας συνιστώσας (ω_1) του διανύσματος της στροβιλότητας $\vec{\omega}$ (σχήμα 6.24). Η συστροφή αυτή στην έξοδο του διακένου δημιουργεί συνιστώσα στροβιλότητας παράλληλη προς τη ροή (ω_s). Δεν είναι βέβαια απλή η όλη συστροφή, αλλά, κατά προσέγγιση, θεωρούμε ότι δημιουργείται ένα σύστημα από δύο στροβιλισμούς (δίνες), όπως φαίνεται στο σχήμα 6.24.

Κατά προσέγγιση:

$$\omega_1 = \frac{\partial u_1}{\partial z} \quad [6.85]$$

όπου z είναι η απόσταση από το τοίχωμα.

Αν η γωνία εκτροπής (ε) δεν είναι πολύ μεγάλη, τότε κατά προσέγγιση, στην έξοδο έχουμε :

$$\omega_s = -2 \cdot \varepsilon \cdot \frac{du_1}{dz} \quad [6.86]$$

Η στροβιλότητα αυτή επιφέρει μεταβολή στην γωνία εξόδου α_2 . Μια τυπική μορφή της μεταβολής αυτής φαίνεται στο σχήμα 6.25.

Η ροή, λοιπόν, συστρέφεται περισσότερο κοντά στο τοίχωμα και λιγότερο μακριά απ' αυτό σε σχέση με την γωνία που προβλέπει η θεωρία των πτερυγώσεων. Η υπερβολική συστρόφη είναι συνήθως παράγοντας που επιταχύνει την απώλεια στήριξης των πτερυγίων.

Στην συνιστώσα ω_s θα πρέπει επίσης να προστεθεί και η στροβιλότητα του χείλους εκφυγής (trailing edge shed vorticity) προερχόμενη και αυτή εκ της πεταλοειδούς δίνης (horseshoe vortex), όπως φαίνεται στο σχήμα 6.26.

Έχουν προταθεί διάφορες μέθοδοι υπολογισμού της ω_s με αμφιλεγόμενη επιτυχία, ιδίως σε μεγάλες τιμές της γωνίας εκτροπής ε .

Τέτοιες σχέσεις είναι για παράδειγμα (Horlock (1973), Dixon (1978), Cohen et al (1972)):

(α) Squire και Winter

$$\omega_s = 2 \cdot \varepsilon \cdot \frac{du_1}{dz} = 2 \cdot (\alpha_1 + \alpha_2) \cdot \frac{du_1}{dz} \quad [6.87]$$

(β) Hawthorne

$$\left(\frac{\omega_s}{u} \right)_2 - \left(\frac{\omega_s}{u} \right)_1 = 2 \cdot \int \frac{\bar{V} \cdot P_0}{\rho} \cdot \frac{1}{u^2} d\varepsilon \quad [6.88]$$

(γ) Lakshminarayana και Horlock

$$\omega_s = \frac{1}{\cos \alpha_1 \cdot \cos \alpha_2} \cdot \left[(\alpha_1 + \alpha_2) + \frac{\sin(2 \cdot \alpha_1) + \sin(2 \cdot \alpha_2)}{2} \right] \cdot \frac{du_1}{dz} \quad [6.89]$$

Στην εκτίμηση των απωλειών ολικής πίεσης, όπως για τις απώλειες λόγω του οριακού στρώματος στην επιφάνεια των αεροτομών έτσι και για τις δευτερογενείς ροές έχουν αναπτυχθεί και διάφορες μέθοδοι (εμπειρικής) εκτίμησης αυτών.

- (α) Για τους συμπιεστές
Ο Howell προτείνει :

$$C_{Ds} = 0.018 \cdot C_L^2 \quad [6.90]$$

όπου :

$$C_D = \bar{\omega} \cdot \left(\frac{s}{c}\right) \cdot \frac{\cos^3(\alpha_m)}{\cos^2(\alpha_1)} = \zeta \cdot \left(\frac{s}{c}\right) \cdot \cos^3(\alpha_m) \quad [6.91]$$

C_L = συντελεστής άντωσης της αεροτομής

- (β) Για τους στροβίλους
Οι Ainley-Mathieson δίνουν :

$$Y_s = \lambda \cdot z \quad , \quad z = \left[\frac{C_L}{s/c}\right]^2 \cdot \frac{\cos^2(\alpha_2)}{\cos^3(\alpha_m)} \quad (\text{για ρότορα}) \quad [6.92]$$

όπου :

$$\lambda = f \left\{ \frac{(A_2/A_1)^2}{[1 + (D_h/D_t)]} \right\} \quad [6.93]$$

όπως φαίνεται στο σχήμα 6.27.

Εδώ A_1 , A_2 είναι τα εμβαδά των επιπέδων εισόδου/εξόδου του διάκενου των πτερυγίων, κάθετα προς τις ταχύτητες C_1 , C_2 και D_h , D_t είναι οι διάμετροι της βάσης και του άκρου των πτερυγίων.

Οι Dunham και Came διόρθωσαν την παραπάνω σχέση έτσι ώστε να δίνει ικανοποιητικά αποτελέσματα και για πτερύγια μικρού ύψους, δίνοντας την σχέση :

$$Y_s = 0.0334 \cdot \left(\frac{c}{h_B}\right) \cdot \left(\frac{\cos \alpha_2}{\cos \alpha_1}\right) \cdot z \quad [6.94]$$

όπου : h_B = ύψος των πτερυγίων

Η μεταβολή της z με τις γωνίες α_1, α_2 φαίνεται στο σχήμα 6.28.

Η άλλη μεγάλη πηγή απωλειών είναι το διάκενο μεταξύ των πτερυγίων και του κελύφους που περιβάλλει αυτά. Στην περίπτωση των κινητών πτερυγίων το διάκενο αυτό εμφανίζεται στο άκρο του πτερυγίου μεταξύ αυτού και του κελύφους της μηχανής. Στα ακίνητα πτερύγια είναι στη βάση του πτερυγίου.

Ανάλογα λοιπόν με το είδος της μηχανής οι εμπειρικές σχέσεις που έχουν αναπτυχθεί είναι (Horlock (1973), Dixon (1978), Cohen et al (1972)):

(α) Για τους συμπιεστές

$$C_{DC} = 0.29 \cdot \left(\frac{k}{c}\right) \cdot (C_L)^{3/2} \quad [6.95]$$

k = πάχος διακένου μεταξύ πτερυγίου και κελύφους, σχήμα 6.24.

Εδώ συνήθως επιπροστίθενται και οι απώλειες λόγω οριακού στρώματος στο κέλυφος και στο τύμπανο (annulus drag), σχήμα 6.24.

$$C_{DA} = 0.02 \cdot \left(\frac{s}{h_B}\right) \quad [6.96]$$

(β) Για τους στροβίλους

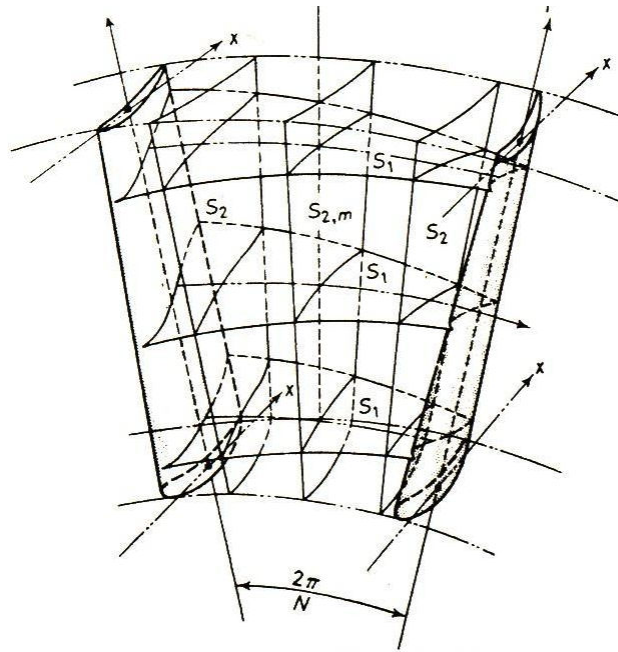
Οι Ainley-Mathieson δίνουν:

$$Y_\kappa = B \cdot \left(\frac{c}{h_B}\right) \cdot \left(\frac{k}{c}\right)^{0.78} \cdot z \quad [6.97]$$

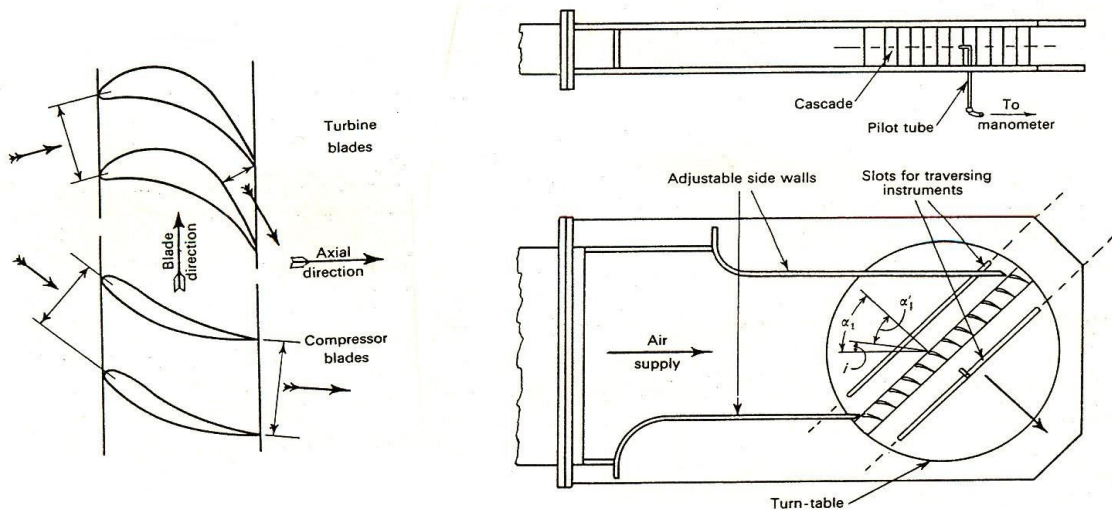
όπου :

$B = 0.5$ για απλό διάκενο (σχήμα 6.26)

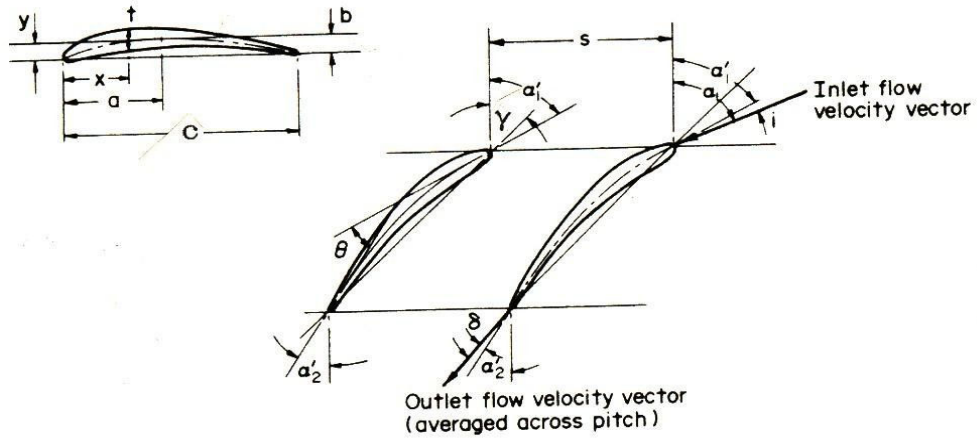
$= 0.25$ όταν τα άκρα των πτερυγίων εισέρχονται σε εσοχή



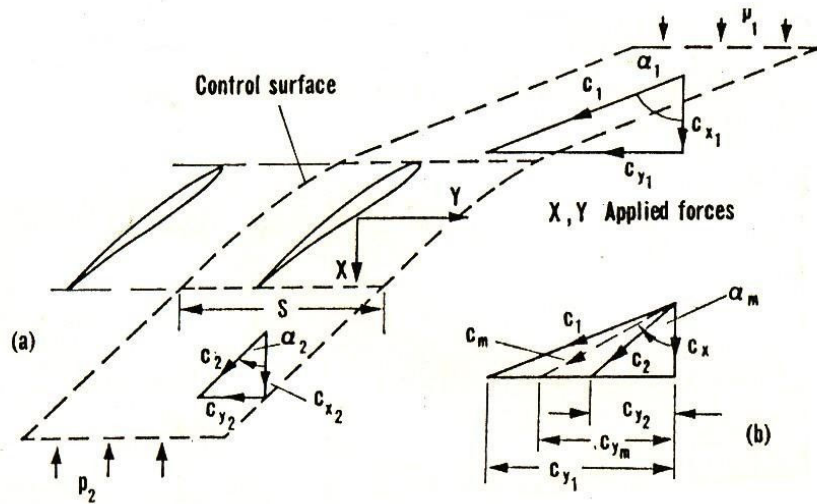
Σχήμα 6.1 Διαχωρισμός του πεδίου ροής σε επίπεδα ανάλυσης



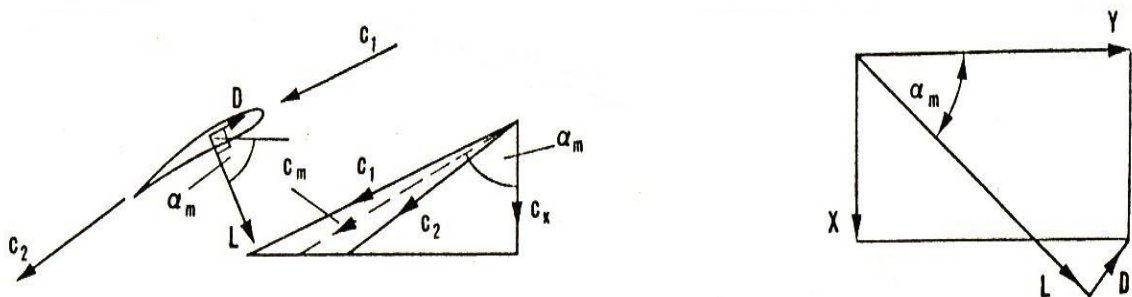
Σχήμα 6.2 Τυπικές πτερυγώσεις στροβιλομηχανών και η μέτρησή τους σε αεροσήραγγα



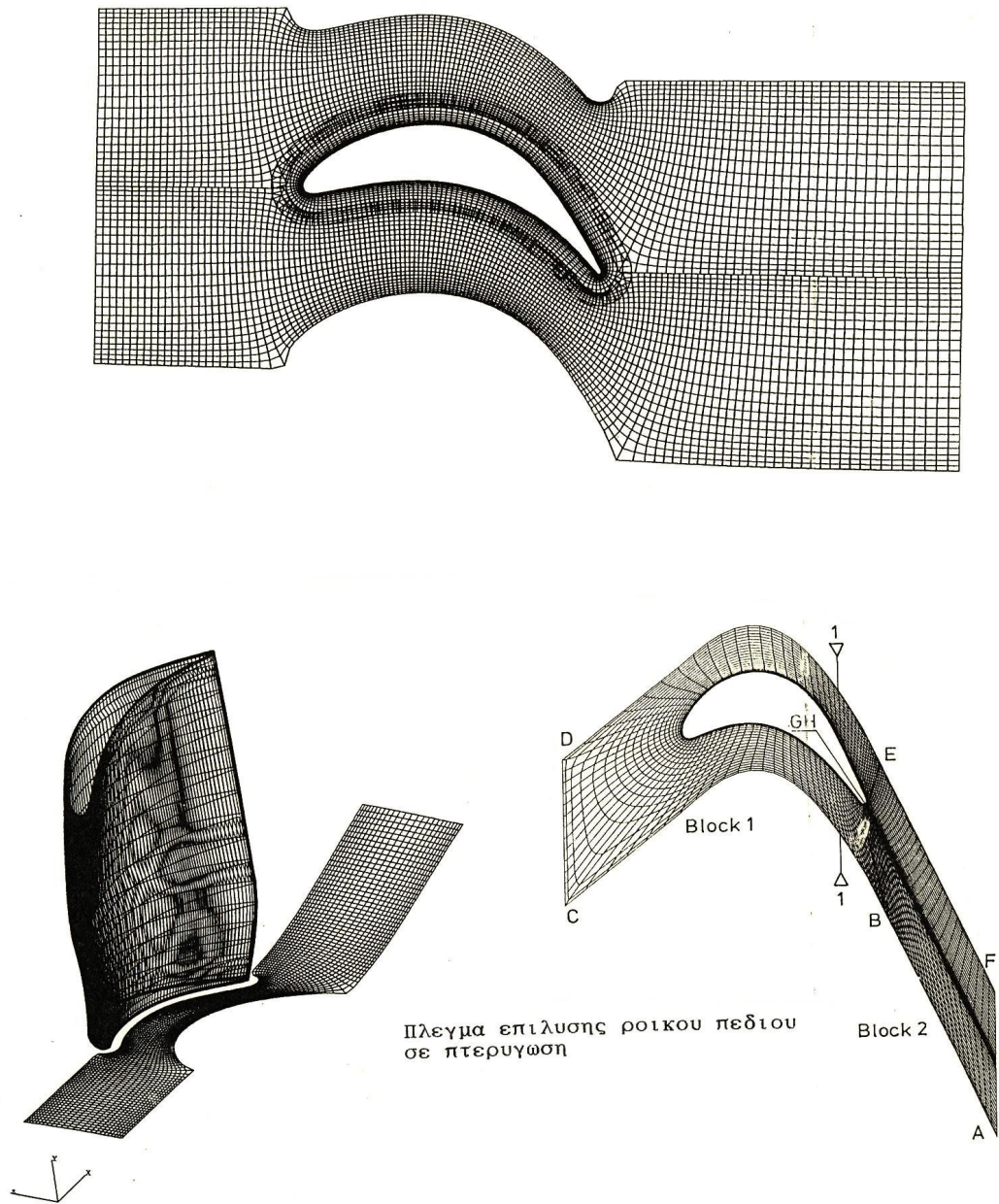
Σχήμα 6.3 Οι συμβολισμοί και η γεωμετρία της πτερύγωσης



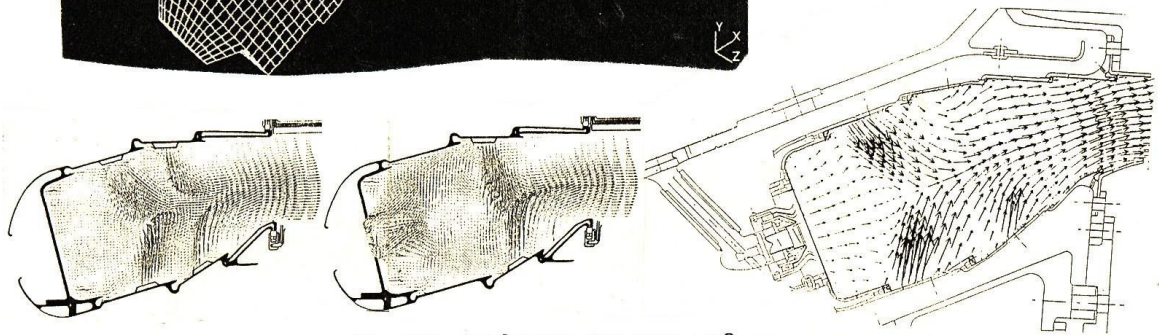
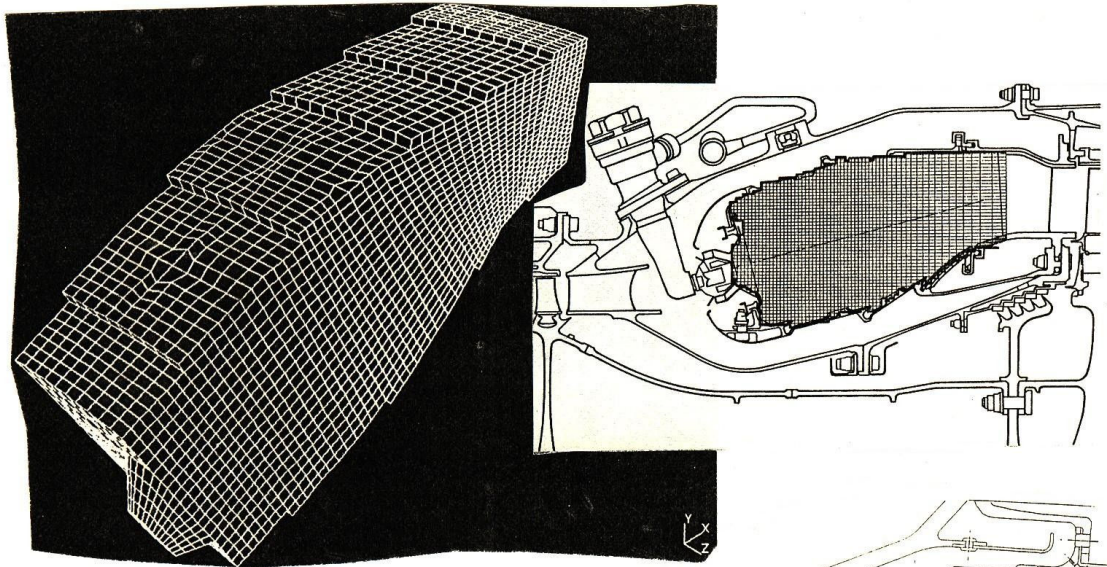
Σχήμα 6.4 Οι δυνάμεις που ασκούνται σε μια πτερύγωση



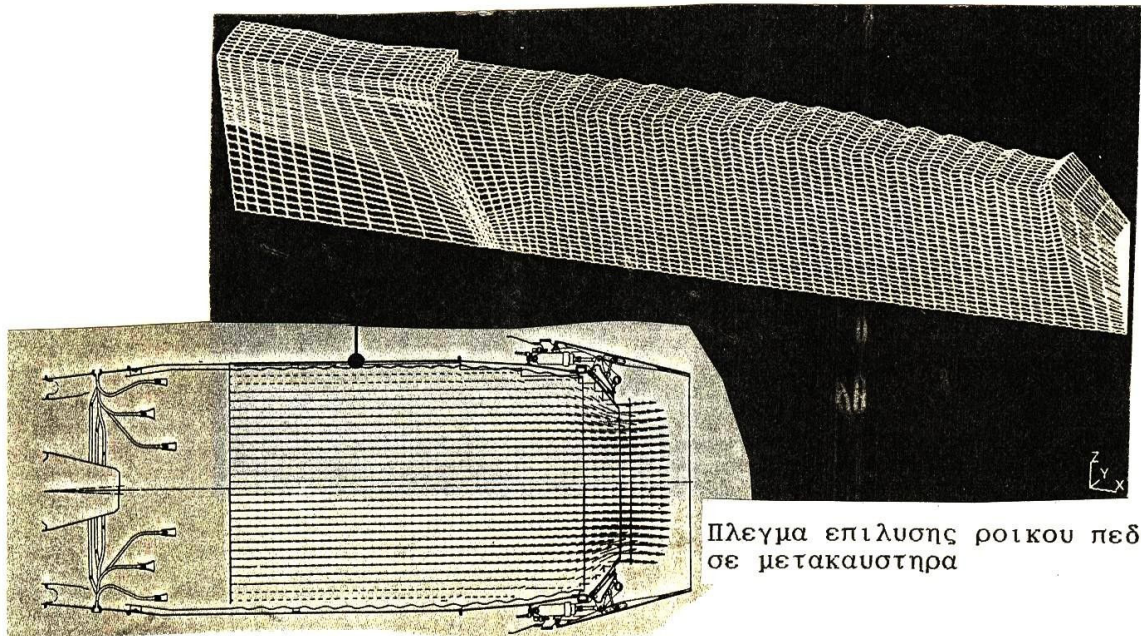
Σχήμα 6.5 Η άντωση και οπισθέλκουσα



Σχήμα 6.6 Σύγχρονος υπολογισμός του πεδίου ροής σε τμήματα αεροστροβίλων μέσω επίλυσης των εξισώσεων Navier-Stokes σε κατάλληλα πλέγματα

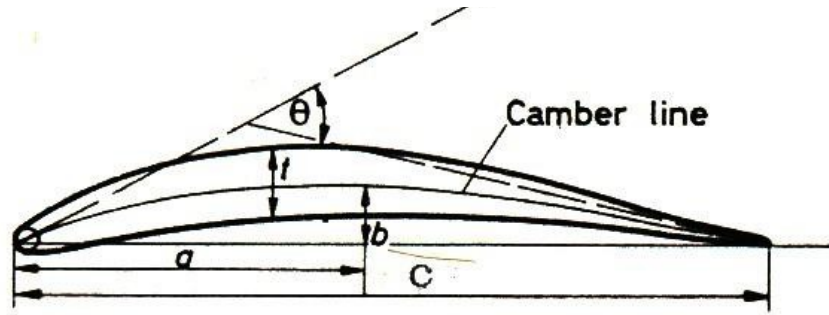


Πλεγμα επιλυσης ροικου πεδιου σε θαλαμο καυσης

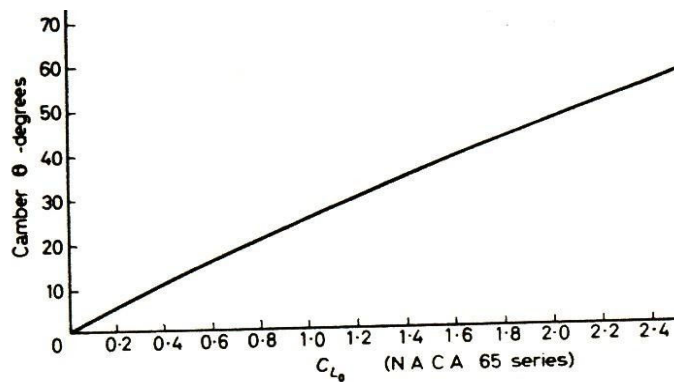


Πλεγμα επιλυσης ροικου πεδιου σε μετακαυστηρα

Σχήμα 6.6 (Συνεχίζεται)



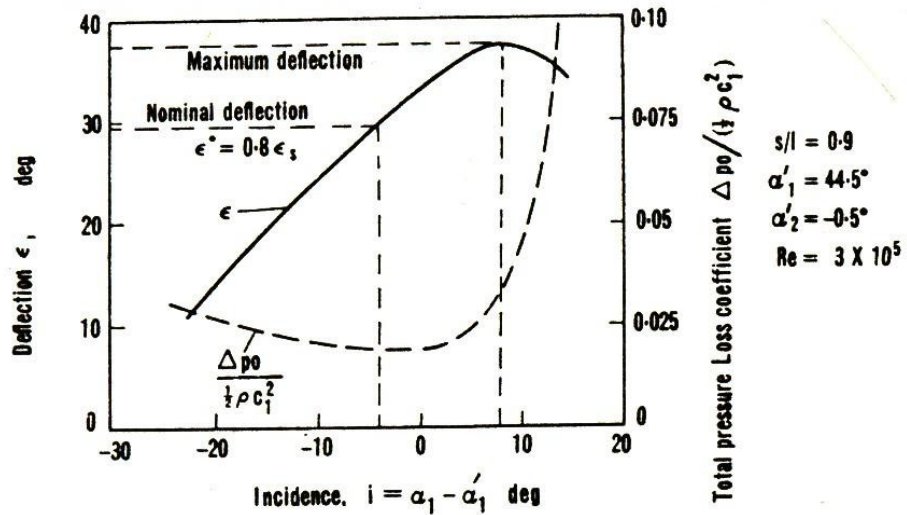
Σχήμα 6.7 Αεροτομή παραβολικής γραμμής καμπυλότητας



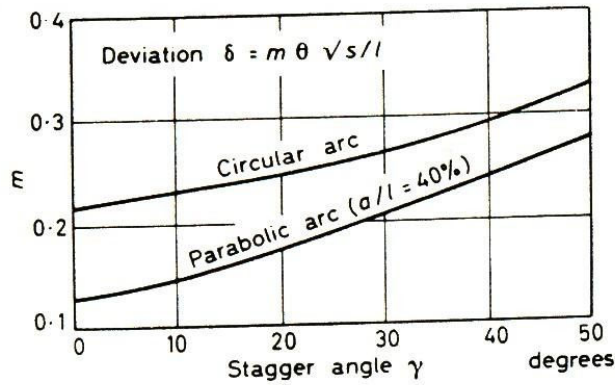
Σχήμα 6.8 Η σχέση $\Theta = \Theta(C_{L0})$ για αεροτομές σειράς NACA-65

ΠΙΝΑΚΑΣ 6.1 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά αεροτομών συμπιεστή, σειράς NACA-65, C1

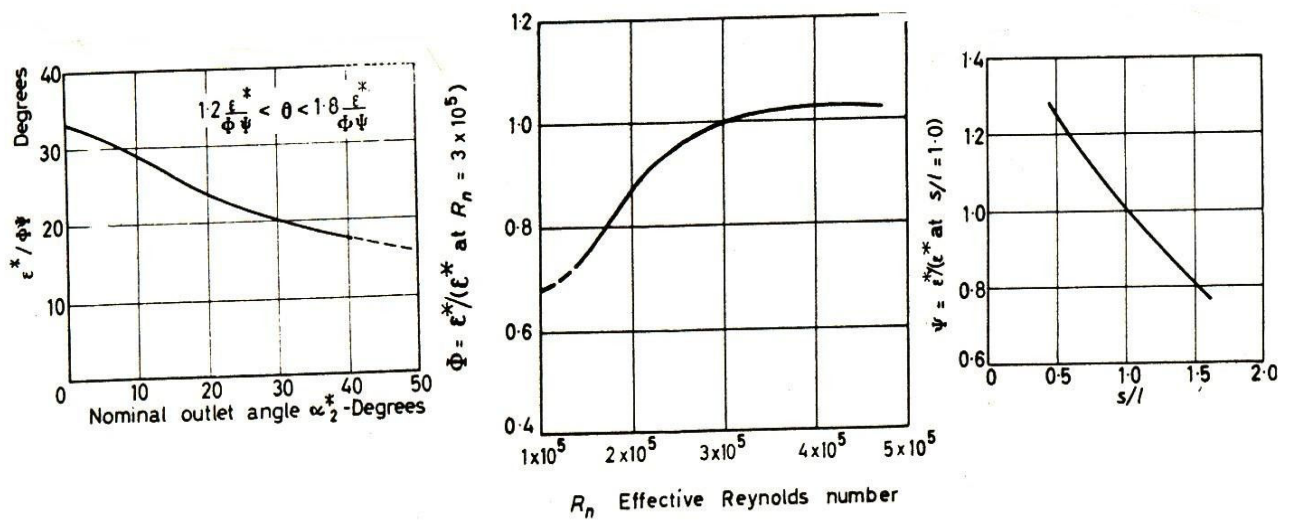
% Chord	Half thickness t / C (NACA 65 series)	Camber line (% chord) $C_{L0} = 1.0$ (NACA 65 series)	Half thickness for C1 profile
0	0	0	0
0.5	0.772	0.250	
0.75	0.932	0.350	
1.25	1.169	0.535	1.375
2.5	1.574	0.930	1.94
5.0	2.177	1.580	2.675
7.5	2.647	2.120	3.225
10	3.040	2.585	3.6
15	3.666	3.365	4.175
20	4.143	3.980	4.55
25	4.503	4.475	
30	4.760	4.860	4.95
35	4.924	5.150	
40	4.996	5.355	4.81
45	4.963	5.475	
50	4.812	5.515	4.37
55	4.530	5.475	
60	4.146	5.355	3.75
65	3.682	5.150	
70	3.156	4.860	2.93
75	2.584	4.475	
80	1.987	3.980	2.05
85	1.385	3.365	
90	0.810	2.585	1.12
95	0.306	1.580	0.65
100	0	0	0
L. E. Radius	0.687		0.8



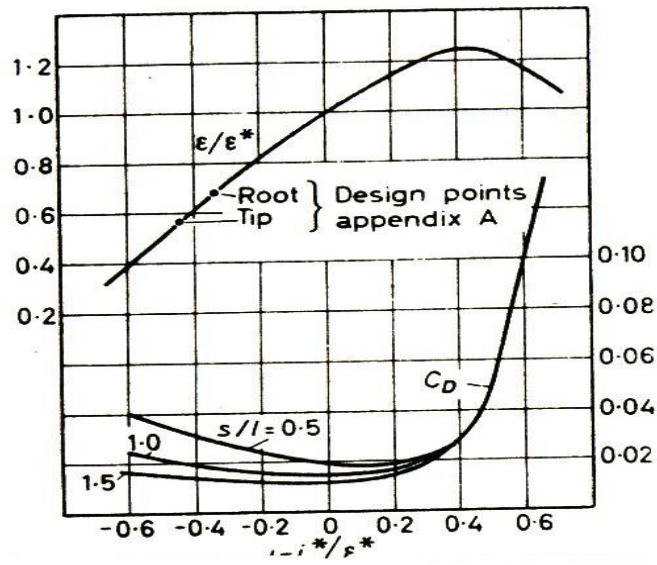
Σχήμα 6.9 Τυπικά χαρακτηριστικά λειτουργίας περύγωσης συμπίεστη



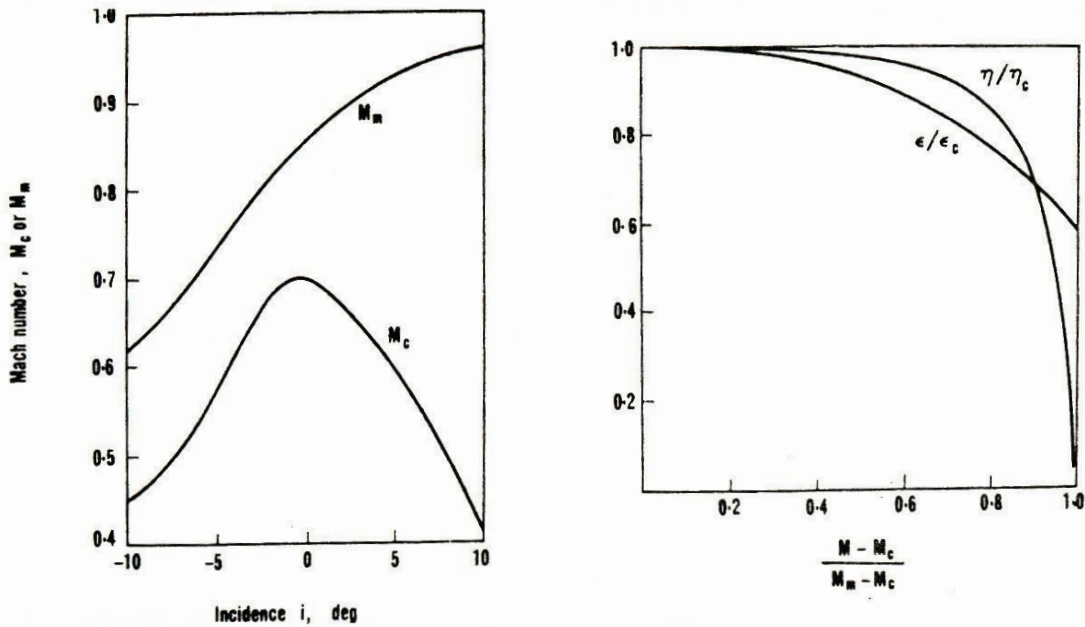
Σχήμα 6.10 Η σχέση $m=f(\gamma)$ του Carter



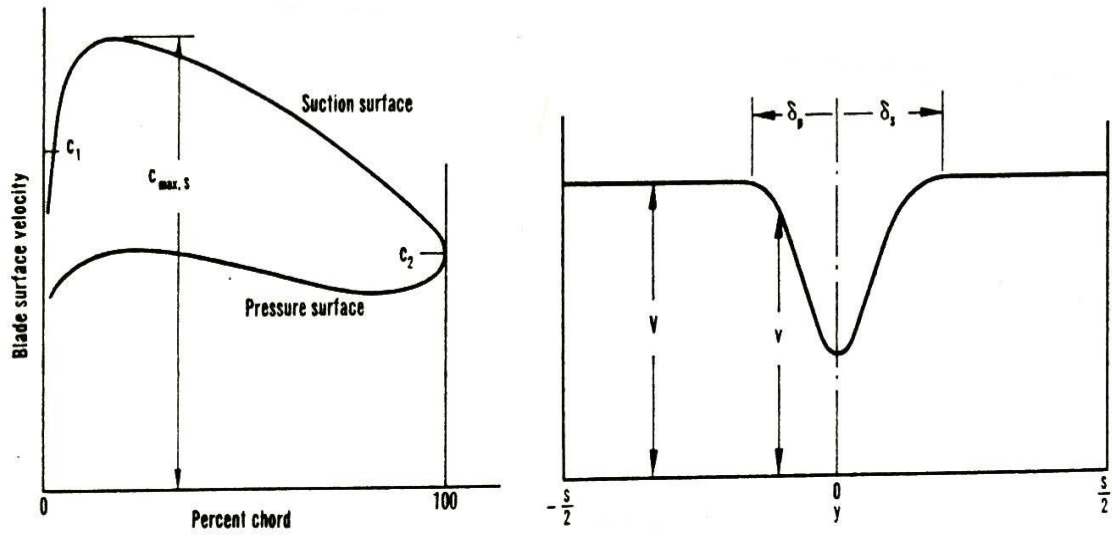
Σχήμα 6.11 Η συνάρτηση $\epsilon^*=f(Re, s/c, \alpha_2^*)$



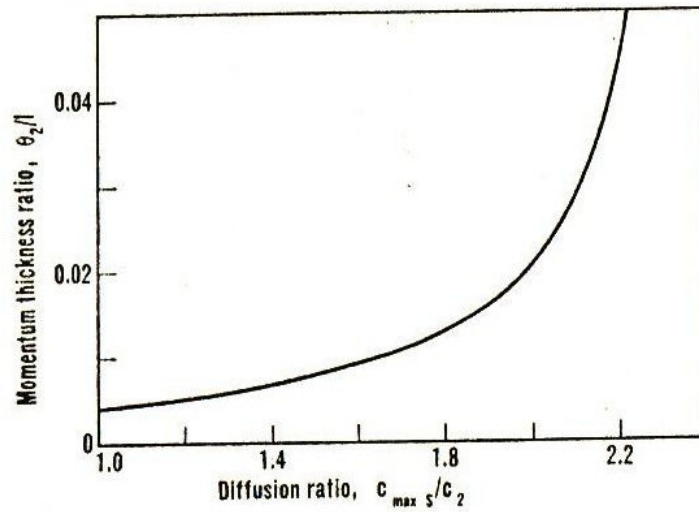
Σχήμα 6.12 Τυπικά χαρακτηριστικά πτερύγωσης συμπίεστη για λειτουργία εκτός σημείου σχεδιασμού ϵ^* , $C_D=f((i-i^*)/\epsilon)$



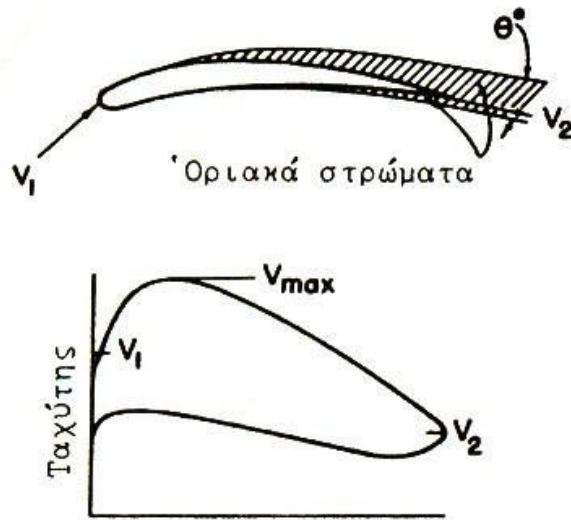
Σχήμα 6.13 Η επίδραση του αριθμού Mach στη λειτουργία πτερύγωσης συμπίεστη



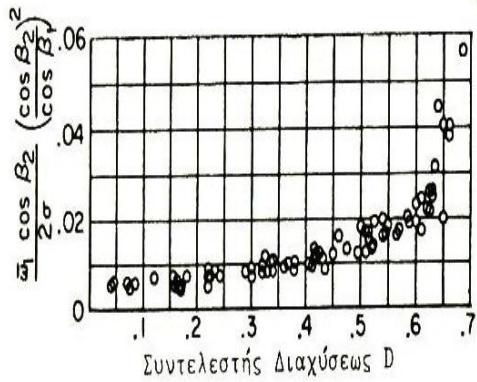
Σχήμα 6.14 Η κατανομή ταχύτητας επιφάνειας και το απόρευμα σε αεροτομή πτερύγωσης συμπίεστή



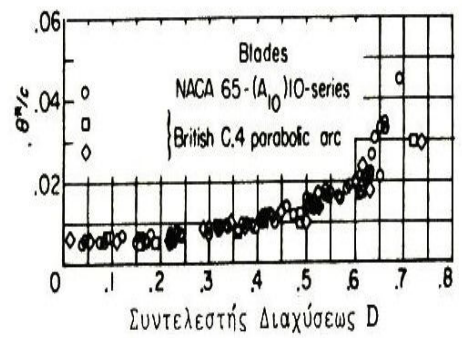
Σχήμα 6.15 Η σχέση του Lieblein



Σχηματικό Διάγραμμα κατανομών ταχυτήτων και προκαλούμενη πάχυνση του όριακού στρώματος.



Παράμετρος άπλειων ως προς τόν συντελεστή διαχύσεως D.



Λόγοι θ^*/c του πάχους ροπής στροβίλου ως προς τόν συντελεστή διαχύσεως.

Σχήμα 6.16 β Η σχέση $\Theta/c=f(D)$

ΠΙΝΑΚΑΣ 6.2 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά αεροτομών στροβίλου-σειρές C4,T6

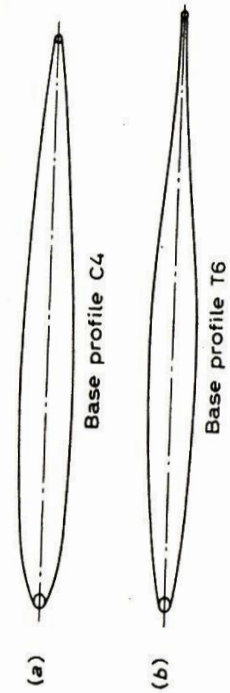
Station, percentage of chord	0	1.25	2.5	5.0	7.5	10	15	20	30
Upper and lower surface, percentage of chord	0	1.65	2.27	3.08	3.62	4.02	4.55	4.83	5.00
Station, percentage of chord	40	50	60	70	80	90	95	100	
Upper and lower surface, percentage of chord	4.89	4.57	4.05	3.37	2.54	1.60	1.06	0	

Leading edge radius = 12 per cent t ; trailing edge radius = 6 per cent t ; t/l = 10 per cent; station of maximum thickness = 30 per cent l .

Table 7. Base Profile T6

Station, percentage of chord	0	1.25	2.5	5.0	7.5	10.0	15	20	30
Upper and lower surface, percentage of chord	0	1.17	1.54	1.99	2.37	2.74	3.4	3.95	4.72
Station, percentage of chord	40	50	60	70	80	90	95	100	
Upper and lower surface, percentage of chord	5.00	4.67	3.70	2.51	1.42	0.85	0.72	0	

Leading edge radius = 12 per cent t ; trailing edge radius = 6 per cent t ; t/l = 10 per cent; station of maximum thickness = 40 per cent l .

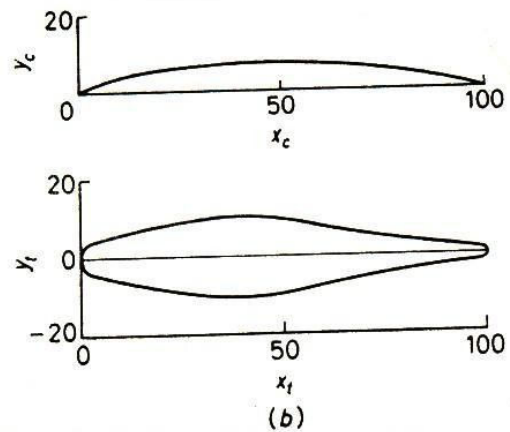
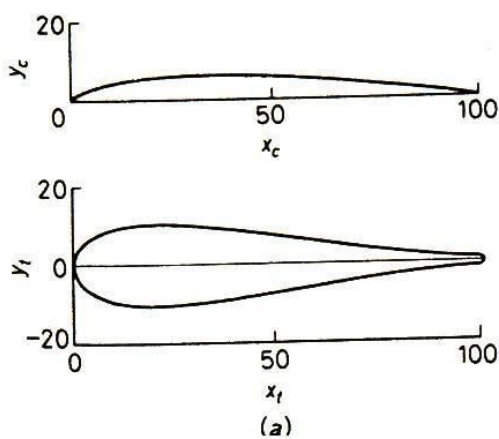


Πίνακας 6.3 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά αεροτομών στροβίλου –σειρές A3K7, B1E1I1

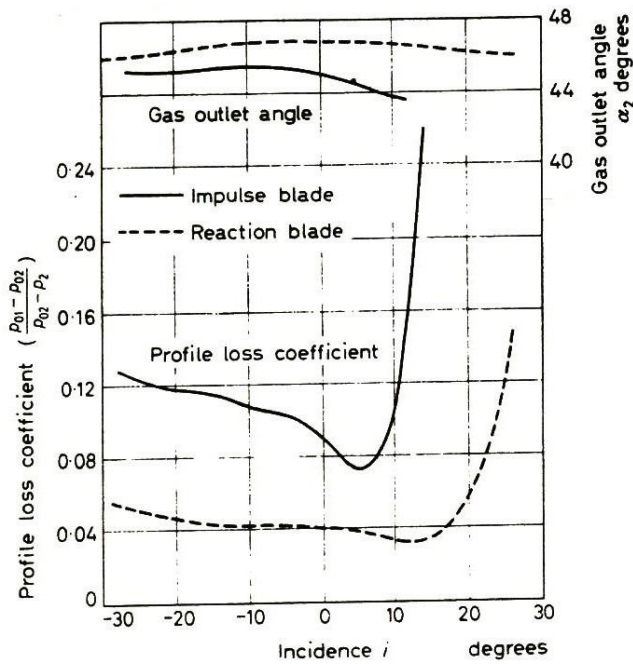
<i>A₃K₇</i> , mean-line coordinates for $C_{L_0} = 1.0$		Thickness distribution co-ordinates $t/c = 20\%$ (Stations and ordinates given in percentage of chord)		<i>B₁E₁I₁</i> , mean-line coordinates for $C_{L_0} = 1.0$		Thickness distribution coordinates $t/c = 20\%$ (Stations and ordinates given in percentage of chord)	
x_c	y_c	x_t	y_t	x_c	y_c	x_t	y_t
0	0	0	0	0	0	0	0
0.5	0.397	1.25	3.469	0.5	0.336	1.25	2.583
1.25	0.836	2.5	4.972	1.25	0.718	2.5	3.282
2.5	1.428	5.0	6.918	2.5	1.253	5.0	4.041
5.0	2.359	10	9.007	5.0	2.128	10	5.007
10	3.689	15	9.827	10	3.480	15	5.592
15	4.597	20	10.000	15	4.506	20	6.995
20	5.217	25	9.899	20	5.291	25	8.063
25	5.623	30	9.613	25	5.862	30	9.025
30	5.852	35	9.106	30	6.261	35	9.727
35	5.936	40	8.594	35	6.514	40	10.000
40	5.897	45	7.913	40	6.642	45	9.725
45	5.753	50	7.152	45	6.652	50	9.009
50	5.516	55	6.339	50	6.551	55	8.016
55	5.200	60	5.500	55	6.342	60	6.908
60	4.814	65	4.661	60	6.016	65	5.848
65	4.367	70	3.848	65	5.551	70	5.000
70	3.870	75	3.087	70	4.983	75	4.312
75	3.328	80	2.406	75	4.332	80	3.624
80	2.746	85	1.830	80	3.680	85	2.936
85	2.133	90	1.387	85	2.824	90	2.248
90	1.485	95	1.101	90	1.953	95	1.560
95	0.801	100	0	95	0.948	100	0
100	0			100	0		

$\frac{dy_e}{dx_{e(0.5)}} = 0.8574$ Leading edge radius = 4.407% of chord
 $\frac{dy_e}{dx_{e(95)}} = -0.1602$ Trailing edge radius = 1.000% of chord

$\frac{dy_e}{dx_{e(0.5)}} = 0.5657$ Leading edge radius = 3.300% of chord
 $\frac{dy_e}{dx_{e(95)}} = -0.2017$ Trailing edge radius = 1.000% of chord



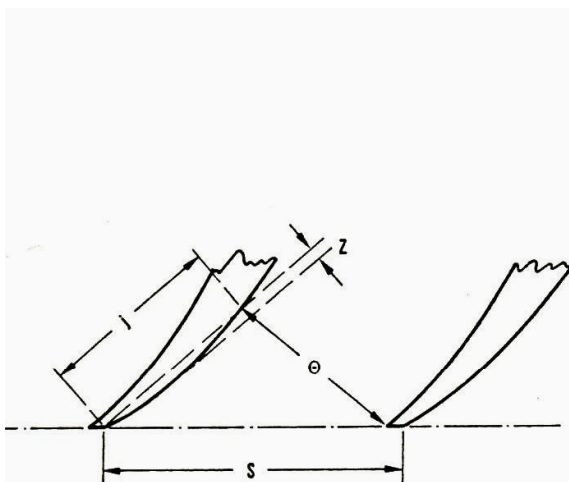
Σχήμα 6.17 Αεροτομές NACA σειρές A3K7 και B1E1I1



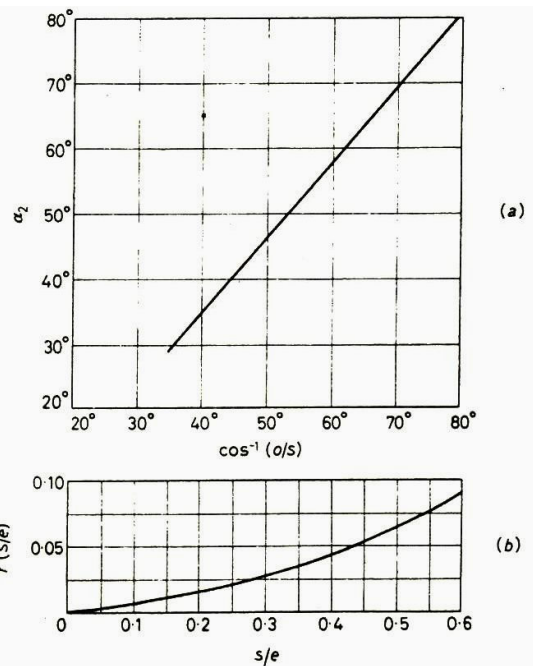
Variation in outlet angle and profile loss with incidence for typical turbine blades. Base profile T.6; $a/c = 43$ per cent; Reynolds number = 1.5×10^6 ; Mach number at outlet = 0.5.

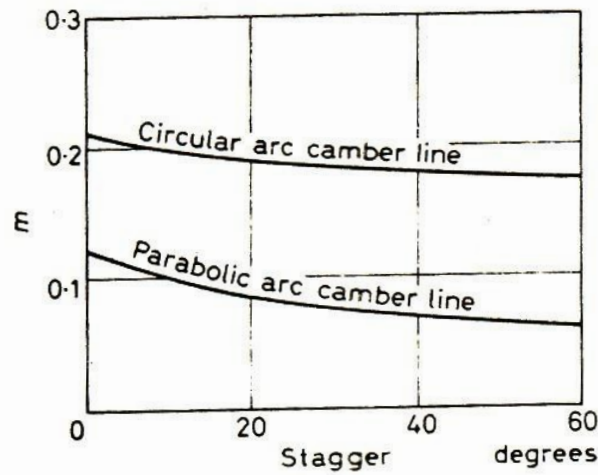
Impulse blade	Reaction blade
$\alpha_1 = 45.5^\circ$	$\alpha_1 = 18.9^\circ$
$\alpha_2 = 45.8^\circ$	$\alpha_2 = 47.1^\circ$
$s/l = 0.625$	$s/l = 0.58$
$t/l = 22\%$	$t/l = 15\%$
$\cos^{-1} o/s = 50^\circ$	$\cos^{-1} o/s = 50^\circ$

Σχήμα 6.18 Τυπική μεταβολή της γωνίας εξόδου (α_2) και του συντελεστή απωλειών ολικής πίεσης (Y_p) συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης (i) για περύγωση στροβίλου

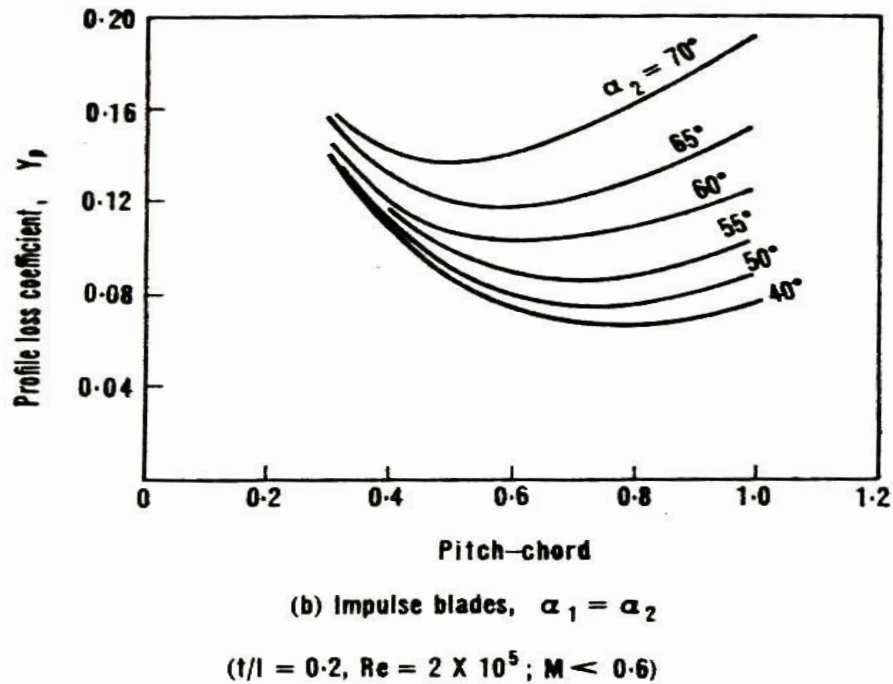
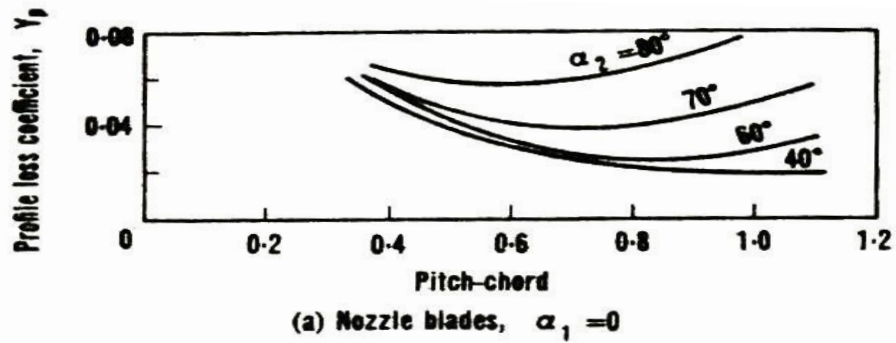


Σχήμα 6.19 Σχέσεις υπολογισμού της γωνίας εξαγωγής α_2

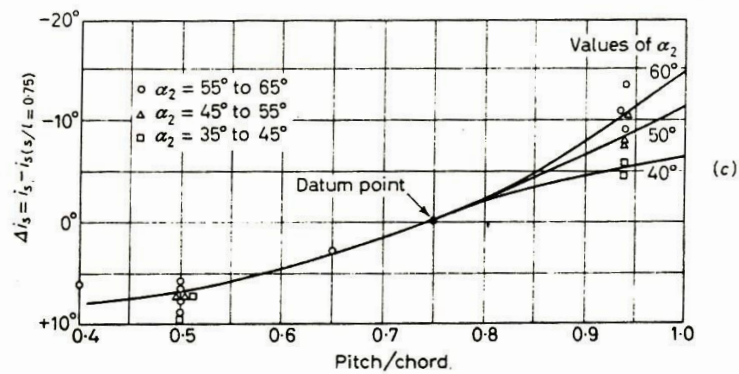
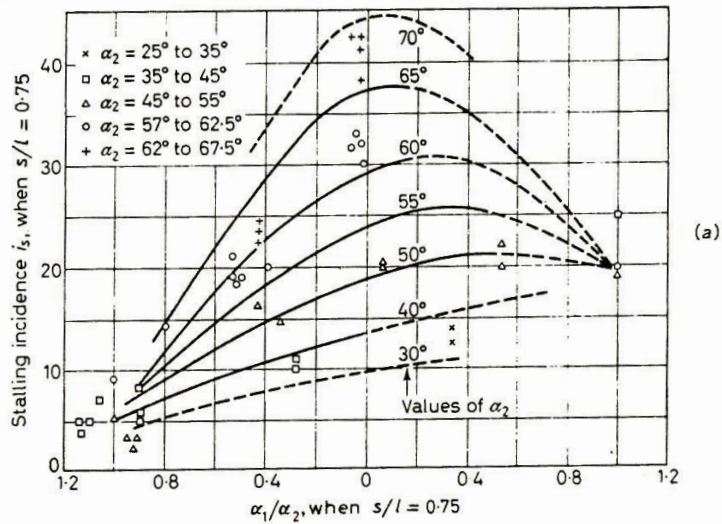
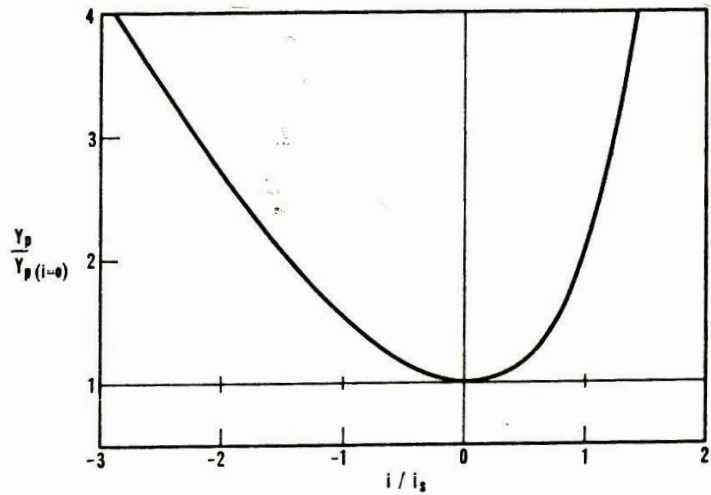




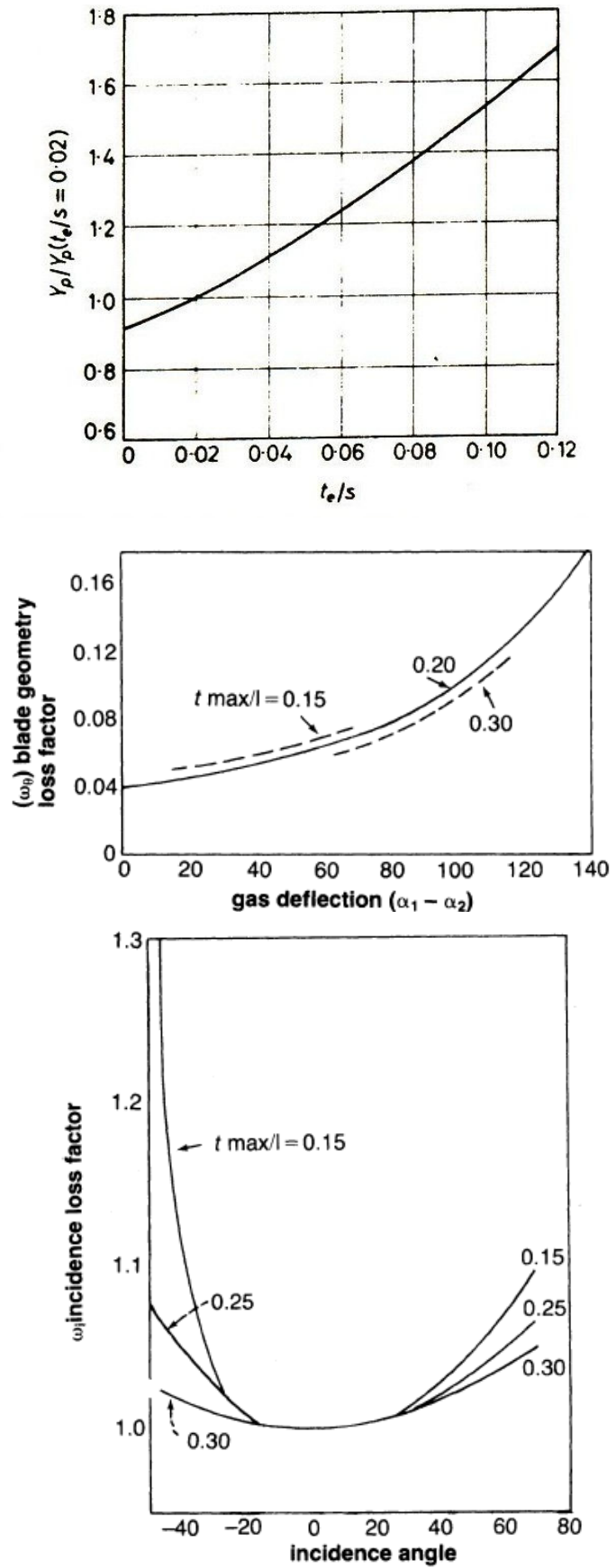
Σχήμα 6.20 Η μεταβολή $m=f(\gamma)$ του Carter



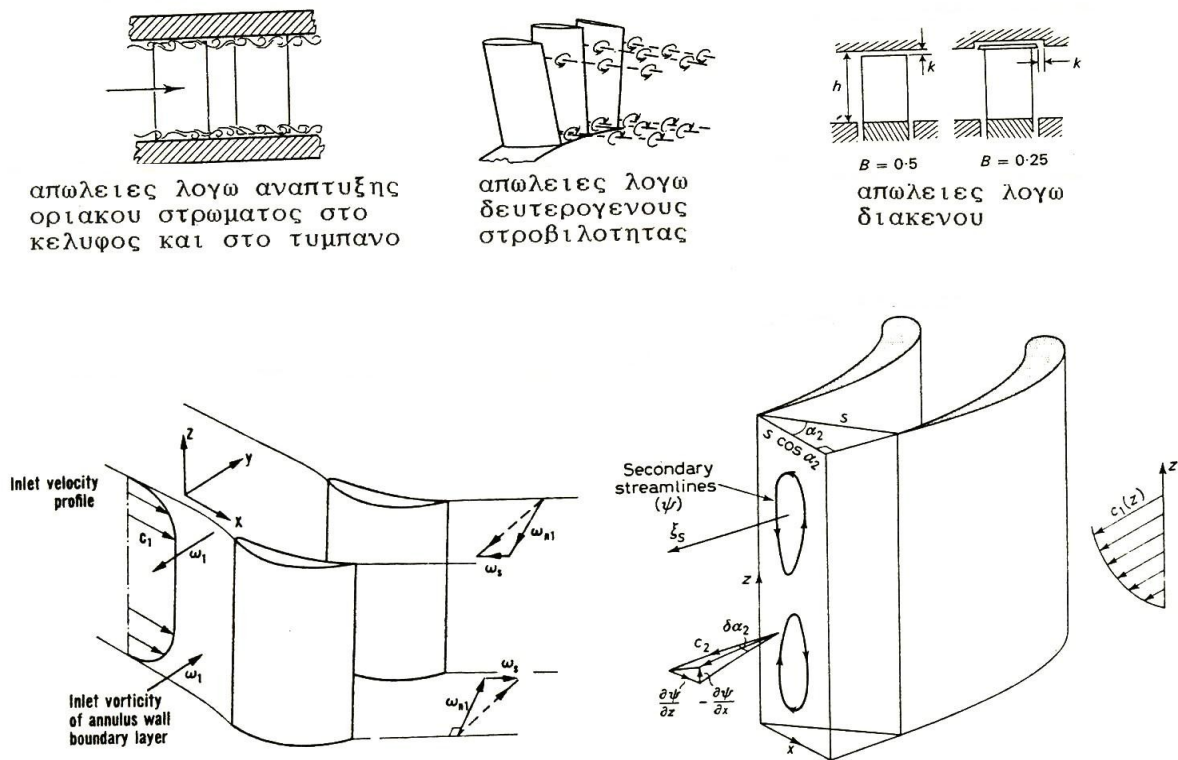
Σχήμα 6.21 Οι σχέσεις $Y_p=Y_p(s/c, \alpha_2)$ για μηδενική γωνία πρόσπτωσης



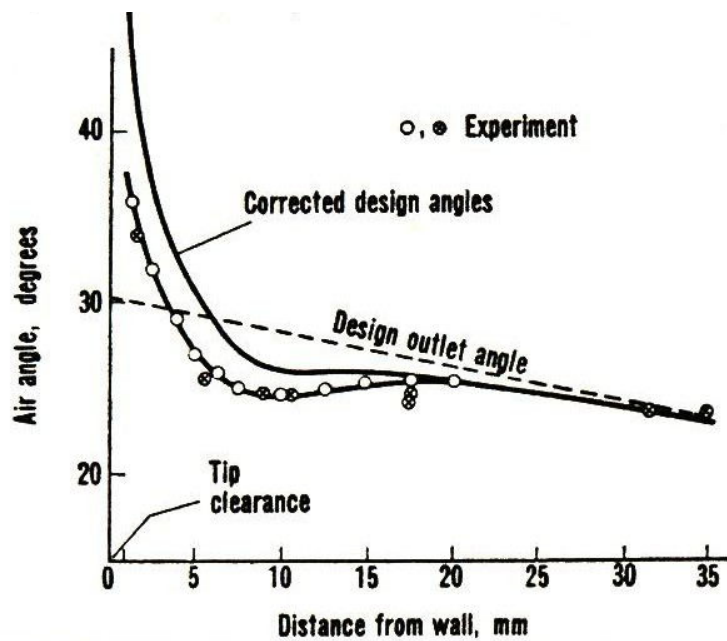
Σχήμα 6.22 Η διόρθωση του συντελεστή απωλειών Y_p για μη μηδενική γωνία πρόσπτωσης



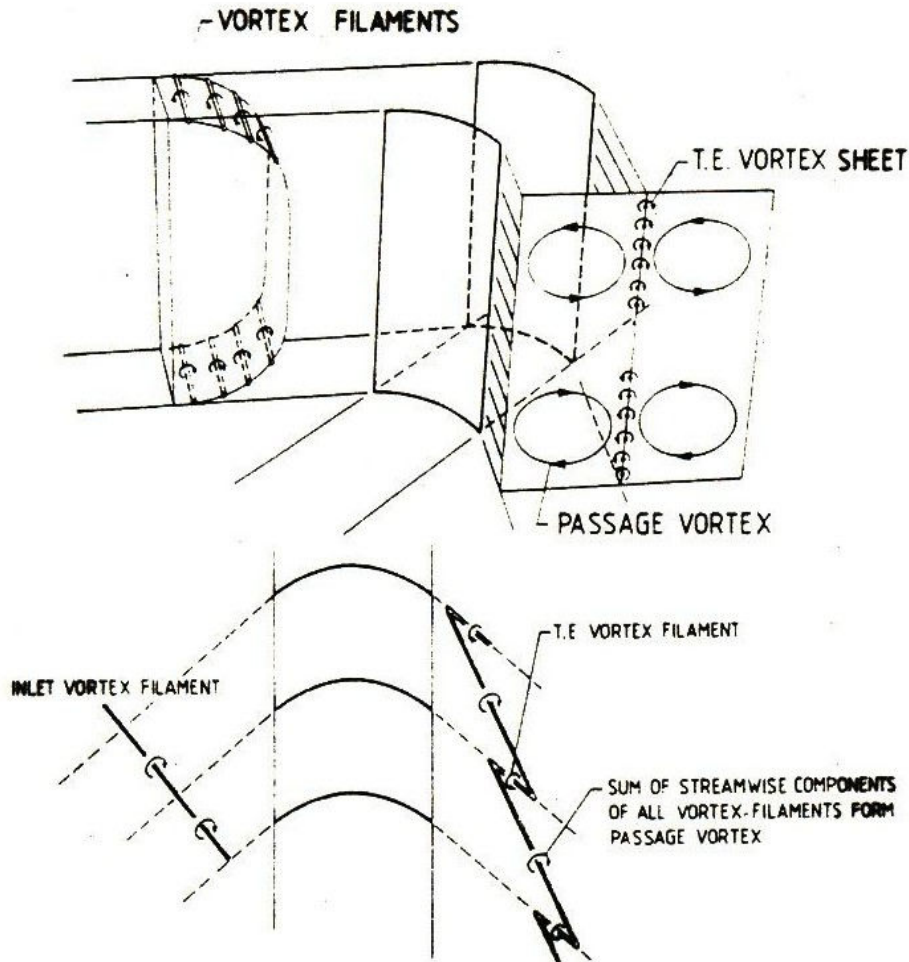
Σχήμα 6.23 Παράγοντες διόρθωσης του συντελεστή απωλειών, Υ_p λόγω επίδρασης του χείλους εκφυγής, και του ζ_B (ω_B και ω_i)



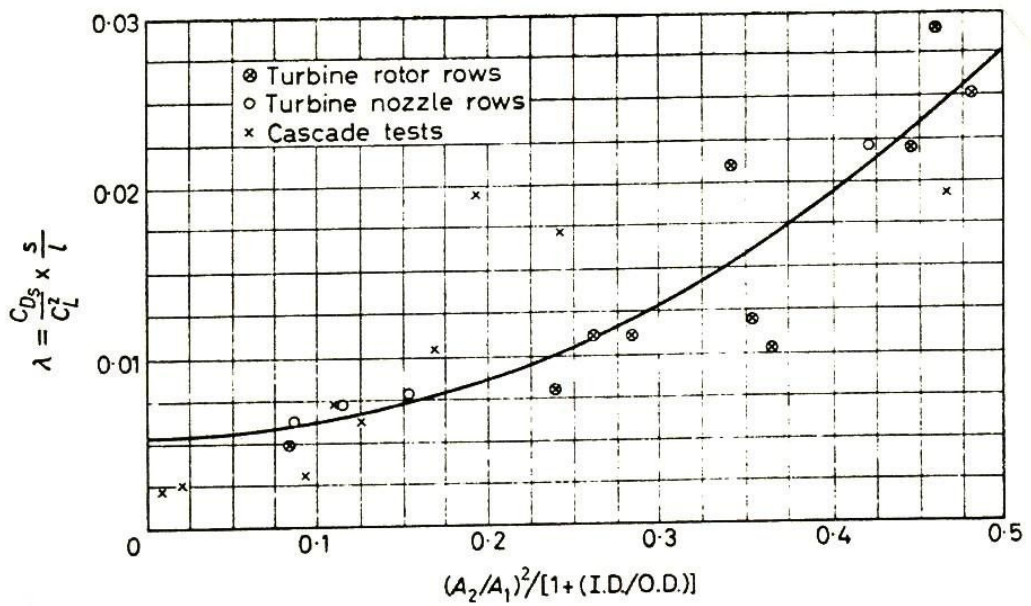
Σχήμα 6.24 Πρόσθετες απώλειες στις πτερυγώσεις και η δευτερογενής στροβιλότητα



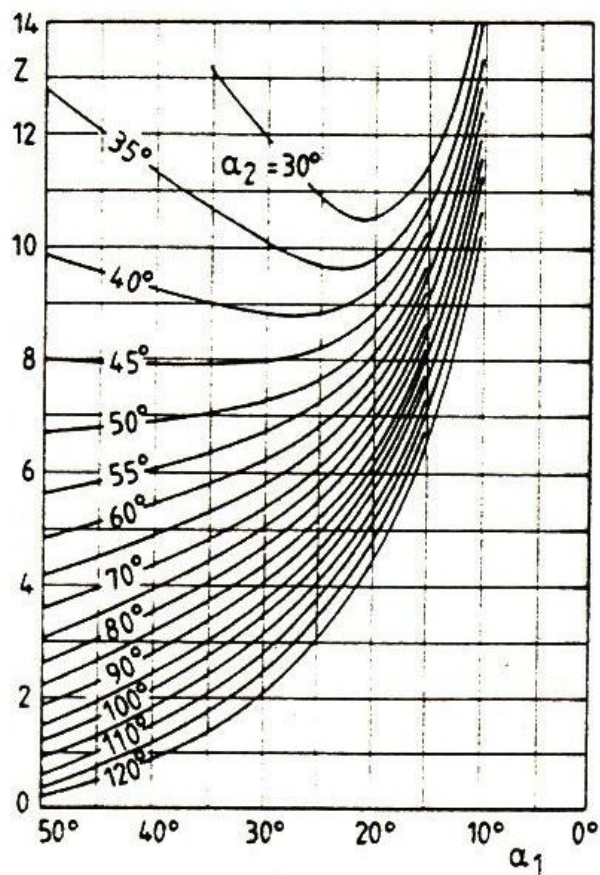
Σχήμα 6.25 Η επίδραση της δευτερογενούς στροβιλότητας στη γωνία εξόδου α_2



Σχήμα 6.26 Πρόσθετοι παράγοντες αξονικής στροβιλότητας



Σχήμα 6.27 Η σταθερά λ για τον υπολογισμό των δευτερογενών απωλειών σε πτερύγωση στροβίλου



Σχήμα 6.28 Η σχέση $z=z(\alpha_1, \alpha_2)$ με $\alpha_1, \alpha_2=(90-\alpha_1), (90-\alpha_2)$