



ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ ΚΡΗΤΗΣ

*ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΠΑΡΑΓΩΓΗΣ
ΚΑΙ ΔΙΟΙΚΗΣΗΣ*

***«Φάκελος Πτήσης Μη Επανδρωμένου
Αεροσκάφους»***

του

Ζαχαρία Σαρρή

Επιβλέπων Καθηγητής: Ν. Τσουρβελούδης

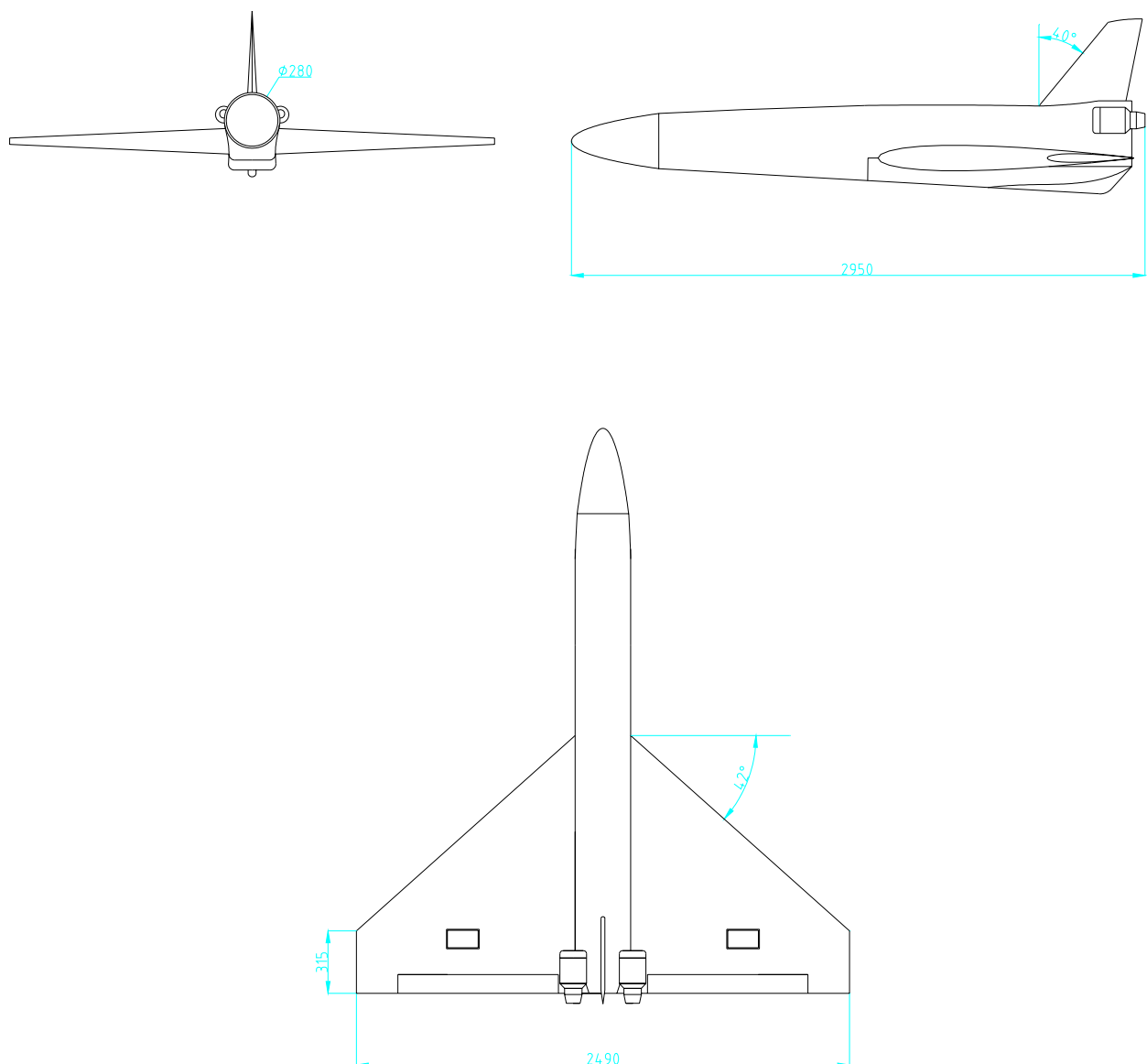
Χανιά, Μάρτιος 2004

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ	3
2. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ	6
2.1 Εκτίμηση Αντωσης	9
2.2 Εκτίμηση Οπισθέλκουσας	15
3. ΑΝΑΛΥΣΗ ΕΠΙΔΟΣΗΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	37
3.1 Ευθεία Οριζοντία Πτήση	38
3.2 Πτήση Επίπεδης Στροφής	43
3.3 Πτήση Σταθερής Ανόδου	49
4. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ	54
ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ	55

1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Ο σκοπός της παρούσας μελέτης είναι να υπολογισθούν τα χαρακτηριστικά επιδόσεων ενός μη επανδρωμένου αεροσκάφους (Unmanned Aerial Vehicle - UAV), το οποίο προωθείται από δύο στροβιλοαντιδραστήρες ώσεως 200Nt, έκαστος. Η γεωμετρία του UAV χαρακτηρίζεται από μια κυλινδρική άτρακτο τετραγωνισμένη στο πίσω κάτω μέρος, πτέρυγα δέλτα και μοναδικό κάθετο σταθερό. Το σχήμα και οι βασικές διαστάσεις του UAV παρουσιάζονται στο σχήμα 1.1 και στον πίνακα 1.



Σχήμα 1.1. Σχήμα και βασικές διαστάσεις του UAV

Πίνακας 1.1. Βασικά χαρακτηριστικά του UAV

Πτέρυγα

Λόγος πάχους προς χορδή	$t = 0.1$
Χορδή ρίζας	$c_{\text{root}} = 1.425 \text{ m}$
Χορδή ακροπτερυγίου	$c_{\text{tip}} = 0.315 \text{ m}$
Εκπέτασμα	$b = 2.49 \text{ m}$
Λόγος στενότητας	$\lambda = 0.221$
Επιφάνεια αναφοράς	$S = 2.42 \text{ m}^2$
Βρεχόμενη επιφάνεια	$S_{\text{wet}} = 4.136 \text{ m}^2$
Λόγος επιμήκους	$AR = 2.562$
Γωνία βέλους ακμής προσβολής	$\Lambda_{LE} = 42^\circ$
Γωνία βέλους του τετάρτου χορδής	$\Lambda_{c/4} = 33^\circ$
Δίεδρος γωνία	$\Gamma = 3^\circ$

Κάθετο σταθερό

Λόγος πάχους προς χορδή	$t = 0.1$
Χορδή ρίζας	$c_{\text{root}} = 0.548 \text{ m}$
Χορδή ακροπτερυγίου	$c_{\text{tip}} = 0.174 \text{ m}$
Εκπέτασμα	$b = 1.24 \text{ m}$
Λόγος στενότητας	$\lambda = 0.318$
Επιφάνεια αναφοράς	$S = 0.448 \text{ m}^2$
Βρεχόμενη επιφάνεια	$S_{\text{wet}} = 0.246 \text{ m}^2$
Λόγος επιμήκους	$AR = 3.435$
Γωνία βέλους ακμής προσβολής	$\Lambda_{LE} = 40^\circ$
Γωνία βέλους του τετάρτου χορδής	$\Lambda_{c/4} = 34.5^\circ$

Ατρακτος

Διάμετρος	$d = 0.285 \text{ m}$
Μήκος	$l = 2.85$
Βρεχόμενη επιφάνεια	$S_{\text{wet}} = 2.369 \text{ m}^2$

Λοιπά Στοιχεία

Διαθέσιμη ώση κινητήρα	$T_{\text{available}} = 2 \times 200 \text{ Nt}$
Μικτό βάρος αεροσκάφους	$W = 95 \text{ kg}$

Η παρούσα μελέτη χωρίζεται σε δύο μέρη. Το πρώτο μέρος περιλαμβάνει την αεροδυναμική ανάλυση του αεροσκάφους και το δεύτερο μέρος εστιάζεται στα χαρακτηριστικά επίδοσής του.

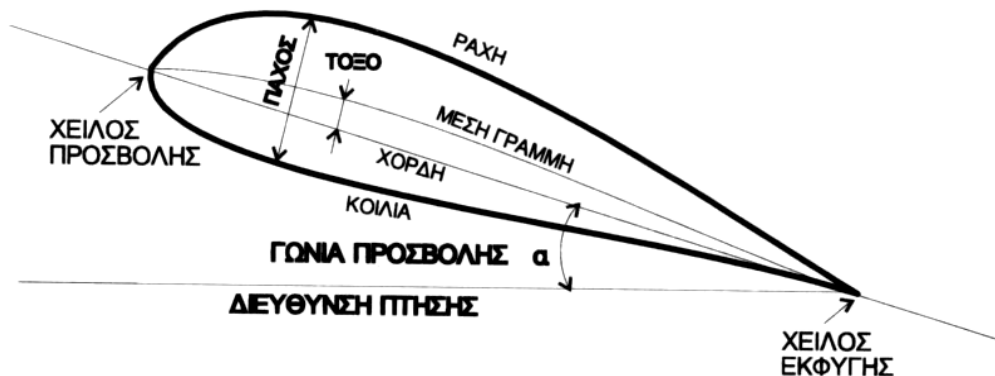
Ένα από τα πιο σημαντικά τμήματα του υπολογισμού των επιδόσεων ενός αεροσκάφους είναι η ακριβής εκτίμηση των αεροδυναμικών συντελεστών, διότι προσδιορίζουν την μέγιστη ταχύτητα του αεροσκάφους, επιπλέον των άλλων χαρακτηριστικών του.

Το πρόγραμμα που χρησιμοποιήθηκε για του υπολογισμούς έχει αναπτυχθεί σε περιβάλλον MathCAD. Ο κώδικας θεωρείται ότι είναι πολύ ακριβής καθώς έχει βαθμονομηθεί μετά από συγκρίσεις με πραγματικά δεδομένα από πτήσεις άλλων UAV.

Σε αυτό το σημείο αξίζει να πούμε ότι το μαθηματικό μοντέλο αναπτύσσεται και εξελίσσεται καθ' όλο τον κύκλο ζωής του UAV. Η ακρίβεια του μοντέλου η οποία αξιολογείται με βάση τα αποτελέσματα των πτήσεων του αεροσκάφους, είναι αυτή που θα δώσει την αυτοπεποίθηση στον σχεδιαστή να προχωρήσει στο επόμενο βήμα ανάπτυξης, είτε αυτό πρόκειται την βελτιστοποίηση των επιδόσεων του, είτε για την επέκταση των πτητικών δυνατοτήτων του. Επίσης η σωστή τεκμηρίωση των δυνατοτήτων/ικανοτήτων του αεροσκάφους σε διάφορες συνθήκες πτήσης είναι ένα απαραίτητο εργαλείο για την πιστοποίηση του αεροσκάφους από τις αρμόδιες αρχές, όσον αφορά ασφαλή του πτήση σε ελεγχόμενες περιοχές.

2.ΒΑΣΙΚΕΣ ΑΡΧΕΣ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ

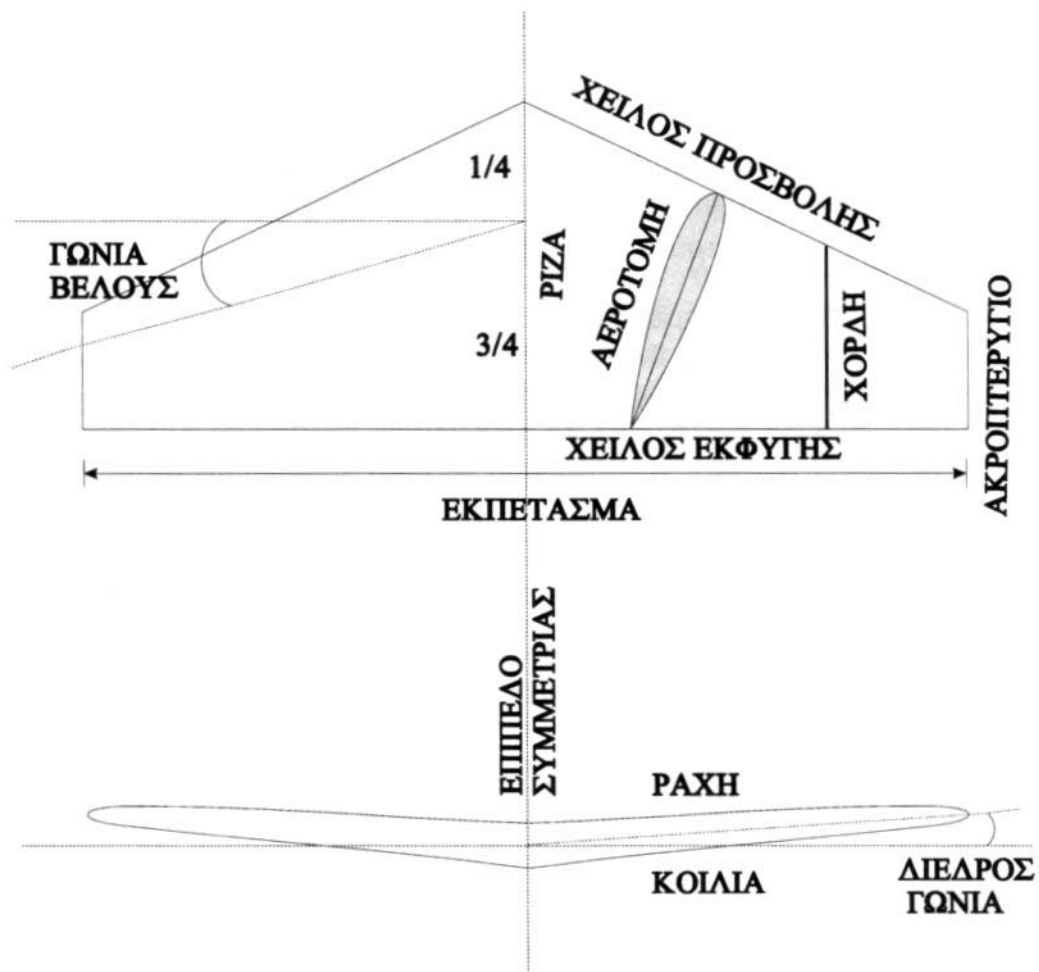
Από την δισδιάστατη θεωρία αεροτομών είναι γνωστό ότι μία αεροτομή δημιουργείται από μία μέση γραμμή και μία κατανομή πάχους. Στο σχήμα 2.1, παρουσιάζονται τα χαρακτηριστικά μεγέθη ορισμού μιας αεροτομής.



Σχήμα 2.1. Χαρακτηριστικά μεγέθη ορισμού αεροτομής.

Στη μέση γραμμή και στη γωνία πρόσπτωσης οφείλεται η άνωση, ενώ η κατανομή πάχους προσδίδει σταθερότητα στη ροή, καθυστερεί την αποκόλλησή της κυρίως στην ακμή προσβολής και γενικότερα επιτρέπει ροή χωρίς κρούση σε μία ευρύτερη περιοχή γωνιών προσβολής γύρω από την βέλτιστη γωνία πρόσπτωσης.

Σε αντιστοιχία με την δισδιάστατη αεροτομή, η τρισδιάστατη πλέον πτέρυγα μπορεί να θεωρηθεί ότι δημιουργείται από μία επιφάνεια μέσω γραμμών και μία τρισδιάστατη κατανομή πάχους γύρω από την μέση επιφάνεια. Στο σχήμα 2.2 παρουσιάζονται τα χαρακτηριστικά μεγέθη ορισμού μιας πτέρυγας αεροσκάφους. Η μορφή των μέσων γραμμών και η γωνία πρόσπτωσης μπορεί να μεταβάλλεται κατά το άνοιγμα της πτέρυγας.

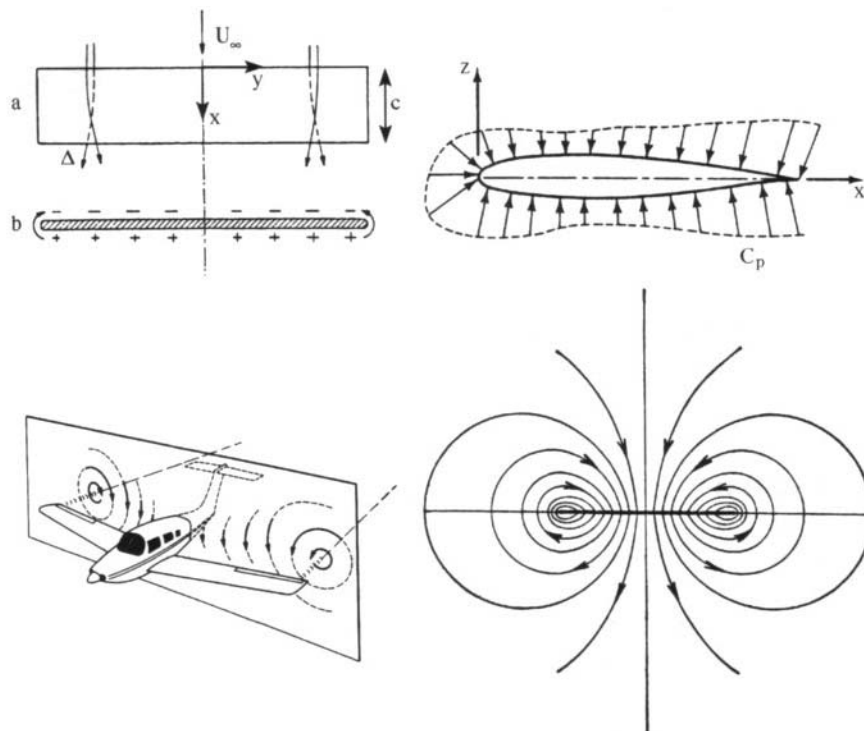


Σχήμα 2.2. Χαρακτηριστικά μεγέθη ορισμού πτέρυγας.

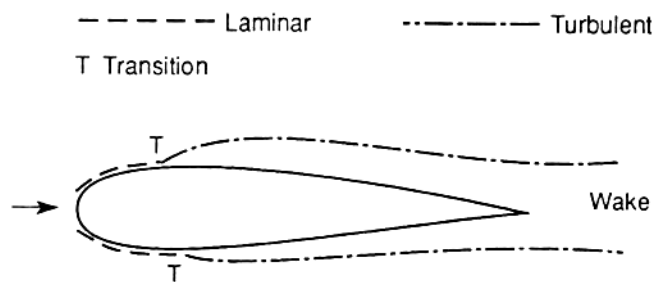
Σε μία τρισδιάστατη πτέρυγα, που βρίσκεται σε γωνία πρόσπτωσης μέσα σε παράλληλη ροή, στο επάνω μέρος της επικρατούν χαμηλότερες πιέσεις σε σύγκριση με το κάτω μέρος της πτέρυγας, οπότε το ρευστό τείνει να περάσει από τα ακροπτερύγια στο επάνω μέρος της, αναπτύσσοντας έτσι μια εγκάρσια κυκλοφορία και άρα εξισώνει στα ακροπτερύγια την διαφορά πιέσεων. Οι γραμμές ροής έχουν συνεπώς την μορφή του σχήματος 2.3.

Θεωρώντας αριθμό Reynolds τόσο ώστε τα οριακά στρώματα που αναπτύσσονται πάνω στην αεροτομή να είναι λεπτά σε σχέση με μία τυπική διάσταση της αεροτομής και μικρή γωνία πρόσπτωσης, βλέπουμε ότι, για κάποια απόσταση κατάντη της ακμής προσβολής, η ροή στο οριακό στρώμα είναι σε ομοιόμορφες γραμμές ροής, σχεδόν παράλληλες στην επιφάνεια της πτέρυγας, και αναφερόμαστε στην ροή ως *στρωτή*. Σε κάποιο σημείο ωστόσο, ανάλογα τώρα με τον αριθμό Reynolds, η διανομή πίεσης πάνω στην επιφάνεια, η τραχύτητα της επιφάνειας και η

παρουσία τυχαίων διαταραχών (π.χ. θόρυβος) η ροή στο οριακό στρώμα γίνεται ασταθής και έντονα από στρωτή σε *τυρβώδη* (σχήμα 2.4.).



Σχήμα 2.3. Ανάπτυξη εγκάρσιας κυκλοφορίας.



Σχήμα 2.4. Ανάπτυξη οριακού στρώματος πάνω σε πτέρυγα (όχι υπό κλίμακα).

Στο τυρβώδες οριακό στρώμα βρίσκουμε ακανόνιστες διακυμάνσεις του μέτρου και της διεύθυνσης της ταχύτητας υπερτιθέμενες στην μέση ροή, αλλά η τελευταία παραμένει περίπου παράλληλη στην επιφάνεια. Η διαδικασία μετάβασης από στρωτή σε τυρβώδη ροή στο οριακό στρώμα ονομάζεται *μεταβατική περιοχή*. Η κατάντι έκταση της περιοχής όπου λαμβάνει χώρα η μετάβαση ποικίλει με τον αριθμό Reynolds. Σε χαμηλούς αριθμούς Reynolds, για παράδειγμα της

τάξης $5 \cdot 10^5$ ή μικρότερη, με βάση την χορδή της αεροτομής, η περιοχή αυτή μπορεί να καταλαμβάνει μεγάλο μέρος της χορδής, αλλά για αριθμούς Reynolds μεγαλύτερους από περίπου $2 \cdot 10^6$, η κατάντη έκταση της μεταβατικής περιοχής είναι μικρή σε σχέση με την χορδή και για τις περισσότερες περιπτώσεις μπορεί να θεωρηθεί η διαδικασία σχεδόν ακαριαία. Έτσι αναφερόμαστε στο *σημείο μετάβασης* για τις δύο διαστάσεις και στην *γραμμή μετάβασης* για τις τρεις διαστάσεις.

Για την παρούσα αεροδυναμική ανάλυση, υπολογίσθηκαν οι αεροδυναμικοί συντελεστές για την άντωση (C_L) και την οπισθέλκουσα (C_D), με βάση τις εξησώσεις 2.1 και 2.2, οι οποίες αποτελούνε και τον ορισμό αυτών. Το πρόγραμμα που χρησιμοποιήθηκε έχει βαθμονομηθεί χρησιμοποιώντας σταθερές για να αντισταθμίσει την διαφορά μεταξύ των πραγματικών και θεωρητικών τιμών. Η βαθμονόμηση έχει γίνει χρησιμοποιώντας δεδομένα από πραγματικές πτήσεις παρόμοιων αεροσκαφών. Αυτό κάνει τα αποτελέσματα απολύτως ακριβή.

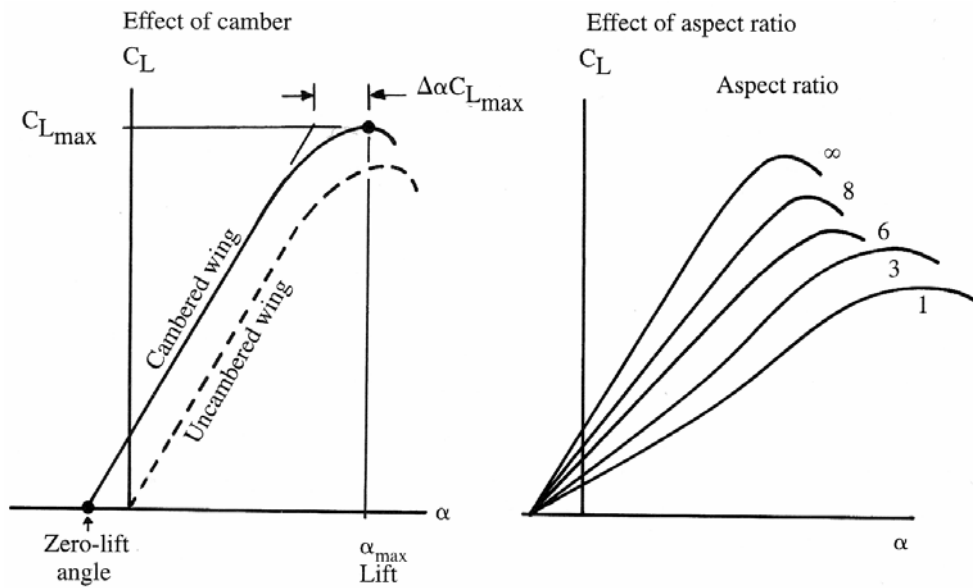
$$L = qSC_L \quad (2.1)$$

$$D = qSC_D \quad (2.2)$$

όπου: $q = \frac{1}{2} \rho V^2$, η δυναμική πίεση (κινητική ενέργεια ανά μονάδα όγκου)

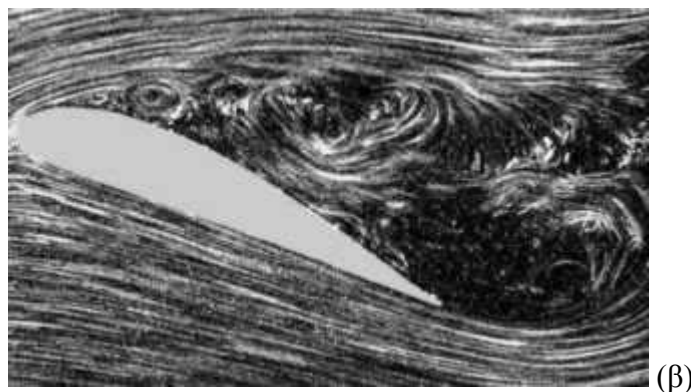
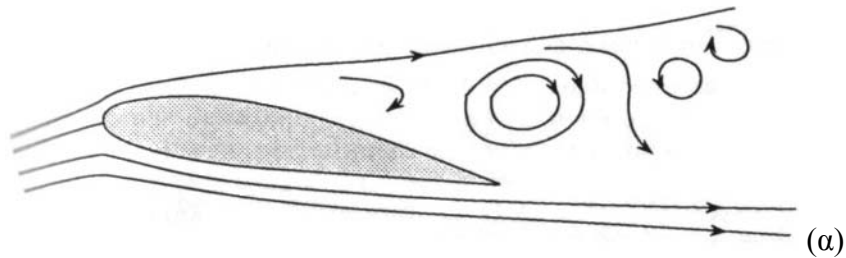
2.1.Εκτίμηση Άντωσης

Για τον υπολογισμό της κλίσης της καμπύλης άντωσης, θεωρήθηκε ότι η αεροτομή είναι μια συμμετρική NACA με μέγιστο πάχος 10%. Το σχήμα 2.5 δείχνει τυπικές καμπύλες άντωσης σε πτέρυγα. Η πτέρυγα χωρίς καμπυλότητα δεν παράγει άντωση στις 0° γωνία προσβολής ενώ η πτέρυγα με καμπυλότητα παράγει θετική άντωση στις ίδιες μοίρες και απαιτείται αρνητική γωνία προσβολής για την μηδενική άντωση.



Σχήμα 2.5. Καμπύλη άντωσης πτέρυγας.

Η μέγιστη άντωση επιτυγχάνεται στη γωνία απώλειας στήριξης, πέραν της οποίας η άντωση μειώνεται ραγδαία. Όταν η πτέρυγα βρίσκεται σε απώλεια στήριξης, το μεγαλύτερο μέρος της ροής πάνω από την ράχη της πτέρυγας έχει αποκολληθεί σχήμα (2.6).



Σχήμα 2.6. (α) Αποκολλημένη ροή ανάντη αεροτομής σε μεγάλη γωνία προσβολής, (β) οπτικοποίηση αποκολλημένης ροής με τεχνική νημάτων καπνού.

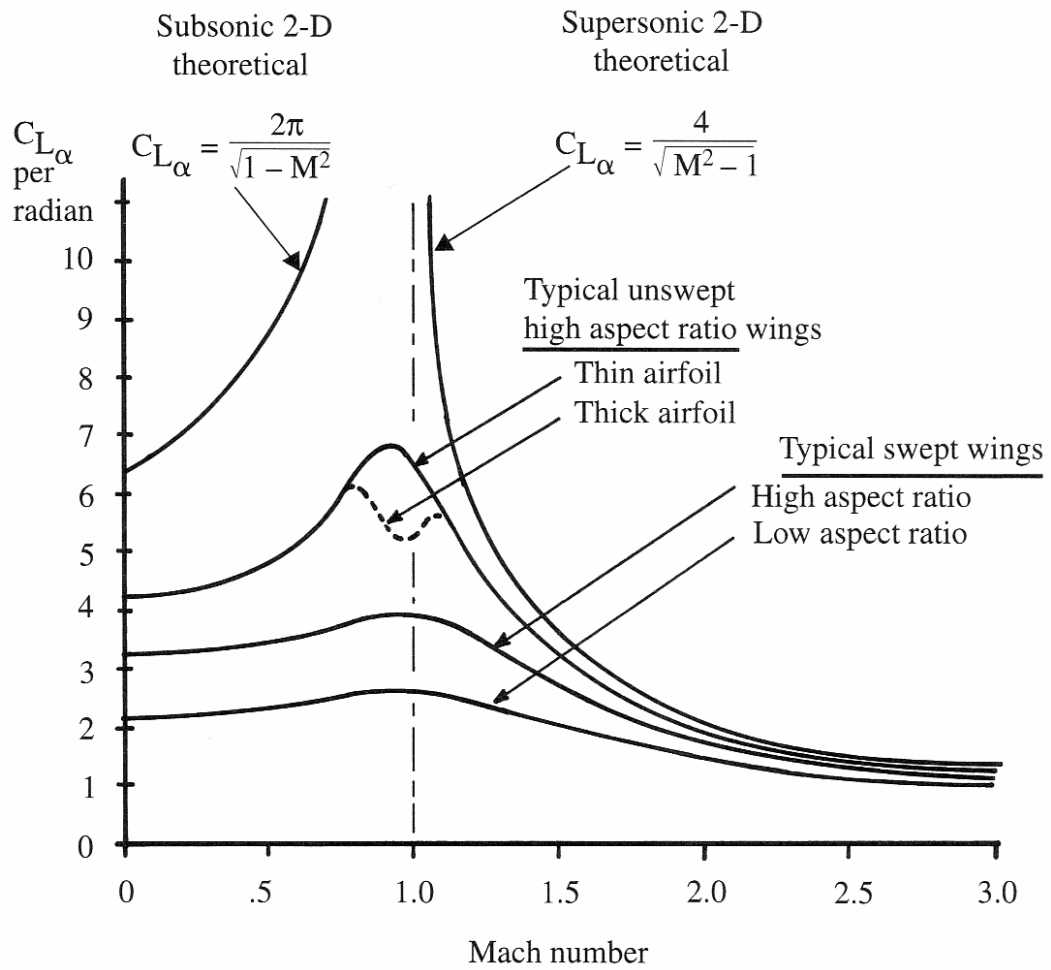
Η κλίση της καμπύλης άντωσης είναι ουσιαστικά γραμμική εκτός από την γειτονία της γωνίας απώλειας στήριξης, επιτρέποντας τον συντελεστή άντωσης κάτω από την απώλεια στήριξης να υπολογισθεί απλά ως το γινόμενο της κλίσης επί την γωνία προσβολής (σχετικά ως προς την γωνία μηδενικής άντωσης). Στην απώλεια στήριξης, η καμπύλη άντωσης γίνεται μη γραμμική έτσι ώστε η γωνία μέγιστης άντωσης να είναι μεγαλύτερη από την γραμμική τιμή σε ποσό που σημειώνεται στο σχήμα 2.5 ως $\Delta\alpha$ στο C_{Lmax} .

Το σχήμα 2.5 δείχνει επίσης την επίδραση του λόγου επιμήκους ($AR=b^2/S$) στην άντωση. Για μία πτέρυγα άπειρου λόγου επιμήκους (η περίπτωση 2-D αεροτομής) η θεωρητική κλίση της καμπύλης άντωσης σε χαμηλές ταχύτητες είναι ίση με 2π (ανά ακτίνιο).

Οι πραγματικές αεροτομές έχουν κλίσεις καμπυλών άντωσης μεταξύ 90% και 100% της θεωρητικής τιμής. Αυτό το ποσοστό καλείται απόδοση αεροτομής (η). Μείωση του λόγου επιμήκους συνεπάγεται και μείωση της κλίσης της καμπύλης άντωσης, όπως φαίνεται στο σχ. 2.5. Σε πολύ μικρούς λόγους επιμήκους, η ικανότητα του αέρα να ξεφεύγει γύρω από τα ακροπερύγια τείνει να αποτρέψει την απώλεια στήριξης ακόμα και σε μεγάλες γωνίες προσβολής. Πρέπει επίσης να σημειωθεί ότι η καμπύλη άντωσης γίνεται μη γραμμική για πολύ χαμηλούς λόγους επιμήκους.

Αυξάνοντας την γωνία βέλους (σχ. 2.2) της πτέρυγας προκαλείται παρόμοιο αποτέλεσμα με την ελάττωση του λόγου επιμήκους. Μια υψηλά οπισθοκλινής πτέρυγα έχει κλίση καμπύλης άντωσης που ομοιάζει με την καμπύλη λόγου επιμήκους 3, που παρουσιάζεται στο σχήμα 2.5.

Η επίδραση του αριθμού Mach στην κλίση της καμπύλης άντωσης παρουσιάζεται στο σχήμα 2.7. Οι γραμμές των 2-D αεροτομών αντιπροσωπεύουν τα άνω όρια για την πτέρυγα με άπειρο λόγο επιμήκους και μηδενική γωνία βέλους. Οι πραγματικές πτέρυγες βρίσκονται κάτω από αυτά τα όρια. Επίσης, οι πραγματικές πτέρυγες ακολουθούν μία μεταβατική καμπύλη στη διηχητική ζώνη μεταξύ της ανοδικής υποηχητικής καμπύλης και της καθοδικής υπερηχητικής καμπύλης. Η κλίση της καμπύλης άντωσης είναι χρήσιμη για τον υπολογισμό της επαγόμενης αντίστασης, όπως θα φανεί παρακάτω, καθώς και στην ανάλυση της διαμήκους ευστάθειας του αεροσκάφους.



Σχήμα 2.7. Κλίση καμπύλης άντωσης συναρτήσει αριθμού Mach.

Για τον υπολογισμό της κλίσης της άντωσης για ολόκληρη την πτέρυγα χρησιμοποιήθηκε μια ημι-εμπειρική σχέση, (εξίσωση 2.3). Η εξίσωση αυτή θεωρείται πολύ ακριβής μέχρι τον αριθμού Mach στο σημείο της παρεκβατικής οπισθέλκουσας και είναι πρακτικά ακριβής σχεδόν μέχρι το Mach 1 για μια οπισθοκλινή πτέρυγα.

$$C_{L\alpha} = \frac{\frac{2\pi \times AR}{2 + \sqrt{4 + \frac{AR^2 \times \beta^2}{\eta^2} \times \left(1 + \frac{\tan^2(\Lambda_{0.25})}{\beta^2}\right)}} \times \frac{S_{\text{exposed wing}}}{S} \times F}{\cos \Gamma} \quad (2.3)$$

όπου: $\eta = \frac{C_{t_a}}{2\pi/\beta} = 0.95$, η απόδοση της αεροτομής. Η τιμή του η έχει δοθεί κατ' εκτίμηση και

είναι μία από τις παραμέτρους που εν δυνάμει μπορούν να αλλάξουν τιμή αναλόγως των αποτελεσμάτων των δοκιμαστικών πτήσεων του αεροσκάφους.

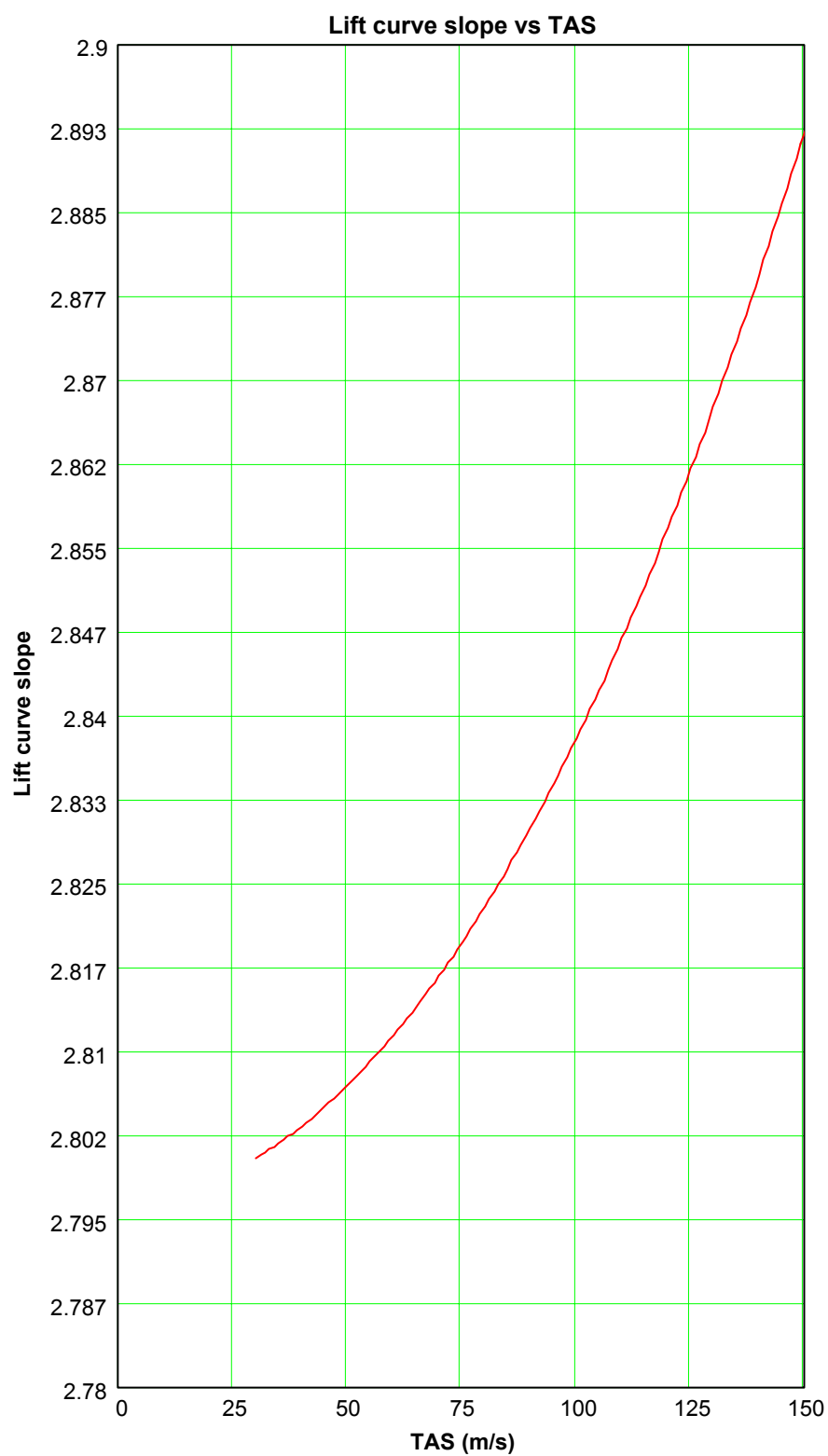
$$\beta^2 = 1 - M^2$$

$S_{\text{exposed wing}}$, η εκτεθειμένη κάτοψη της πτέρυγας

$$F = 1.07 \cdot \left(1 + \frac{d}{b}\right)^2, \text{ Ο συντελεστής άντωσης ατράκτου που οφείλεται στο γεγονός ότι}$$

άτρακτος διαμέτρου d , δημιουργεί κάποια άντωση λόγω της αλληλεπίδρασης της με την πτέρυγα.

Θέτοντας τα αριθμητικά δεδομένα του υπόψη αεροσκάφους στην εξίσωση 2.3, προκύπτει το διάγραμμα 2.1 που περιγράφει την κλίση της καμπύλης άντωσης συναρτήσει της πραγματικής ταχύτητας αέρα.



Διάγραμμα 2.1. Υπολογιζόμενη κλίση καμπύλης άντωσης συναρτήσει Πραγματικής Ταχύτητας Αέρα.

2.2. Εκτίμηση Οπισθέλκουσας

Όπως και η άντωση έτσι και η αντίσταση (οπισθέλκουσα) είναι ένα αποτέλεσμα συνδυασμού διατμητικών δυνάμεων και δυνάμεων πίεσης. Ειδικότερα, η αντίσταση σε μια πτέρυγα είναι η συνισταμένη διαφόρων δυνάμεων όπως η αντίσταση του προφίλ της αεροτομής, η αντίσταση επιφανειακής τριβής, η αντίσταση αποκόλλησης, η παρασιτική αντίσταση, η αντίσταση καμπυλότητας, η επαγόμενη αντίσταση (αντίσταση λόγω άντωσης), η αντίσταση κυμάτων κρούσης, η αντίσταση αλληλεπίδρασης, κλπ.

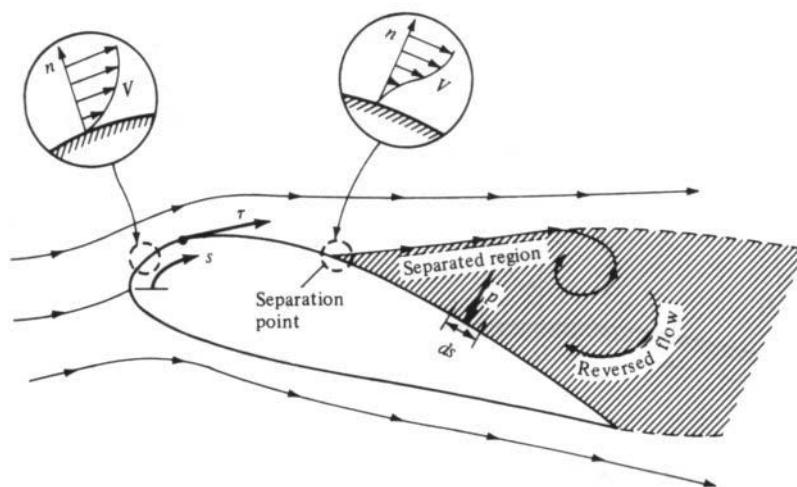
Ο πίνακας 2.1 παρουσιάζει τα επιμέρους τμήματα που συνθέτουν τη συνολική δύναμη οπισθέλκουσας, με βάση τον τρόπο δημιουργίας του κάθε ενός (διάτμηση ή πίεση) και στο εάν η κάθε μορφή αντίστασης συνδέεται άμεσα με την άντωση που παράγεται.

Πίνακας 2.1. Επιμέρους συνιστώσες που συνθέτουν την συνολική δύναμη οπισθέλκουσας

	Δυνάμεις επιφανειακής τριβής	Δυνάμεις πίεσης		
		Αποκόλληση ροής	Κύμα κρούσης	Ανακύκλωση ροής
Παρασιτική οπισθέλκουσα	Αντίσταση επιφανειακής τριβής	Συνεκτική αποκόλληση Αντίσταση αποκόλλησης ροής λόγω κύματος κρούσης	Αντίσταση κρουστικών κυμάτων	
	Αντίσταση αλληλεπίδρασης ροής Αντίσταση μετωπικής επιφάνειας			
Επαγόμενη αντίσταση [f(lift)]	Επίπτωση υπερτάχυνσης στην επιφανειακή τριβή	Αντίσταση καμπύλης κάμπερ Επίπτωση υπερτάχυνσης στην αντίσταση μετωπικής επιφάνειας		Αντίσταση λόγω άντωσης Αντίσταση γωνίας τρίμ Κρουστική αντίσταση λόγω άντωσης
Επιφάνια αναφοράς	Βρεχόμενη επιφάνια	Μέγιστη επιφάνια τομής	Καταμερισμός όγκου	Επιφάνια αναφοράς

Οι δυνάμεις αντίστασης που σχετίζονται άμεσα με την άντωση είναι γνωστές ως παρασιτική αντίσταση ή ως αντίσταση μηδενικής άντωσης. Σε υποηχητική πτήση, η παρασιτική αντίσταση αποτελείται κυρίως από την αντίσταση επιφανειακής τριβής, η οποία εξαρτάται κυρίως από την βρεχόμενη επιφάνεια. Η αντίσταση επιφανειακής τριβής, μιας επίπεδης πλάκας με βρεχόμενη επιφάνεια ίση με αυτή του αεροσκάφους μπορεί να προσδιορισθεί για διάφορους αριθμούς Reynolds και επιφανειακής τραχύτητας. Ωστόσο, η πραγματική παρασιτική αντίσταση είναι κατά τι μεγαλύτερη από αυτή την τιμή.

Υφίστανται τρεις διαφορετικές αιτίες παραγωγής αντίστασης λόγω δυνάμεων πίεσης. Η πρώτη, η συνεκτική αποκόλληση, ήταν η αιτία ουσιαστικής δυσκολίας κατά τα πρώτα στάδια της θεωρητικής ανάπτυξης της αεροδυναμικής. Η αντίσταση λόγω συνεκτικής αποκόλλησης, συχνά αποκαλούμενη και «αντίσταση μορφής», εξαρτάται από την θέση του σημείου αποκόλλησης της ροής στο αεροδυναμικό σώμα, σχήμα 2.8. Εάν η ροή αποκολληθεί κοντά στο εμπρόσθιο μέρος του σώματος η αντίσταση είναι πολύ μεγαλύτερη από ότι εάν αποκολληθεί προς το πίσω μέρος αυτού.



Σχήμα 2.8. Ανάπτυξη της αποκόλλησης του οριακού στρώματος.

Η θέση του σημείου αποκόλλησης εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από την καμπυλότητα του σώματος. Επιπλέον, το σημείο αποκόλλησης επηρεάζεται από την κινητική ενέργεια της ροής. Η τυρβώδης ροή έχει περισσότερη ενέργεια από ότι η στρωτή ροή, με αποτέλεσμα ένα τυρβώδες οριακό στρώμα να τείνει ουσιαστικά να καθυστερεί την αποκόλληση του.

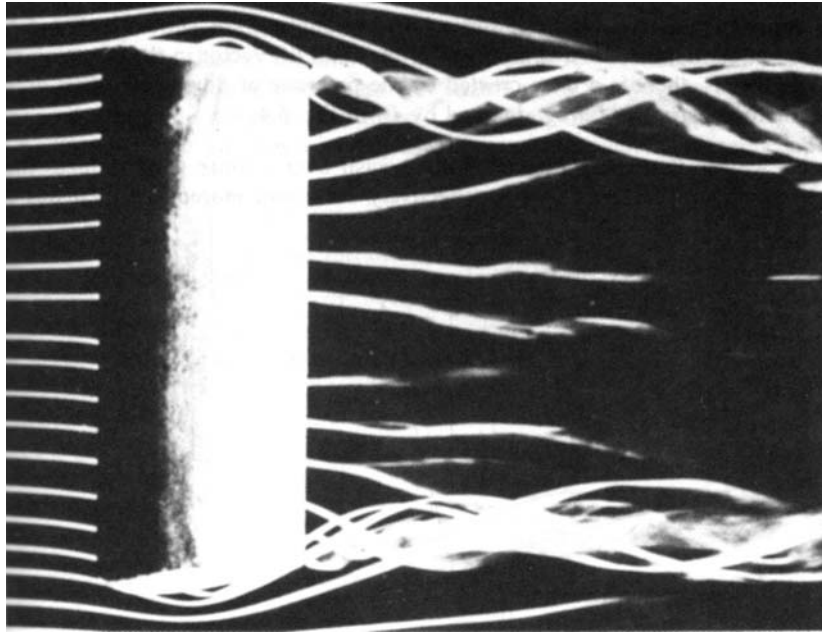
Η αντίσταση αλληλεπίδρασης είναι η αύξηση της αντίστασης των διάφορων τμημάτων του αεροσκάφους λόγω της εκτροπής της ροής τους από άλλα παρακείμενα τμήματα. Ως παράδειγμα, η άτρακτος γενικά προκαλεί μια αύξηση στην αντίσταση της πτέρυγας επικουρώντας την αποκόλληση της ροής στη ρίζα της. Η αντίσταση αλληλεπίδρασης συνήθως είναι το αποτέλεσμα της αύξησης της αποκόλλησης της ροής, αν και η αντίσταση επιφανειακής τριβής μπορεί επίσης να αυξηθεί εάν ένα τμήμα του αεροσκάφους μετατρέπει την ροή πάνω από ένα άλλο τμήμα σε τυρβώδη ή αυξάνει την ταχύτητα.

Η αντίσταση λόγω κρουστικών κυμάτων προκαλείται από την δημιουργία κυμάτων κρούσης στις υψηλές υποηχητικές ή υπερηχητικές ταχύτητες. Στις υψηλές υποηχητικές ταχύτητες, τα κύματα κρούσης δημιουργούνται πρώτα στην ράχη της πτέρυγας καθώς εκεί η ροή είναι επιταχυνόμενη.

Το τμήμα της δύναμης αντίστασης που αποτελεί συνάρτηση της άντωσης είναι γνωστό ως επαγόμενη αντίσταση. Η αντίσταση αυτή δημιουργείται από την κυκλοφορία γύρω από την αεροτομή, γεγονός που αναγόμενο στην τρισδιάστατη πτέρυγα δημιουργεί στροβίλους στον ομόρου της ροής της (σχήμα 2.9). Η ενέργεια που απαιτείται για την παραγωγή αυτών των στροβίλων αφαιρείται από την πτέρυγα ως δύναμη αντίστασης και είναι ανάλογη του τετραγώνου της άντωσης.

Η υψηλότερη πίεση κάτω από την πτέρυγα αναγκάζει την ποή να ξεφίγει γύρω από το ακροπερύγιο προς την άνω επιφάνεια της πτέρυγας ελαττώνοντας την άντωση και προκαλώντας το εξωτερικό μέρος της πτέρυγας να ίπταται σε ένα επιδρών κατώρευμα. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα την περιστροφή του διανύσματος της άντωσης προς το πίσω μέρος της πτέρυγας δημιουργώντας μια συνιστώσα της στη διεύθυνση της αντίστασης.

Στην ανάλυση που ακολουθεί και επικεντρώνεται στο υπό εξέταση αεροσκάφος, η ολική αντίστασή του είναι το άθροισμα της παρασιτικής αντίστασης και της επαγόμενης αντίστασης. Για την εκτίμηση της υποηχητικής παρασιτικής αντίστασης, χρησιμοποιήθηκε η μέθοδος ανάλυσης συνιστωσών “Component Drag Buildup Method” (D. P. Raymer, Ref 1).



Σχήμα 2.9. Αναδιπλούμενοι στρόβιλοι στον ομόρου παραλληλόγραμμης πτέρυγας. Η πτέρυγα βρίσκεται σε σήραγγα καπνού, όπου οι διακεκριμένες γραμμές ροής γίνονται ορατές με ίνες καπνού.

Ολική Παρασιτική Αντίσταση

Η μέθοδος “Component Drag Buildup Method” χρησιμοποιεί ένα υπολογισμένο συντελεστή αντίστασης επιφανειακής τριβής (C_f) επίπεδης πλάκας και ένα συντελεστή μορφής (*form factor*) (FF) που εκτιμάει την αντίσταση πίεσης λόγω της συνεκτικής αποκόλλησης. Στην συνέχεια, οι *συνέπειες αλληλεπίδρασης* στην συνιστώσα αντίστασης εκτιμώνται με ένα συντελεστή “ Q ” και ο συνολικός συντελεστής της συνιστώσας αντίστασης, (εξίσωση 2.4), προσδιορίζεται ως το γινόμενο της βρεχόμενης επιφάνειας, και των C_f , FF , και Q .

$$(C_{D_0})_{subsonic} = \frac{\sum (C_{f_c} \times FF_c \times Q_c \times S_{wet_c})}{S_{ref}} \quad (2.4)$$

Ο συντελεστής αντίστασης επιφανειακής τριβής εξαρτάται από τον αριθμό Reynolds, τον αριθμό Mach και την επιφανειακή τραχύτητα. Ο κώδικας είναι γραμμένος με τέτοιο τρόπο ώστε να θεωρεί ότι για αριθμό Reynolds πάνω από 50000 η ροή είναι τυρβώδης.

Οι συντελεστές μορφής για εκτίμηση υποηχητικής αντίστασης εξαρτώνται από το σχήμα του τμήματος ενώ οι συντελεστές αλληλεπίδρασης επιλέχθηκαν προσεκτικά για κάθε τμήμα σύμφωνα με την θέση τους στον σκελετό του αεροσκάφους. Ο συντελεστής παρασιτικής

αντίστασης εκτιμήθηκε για κάθε κομμάτι του αεροσκάφους χρησιμοποιώντας τις ακόλουθες εξισώσεις:

- Για την πτέρυγα,

$$R_{N_{wing}} = \frac{\rho \times V \times \ell_{wing}}{\mu} \text{ τοπικός αριθμός Reynolds}$$

$$\text{εάν } R_{N_{wing}} < 500000 \text{ τότε } C_{f_{wing}} = \frac{1.328}{\sqrt{R_{N_{wing}}}} \text{ συντελεστής επιφανειακής τριβής}$$

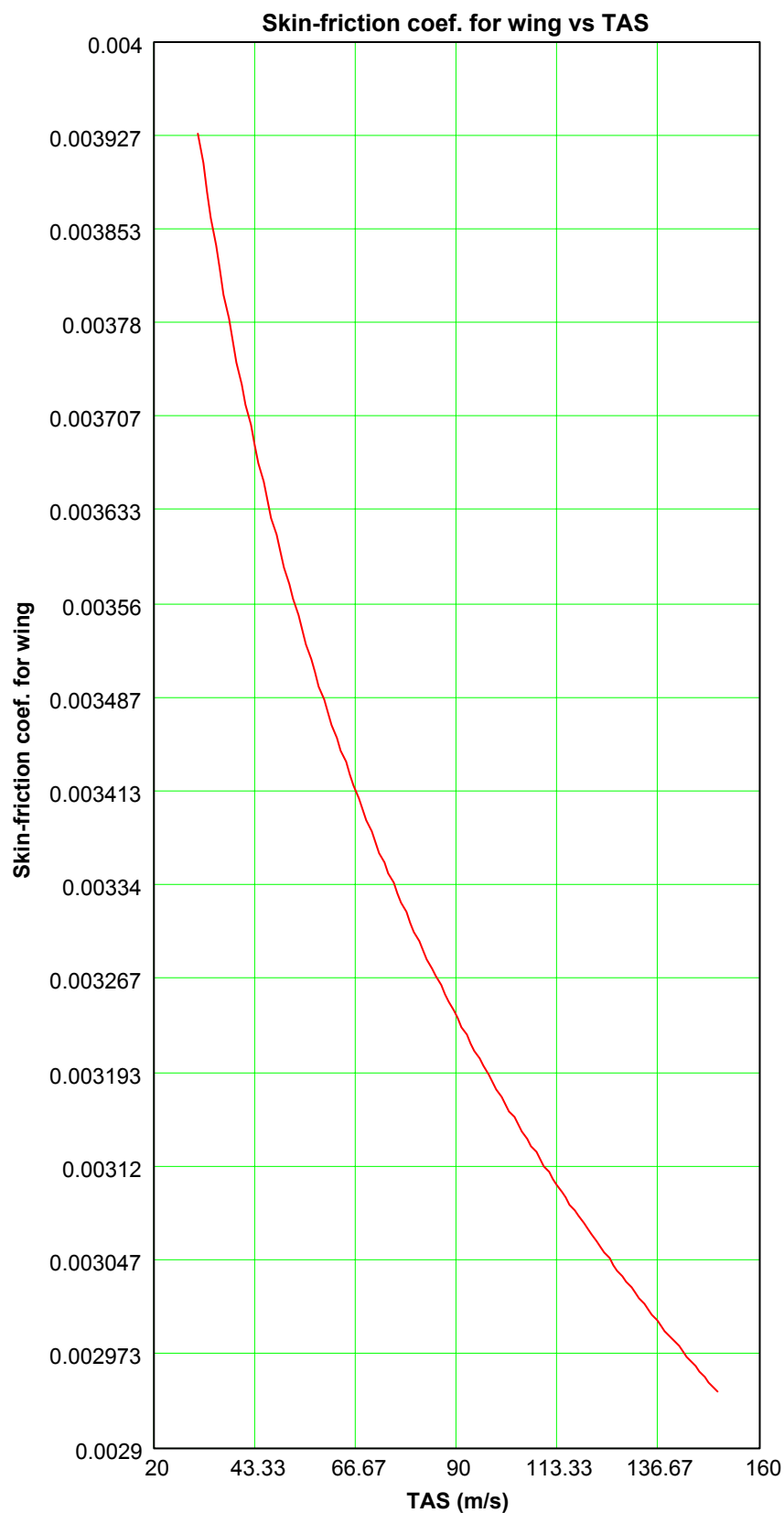
$$\text{εάν } R_{N_{wing}} \geq 500000 \text{ τότε } C_{f_{wing}} = \frac{0.455}{(\log R_{N_{wing}})^{2.58} \times (1 + 0.144 \times M^2)^{0.65}} \text{ συντελεστής επιφ. τριβής}$$

$$FF_{wing} = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \times [1.34 \times M^{0.18} \times \cos(\Lambda_m)^{0.28}] \text{ συντελεστής μορφής}$$

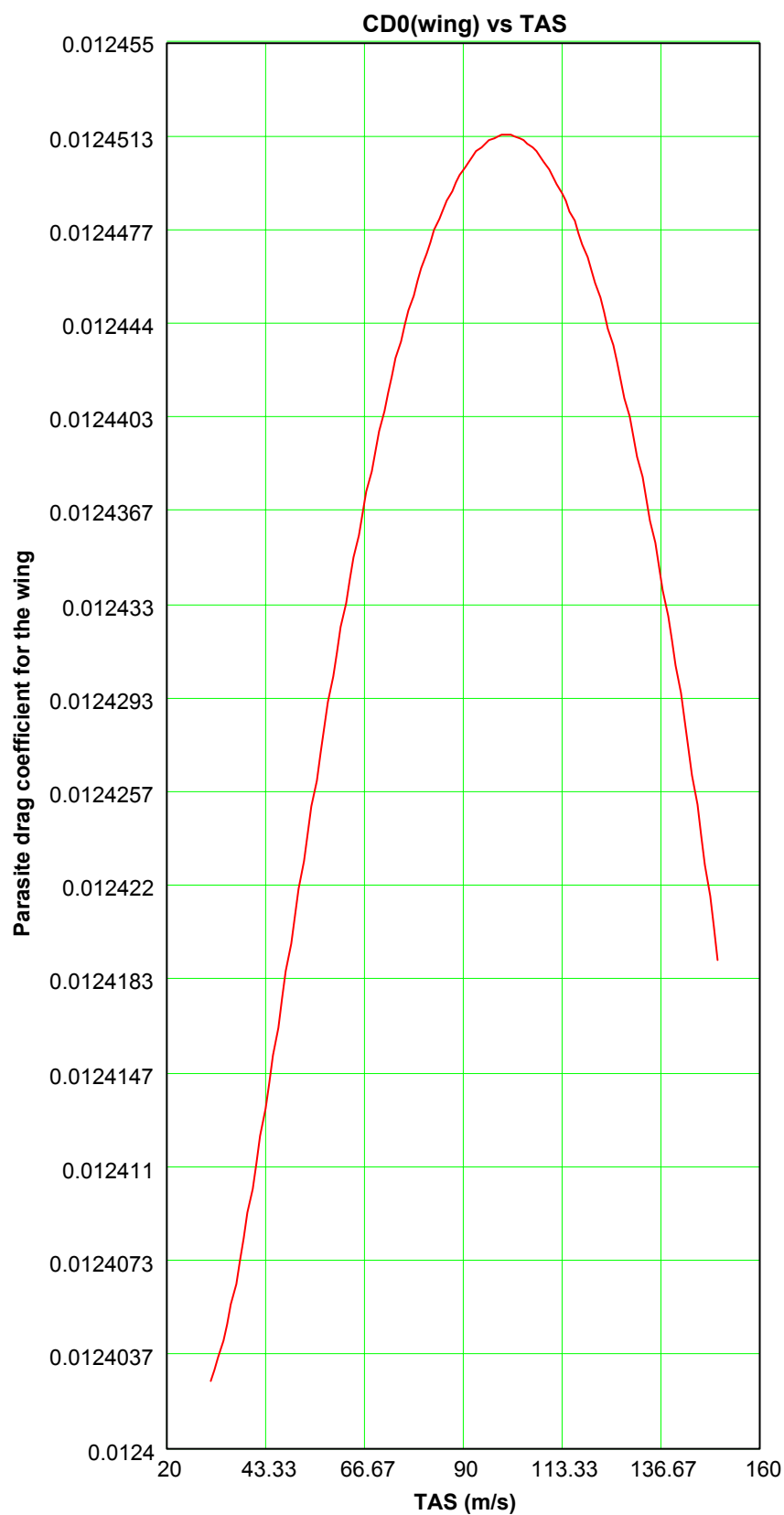
$$Q_{wing} = 1 \text{ συντελεστής αλληλεπίδρασης}$$

$$(C_{D_0})_{wing} = \frac{\sum (C_{f_{wing}} \times FF_{wing} \times Q_{wing} \times S_{wet_{wing}})}{S_{ref_{wing}}} \quad (2.5)$$

Τα αποτελέσματα των υπολογισμών του συντελεστή επιφανειακής τριβής και παρασιτικής αντίστασης της πτέρυγας, συναρτήσει της πραγματικής ταχύτητας αέρα, παρουσιάζονται στα διαγράμματα 2.2 και 2.3.



Διάγραμμα 2.2. Υπολογιζόμενος συντελεστής επιφανειακής τριβής της πτέρυγας συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα



Διάγραμμα 2.3. Υπολογιζόμενος συντελεστής παρασιτικής αντίστασης της πτέρυγας συναρτήσει της πραγματικής ταχύτητας αέρα.

- Για το κάθετο σταθερό,

$$R_{N_{V_{tail}}} = \frac{\rho \times V \times \ell_{V_{tail}}}{\mu} \text{ τοπικός αριθμός Reynolds}$$

$$\text{εάν } R_{N_{V_{tail}}} < 500000 \text{ τότε } C_{f_{V_{tail}}} = \frac{1.328}{\sqrt{R_{N_{V_{tail}}}}} \text{ συντελεστής επιφανειακής τριβής}$$

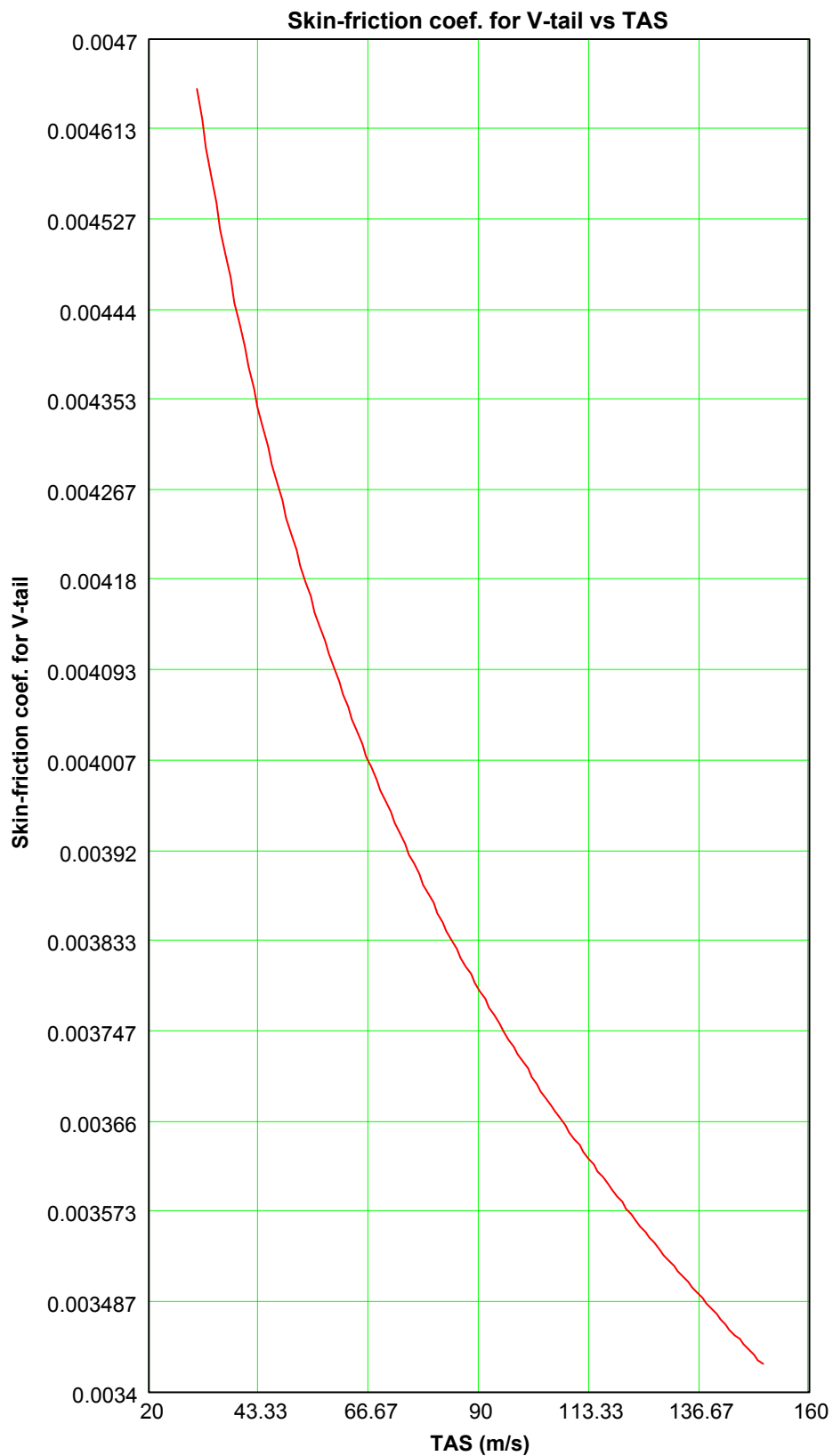
$$\text{εάν } R_{N_{V_{tail}}} \geq 500000 \text{ τότε } C_{f_{V_{tail}}} = \frac{0.455}{(\log R_{N_{V_{tail}}})^{2.58} \times (1 + 0.144 \times M^2)^{0.65}} \text{ συντελεστής επιφ. Τριβής}$$

$$FF_{V_{tail}} = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \times \left[1.34 \times M^{0.18} \times \cos(\Lambda_m)^{0.28} \right] \text{ συντελεστής μορφής}$$

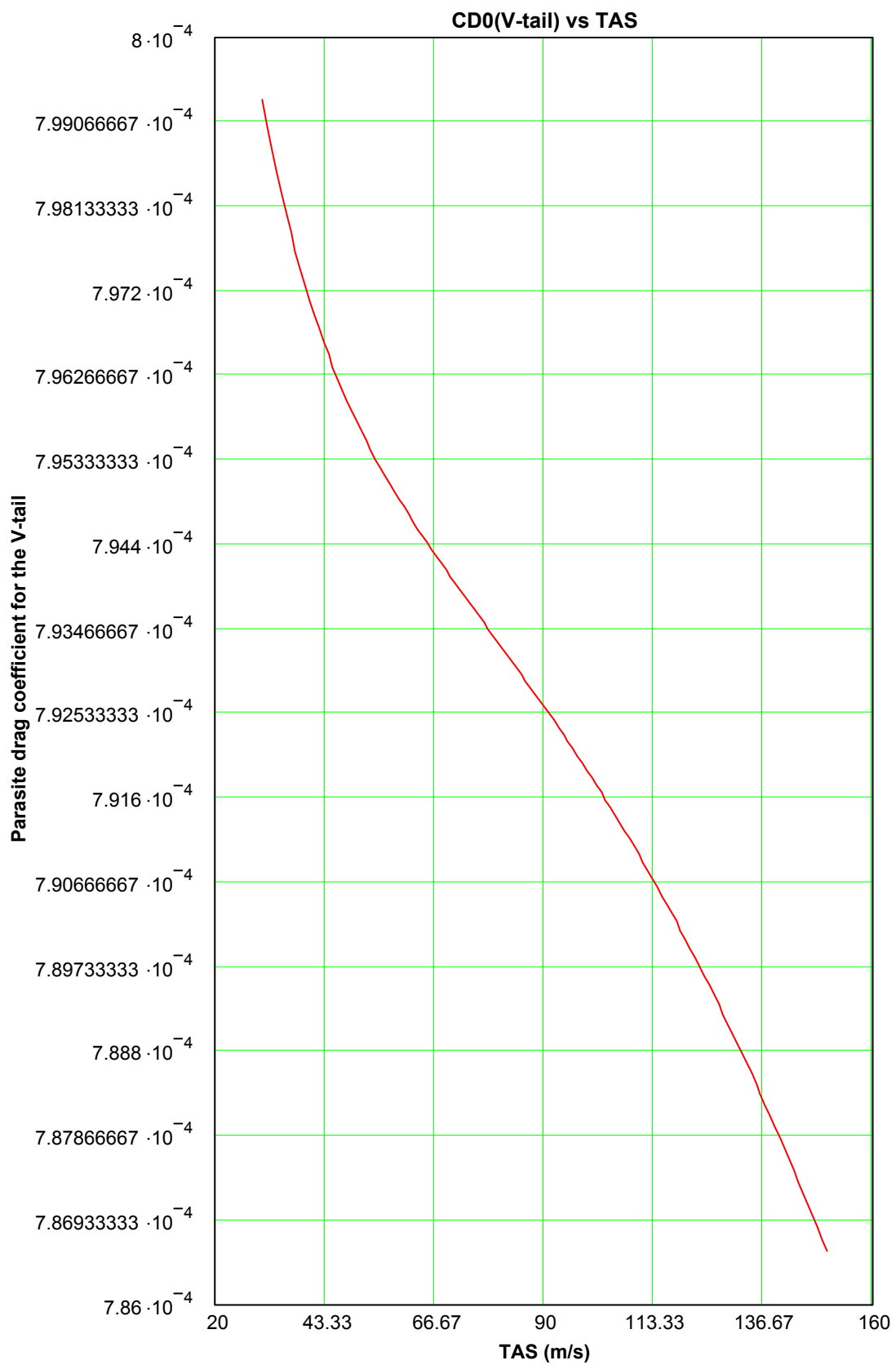
$$Q_{V_{tail}} = 1.03 \text{ συντελεστής αλληλεπίδρασης}$$

$$(C_{D_0})_{V_{tail}} = \frac{\sum (C_{f_{V_{tail}}} \times FF_{V_{tail}} \times Q_{V_{tail}} \times S_{wet_{V_{tail}}})}{S_{ref_{V_{tail}}}} \quad (2.6)$$

Τα αποτελέσματα αντίστοιχα δίνονται στα διαγράμματα 2.4 και 2.5, συναρτήσει της πραγματικής ταχύτητας αέρα.



Διάγραμμα 2.4. Υπολογιζόμενος συντελεστής επιφανειακής τριβής του κάθετου σταθερού συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.



Διάγραμμα 2.5. Υπολογιζόμενος συντελεστής επιφανειακής τριβής του κάθετου σταθερού συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.

- Για την άτρακτο,

$$R_{N_{fuselage}} = \frac{\rho \times V \times \ell_{fuselage}}{\mu} \text{ τοπικός αριθμός Reynolds}$$

$$\text{εάν } R_{N_{fuselage}} < 500000 \text{ τότε } C_{f_{fuselage}} = \frac{1.328}{\sqrt{R_{N_{Vtail}}}} \text{ συντελεστής επιφανειακής τριβής}$$

$$\text{εάν } R_{N_{fuselage}} \geq 500000 \text{ τότε } C_{f_{fuselage}} = \frac{0.455}{(\log R_{N_{fuselage}})^{2.58} \times (1 + 0.144 \times M^2)^{0.65}} \text{ συντελεστής επιφ. τριβής}$$

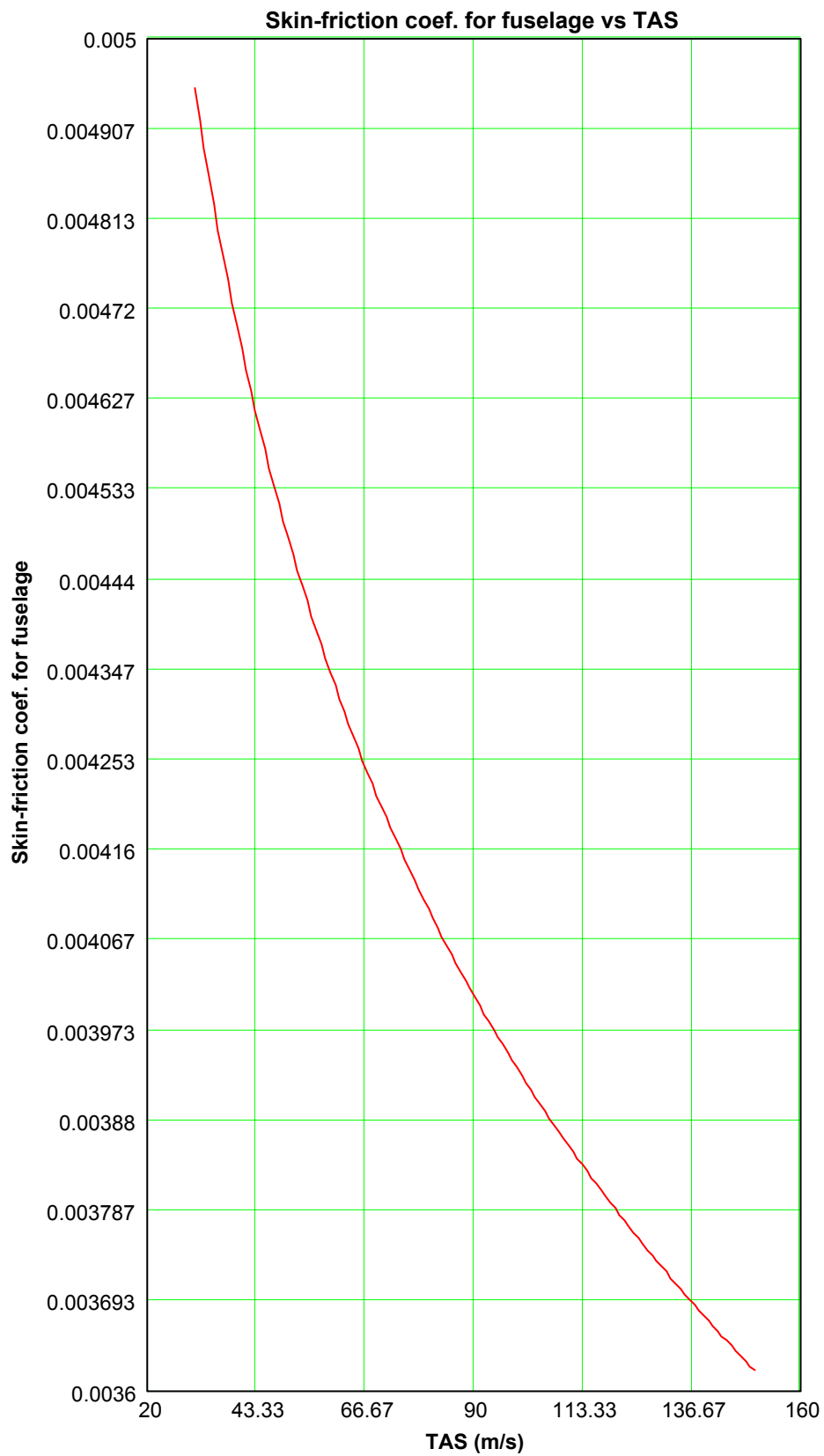
$$FF_{fuselage} = \left(1 + \frac{60}{f_{fuselage}^3} + \frac{f_{fuselage}}{400} \right) \text{ συντελεστής μορφής}$$

$$\text{όπου: } f_c = \frac{\ell_{fuselage}}{d_{fuselage}} = \frac{\ell_{fuselage}}{\sqrt{(4/\pi) \times A_{\max_{fuselage}}}}$$

$$Q_{fuselage} = 1 \text{ συντελεστής αλληλεπίδρασης}$$

$$(C_{D_0})_{fuselage} = \frac{\sum (C_{f_{fuselage}} \times FF_{fuselage} \times Q_{fuselage} \times S_{fuselage})}{S_{ref_{fuselage}}} \quad (2.7)$$

Τα αντίστοιχα αποτελέσματα παρουσιάζονται στα διαγράμματα 2.6 και 2.7.



Διάγραμμα 2.6. Υπολογιζόμενος συντελεστής επιφανειακής τριβής της ατράκτου συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.



Διάγραμμα 2.7. Υπολογιζόμενος συντελεστής παρασιτικής αντίστασης της ατράκτου συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.

- Για τους κινητήρες,

$$R_{N_{engine}} = \frac{\rho \times V \times \ell_{engine}}{\mu} \text{ τοπικός αριθμός Reynolds}$$

$$\text{εάν } R_{N_{engine}} < 500000 \text{ τότε } C_{f_{engine}} = \frac{1.328}{\sqrt{R_{N_{Vtail}}}} \text{ συντελεστής επιφανειακής τριβής}$$

$$\text{εάν } R_{N_{engine}} \geq 500000 \text{ τότε } C_{f_{engine}} = \frac{0.455}{(\log R_{N_{engine}})^{2.58} \times (1 + 0.144 \times M^2)^{0.65}} \text{ συντελεστής επιφ. τριβής}$$

$$FF_{engine} = 1 + \left(\frac{0.35}{f_{engine}} \right) \text{ συντελεστής μορφής}$$

$$\text{όπου: } f_c = \frac{\ell_{engine}}{d_{engine}} = \frac{\ell_{engine}}{\sqrt{(4/\pi) \times A_{\max_{engine}}}}$$

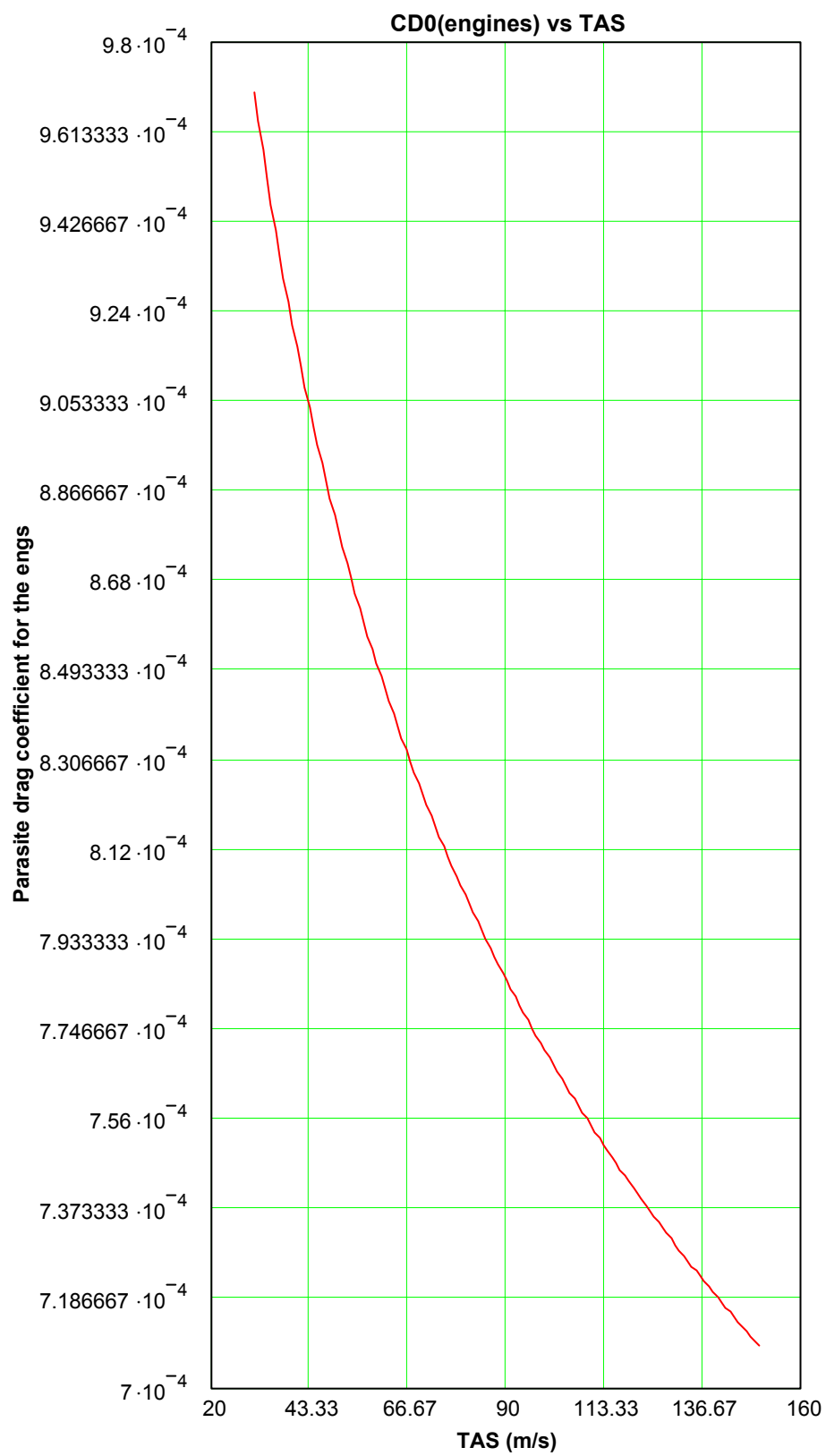
$$Q_{engine} = 1.5 \text{ συντελεστής αλληλεπίδρασης}$$

$$(C_{D_0})_{engine} = \frac{2 \times \sum (C_{f_{engine}} \times FF_{engine} \times Q_{engine} \times S_{engine})}{S_{ref_{engine}}} \quad (2.8)$$

Τα σχετικά αποτελέσματα παρουσιάζονται στα διαγράμματα 2.8 και 2.9.



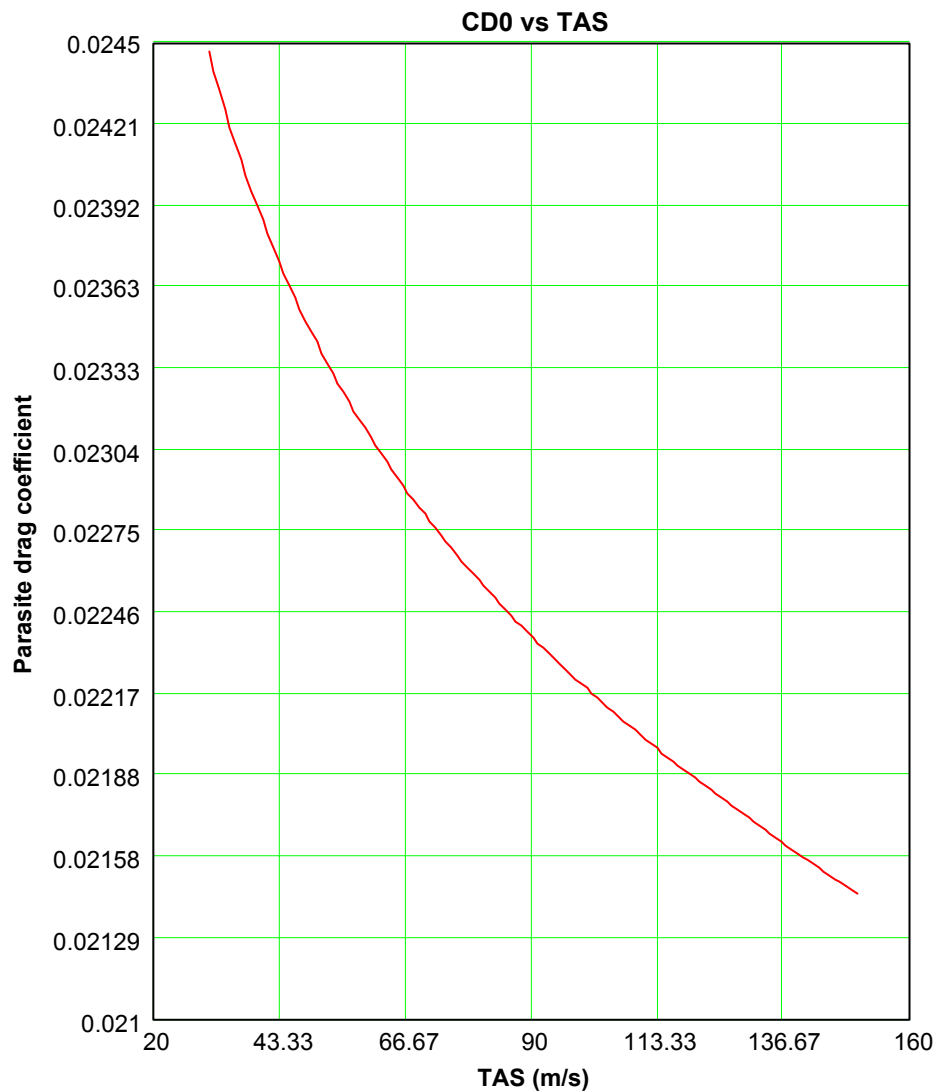
Διάγραμμα 2.8. Υπολογιζόμενος συντελεστής επιφανειακής τριβής του κινητήρα συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.



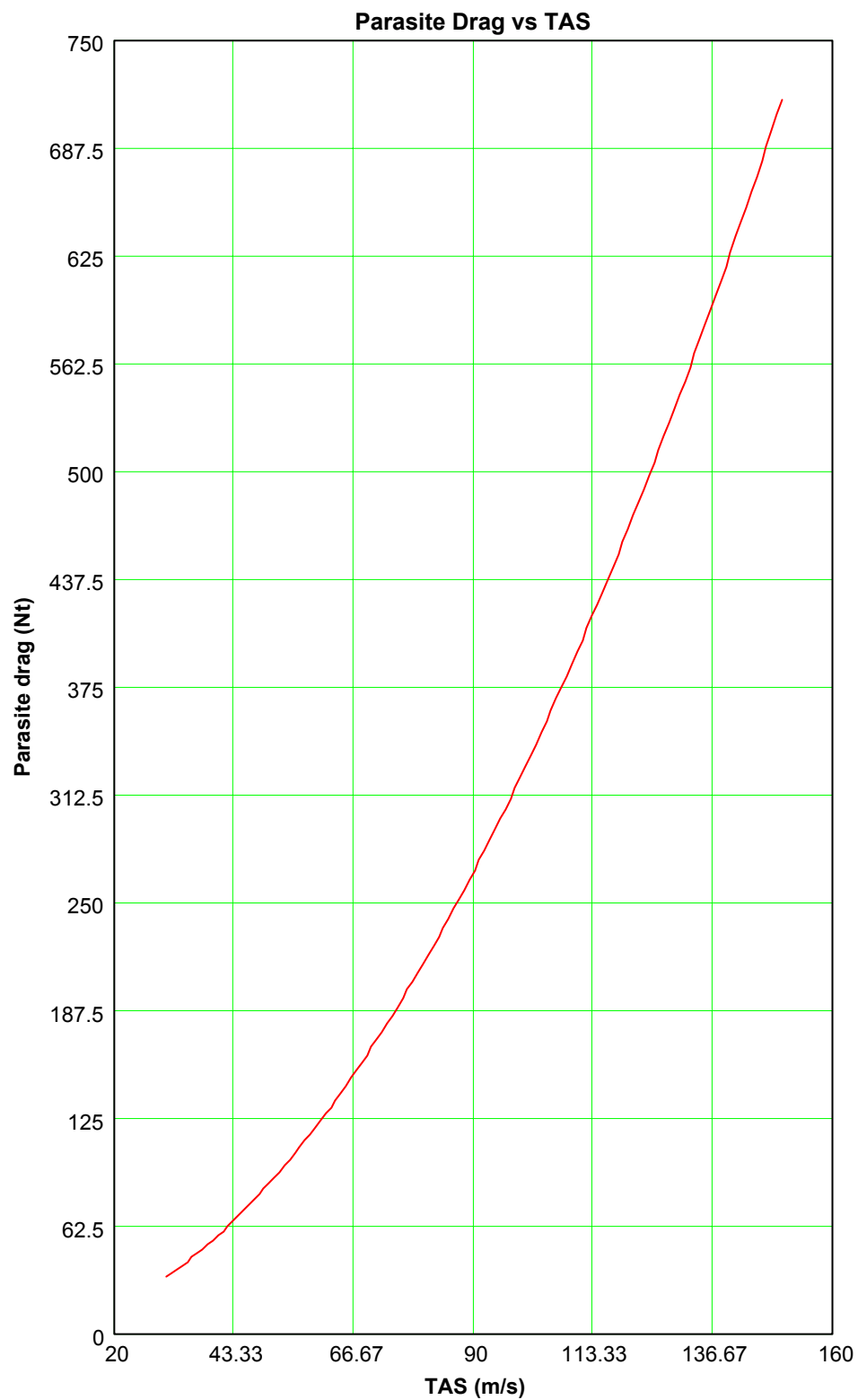
Διάγραμμα 2.9. Υπολογιζόμενος συντελεστής παρασιτικής αντίστασης του κινητήρα συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.

Η πλήρης παρασιτική αντίσταση αποτελείται από την αντίσταση επιφανειακής τριβής, συμπεριλαμβανομένου του συντελεστή μορφής και αλληλεπίδρασης συν διάφορες αντιστάσεις, καθώς και την αντίσταση διαρροών και προεξοχών. Τελικά, η παρασιτική αντίσταση υπολογίσθηκε με βάση την εξίσωση 2.9 και παρουσιάζεται στο διάγραμμα 2.11.

$$D_0 = q \times C_{D_0} \times S \quad (Nt) \quad (2.9)$$



Διάγραμμα 2.10. Υπολογιζόμενος ολικός συντελεστής παρασιτικής αντίστασης συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.



Διάγραμμα 2.11. Υπολογιζόμενη ολική παρασιτική αντίσταση συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.

Επαγόμενη Αντίσταση

Η επαγόμενη αντίσταση, D_I , υπολογίσθηκε με την χρήση του Oswald's Span efficiency factor.

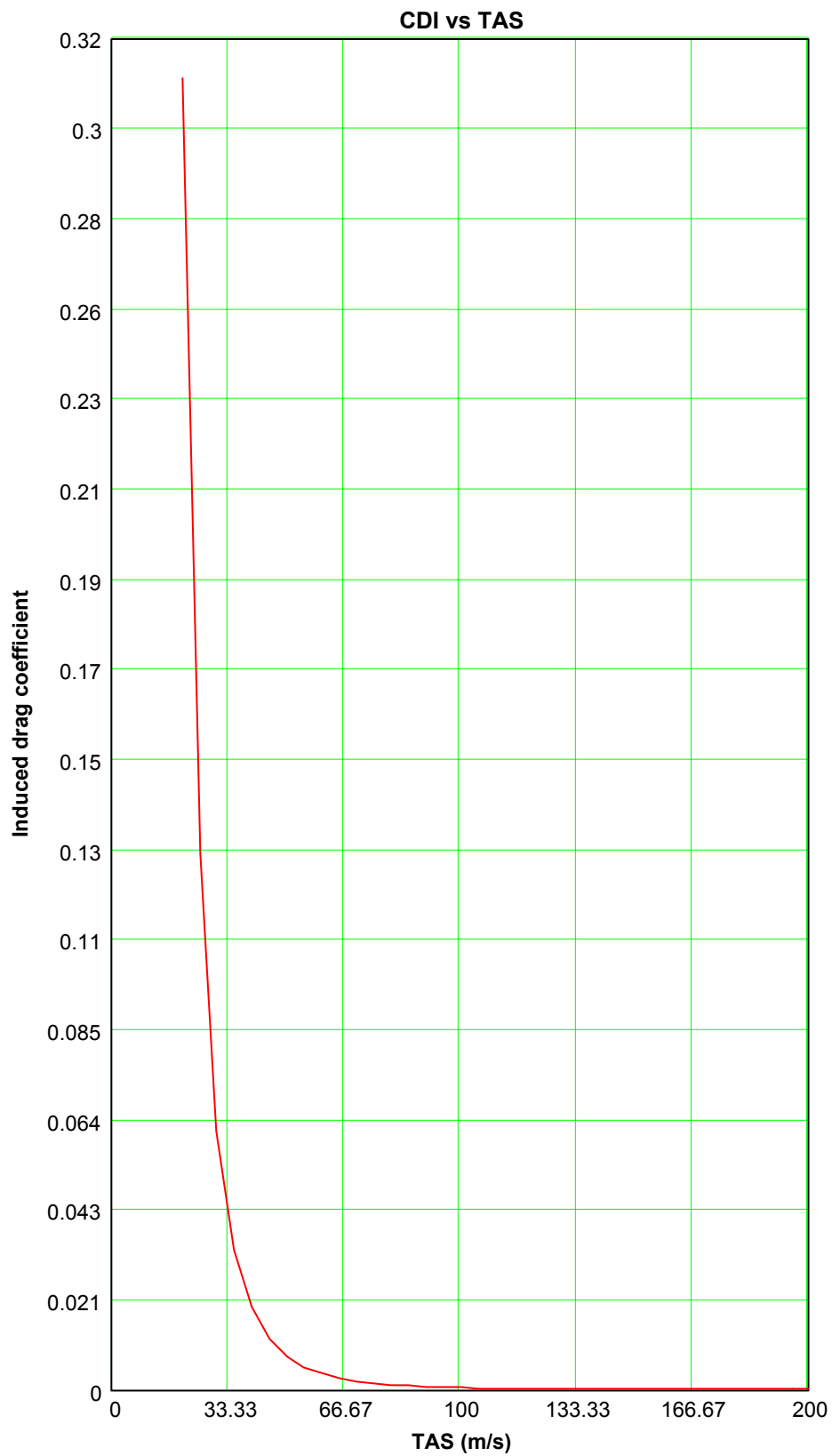
$$C_{D_I} = K \times C_L^2 \quad (\text{εξ. 2.10})$$

όπου:
$$K = \frac{1}{\pi \times AR \times [1.78 \times (1 - 0.045 \times AR^{0.68}) - 0.64]}$$

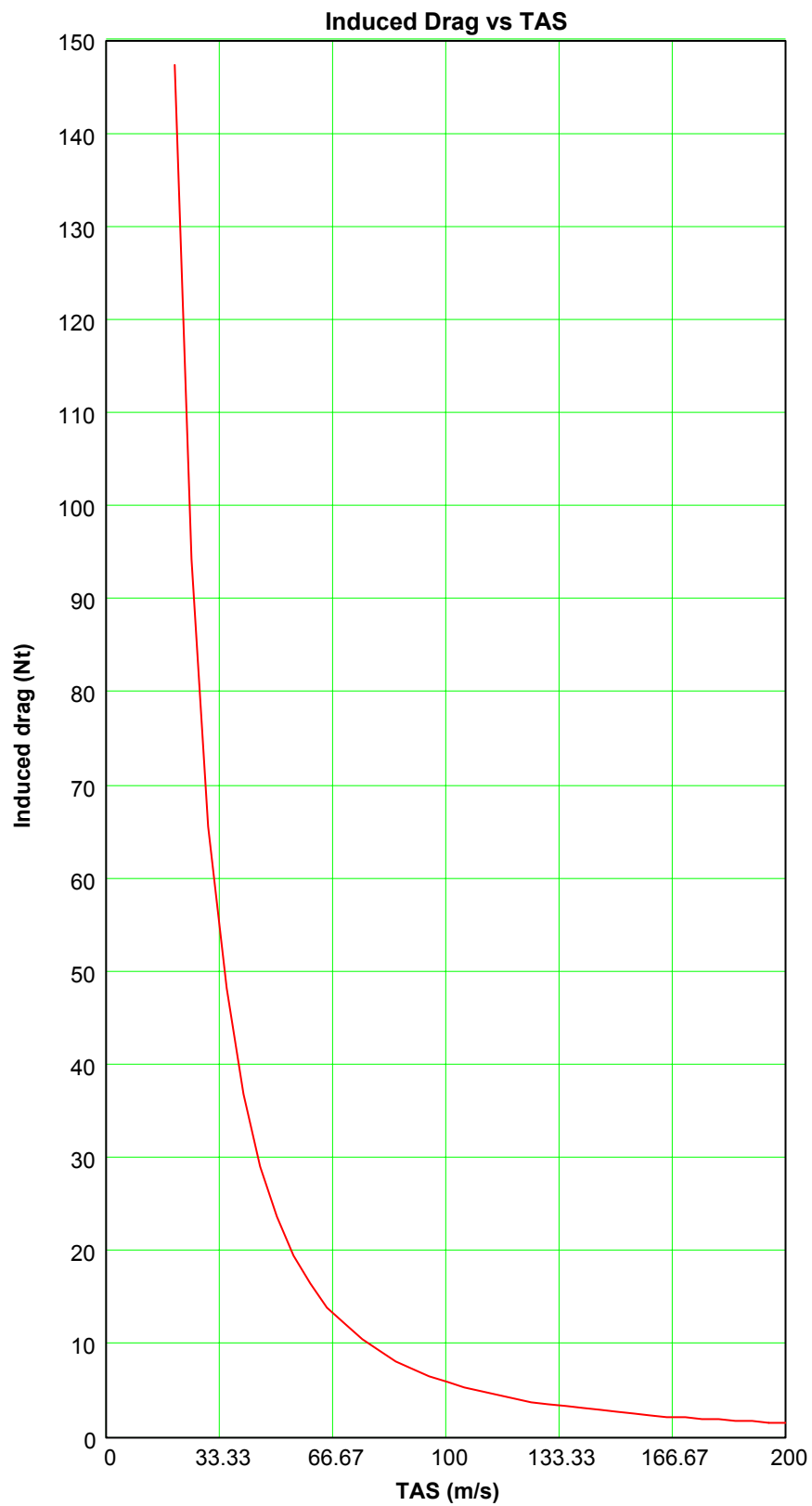
$$C_L = \frac{W}{q \times S}$$

$$D_I = q \times C_{D_I} \times S \quad (Nt) \quad (2.11)$$

Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στα διαγράμματα 2.12 και 2.13.



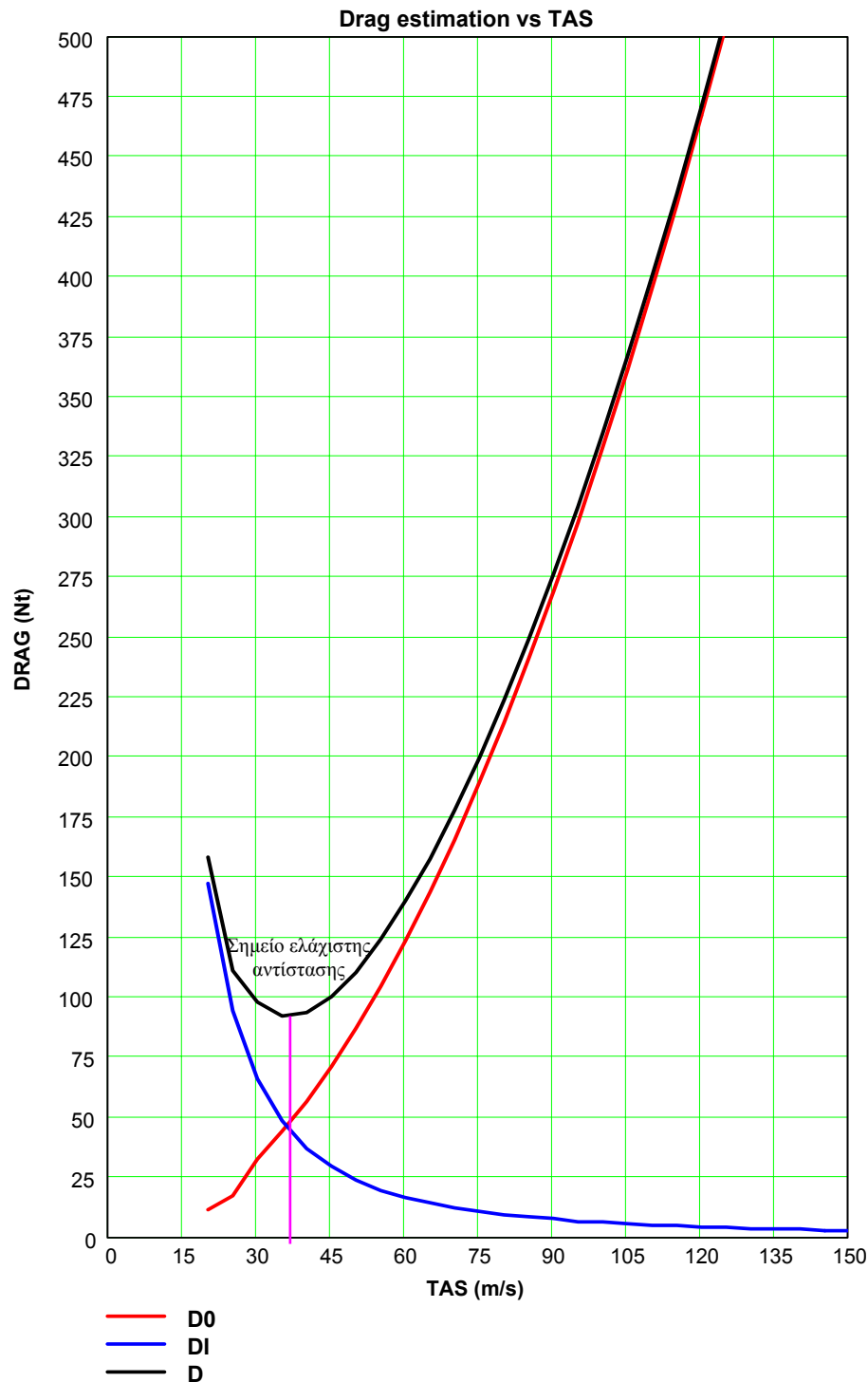
Διάγραμμα 2.12. Υπολογιζόμενος συντελεστής επαγομένης αντίστασης συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.



Διάγραμμα 2.13. Υπολογιζόμενη επαγόμενη αντίσταση συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.

Η ολική αντίσταση, D , δίδεται ως το άθροισμα της παρασιτικής και της επαγόμενης αντίστασης:

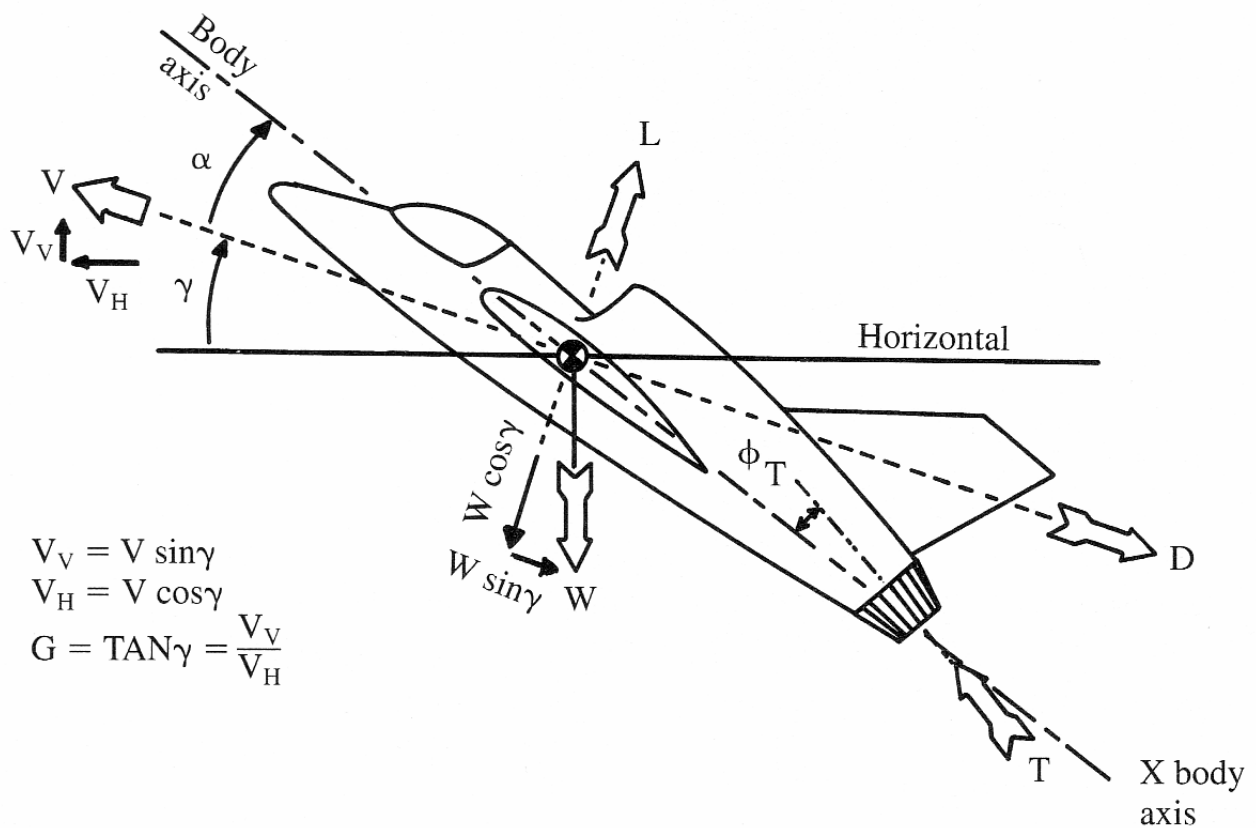
$$D = D_0 + D_i (Nt) \quad (2.12)$$



Διάγραμμα 2.14. Υπολογιζόμενη αντίσταση συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα. Όπως είναι φανερό, η συνολική αντίσταση παρουσιάζει ελάχιστο περίπου για ταχύτητα 38 m/s

3.ΑΝΑΛΥΣΗ ΕΠΙΔΟΣΗΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

Το δεύτερο τμήμα αυτής της μελέτης ασχολείται με την ανάλυση των επιδόσεων του αεροσκάφους. Στο σχήμα 3.1, παρουσιάζονται η γεωμετρία και τα μεγέθη που παίρνουν μέρος στους υπολογισμούς των επιδόσεων ενός αεροσκάφους.



Σχήμα 3.1. Γεωμετρία και μεγέθη υπολογισμών επιδόσεων αεροσκάφους

Η γωνία ανόδου γ είναι η γωνία μεταξύ του οριζόντιου και του άξονα ευστάθειας X_s . Η κλίση ανόδου (G), η εφαπτόμενη της γωνίας ανόδου, αντιπροσωπεύει την κατακόρυφη ταχύτητα διαιρεμένη με την οριζόντια ταχύτητα.

Αθροίζοντας τις δυνάμεις στις διευθύνσεις X_s και Z_s καταλήγουμε στις εξισώσεις 3.1 και 3.2. Οι αντίστοιχες επιταχύνσεις στο αεροσκάφος στις διευθύνσεις X_s και Z_s προσδιορίζονται με την διαίρεση των εξισώσεων 3.1 και 3.2 με την μάζα του αεροσκάφους (W/g). Αν T η δύναμη ώσης, D η δύναμη οπισθέλκουσας και W το βάρος:

$$\sum F_x = T \cos(\alpha + \phi_r) - D - W \sin \gamma \quad (3.1)$$

$$\sum F_z = T \sin(\alpha + \phi_r) + L - W \cos \gamma \quad (3.2)$$

Αυτές οι απλές εξισώσεις αποτελούν την βάση υπολογισμού των πιο αναλυτικών προγραμμάτων διαστασιολόγησης και επιδόσεων αεροσκαφών, που χρησιμοποιούνται ακόμα και σήμερα. Η γωνία προσβολής και το επίπεδο ώσης ποικίλουν έτσι ώστε να παραχθεί η απαιτούμενη συνολική άντωση (συμπεριλαμβανομένου του συντελεστή φόρτου) καθώς και η απαιτούμενη διαμήκης επιτάχυνση ανάλογα με τον ελιγμό που πρόκειται να εκτελέσει το αεροσκάφος (επίπεδη πλεύση, άνοδος, επιτάχυνση, στροφή, κτλ.). Η γωνία προσβολής και άντωση περιορίζονται από την μέγιστη διαθέσιμη άντωση. Το επίπεδο ώσης περιορίζεται από την διαθέσιμη ώση, όπως αυτή δίνεται από πίνακα τιμών της εγκαταστημένης ισχύος κινητήρων, συναρτήσει του ύψους και της ταχύτητας (ή του αριθμού Mach) του αεροσκάφους.

Για τα περισσότερα αεροσκάφη ο άξονας ώσης έχει μικρή γωνία σε σχέση με τον άξονα ευστάθειας στις περισσότερες συνθήκες πτήσης. Αυτό συμβαίνει εκ σχεδιασμού του αεροσκάφους και μας επιτρέπει την απλοποίηση των εξισώσεων 3.1 και 3.2 ως εξής:

$$\sum F_x = T - D - W \sin \gamma \quad (3.3)$$

$$\sum F_z = L - W \cos \gamma \quad (3.4)$$

Στη συνέχεια, υπολογίζουμε τις επιδόσεις του υπό μελέτη μη επανδρωμένου αεροσκάφους για τρεις βασικές συνθήκες πτήσης, την ευθεία οριζόντια πτήση, την επίπεδη στροφή και την πτήση σταθερής ανόδου. Όλες οι εξισώσεις που χρησιμοποιήθηκαν λήφθηκαν από την αναφορά 1.

3.1.Ευθεία Οριζόντια Πτήση

Εάν το αεροσκάφος ίπταται σε μη επιταχυνόμενη ευθεία οριζόντια πτήση, τότε η γωνία ανόδου γ , ισούται με το μηδέν και το άθροισμα των δυνάμεων πρέπει να ισούται με μηδέν. Αυτό οδηγεί στις εξισώσεις 3.5 και 3.6, τις πιο απλές εκδόσεις των εξισώσεων μεταφορικής κίνησης.

$$(Weight = Lift) \Rightarrow W = L = q \cdot S \cdot C_L \quad (3.5)$$

$$(Power = Drag) \Rightarrow T_{required} = D = q \cdot S \cdot (C_{Do} + KC_L^2) \quad (3.6)$$

Ουσιαστικά, αυτό που δηλώνουν οι παραπάνω εξισώσεις είναι ότι σε μια ευθεία οριζόντια πτήση, το βάρος του αεροσκάφους ισούται με την άντωση και η απαιτούμενη ώση με την αντίσταση.

Από την εξίσωση 3.5, προκύπτει η ταχύτητα σε ευθεία οριζόντια πτήση η οποία μπορεί να εκφρασθεί ως συνάρτηση της πτερυγικής φόρτισης, του συντελεστή άντωσης και της πυκνότητας αέρα, (εξίσωση 3.7).

$$V = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \times S \times \rho \times C_L}} \quad (3.7)$$

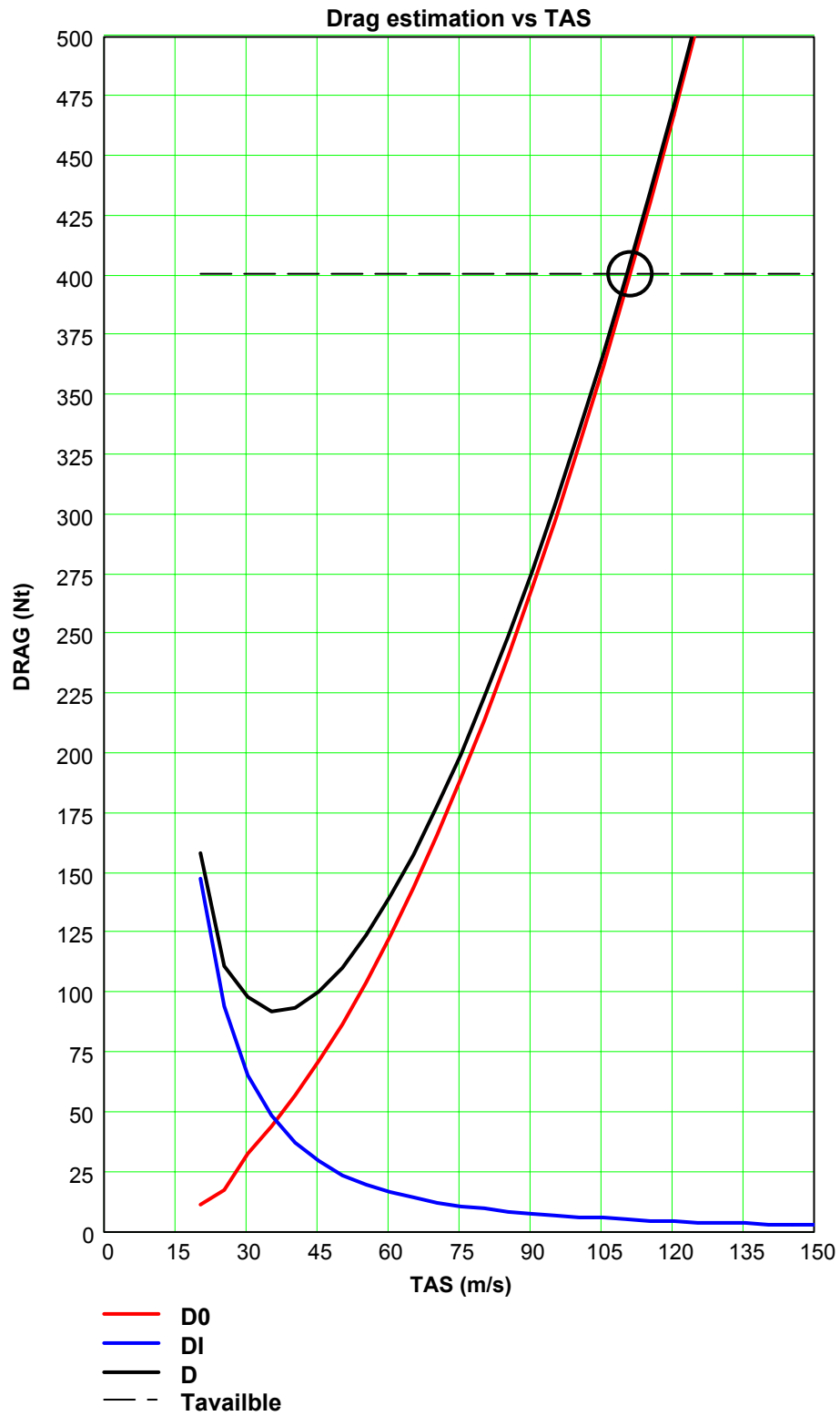
Αυτές οι εξισώσεις υποδηλώνουν ότι ο πραγματικός λόγος ώσης προς βάρος T/W σε ευθεία οριζόντια πτήση πρέπει να είναι το αντίστροφο του λόγου άντωσης προς αντίσταση, L/D. Με αντικατάσταση της εξίσωσης 3.5 στην εξ.3.6, μπορούμε να εκφράσουμε τους λόγους T/W και L/D, σε ευθεία οριζόντια πτήση με όρους πτερυγικής φόρτισης και δυναμικής πίεσης, (εξ.3.8).

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{L/D} = \frac{qC_{Do}}{(W/S)} + \left(\frac{W}{S}\right) \frac{K}{q} \quad (3.8)$$

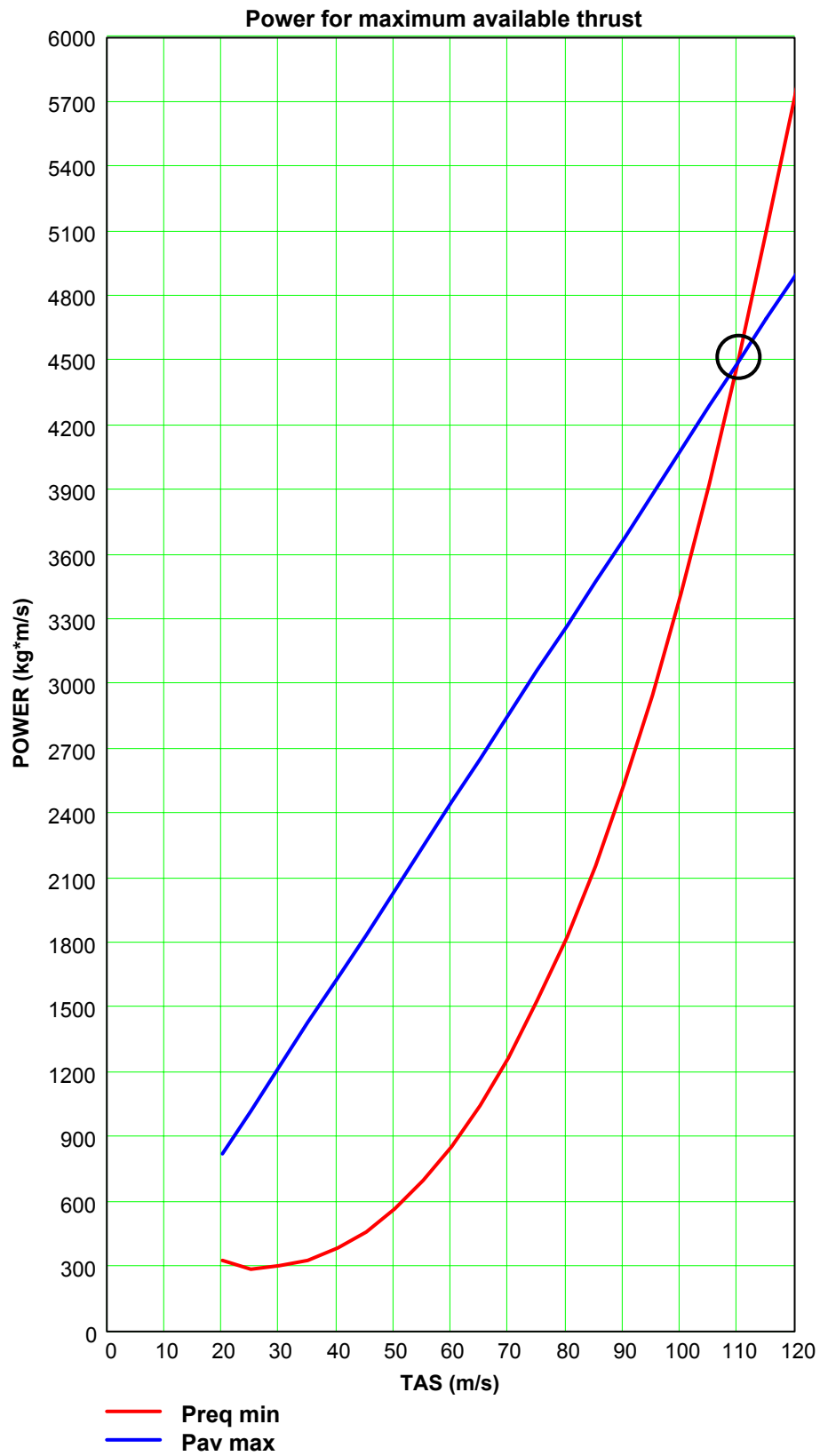
Θεωρώντας τώρα, ότι κάθε ένας κινητήρας μπορεί να παράγει 200 Nt ώση, εισάγουμε αυτή την τιμή στο διάγραμμα 2.14 και αυτό μας δίνει την μέγιστη ταχύτητα του αεροσκάφους (Διάγραμμα 3.1). Έτσι, εάν η διαθέσιμη ώση είναι $\approx 400 \text{ Nt}$, η μέγιστη ταχύτητα του αεροσκάφους θα είναι περίπου 111 m/s (Διάγραμμα 3.1).

Αυτό το αποτέλεσμα μπορεί επίσης να υπολογισθεί από το διάγραμμα 3.2 το οποίο παρουσιάζει την διαθέσιμη και απαιτούμενη ώση του UAV σε ευθεία οριζόντια πτήση. Το σημείο όπου η ελάχιστη απαιτούμενη ώση είναι ίση με την μέγιστη διαθέσιμη ώση θα μας δώσει την μέγιστη ταχύτητα του αεροσκάφους (Διάγραμμα 3.2).

$$Power_{required} = D \times TAS \quad \kappa\alpha\iota \quad Power_{available} = \frac{T_{available}}{g} \times TAS$$



Διάγραμμα 3.1. Μέγιστη ταχύτητα αεροσκάφους στο σημείο τομής.

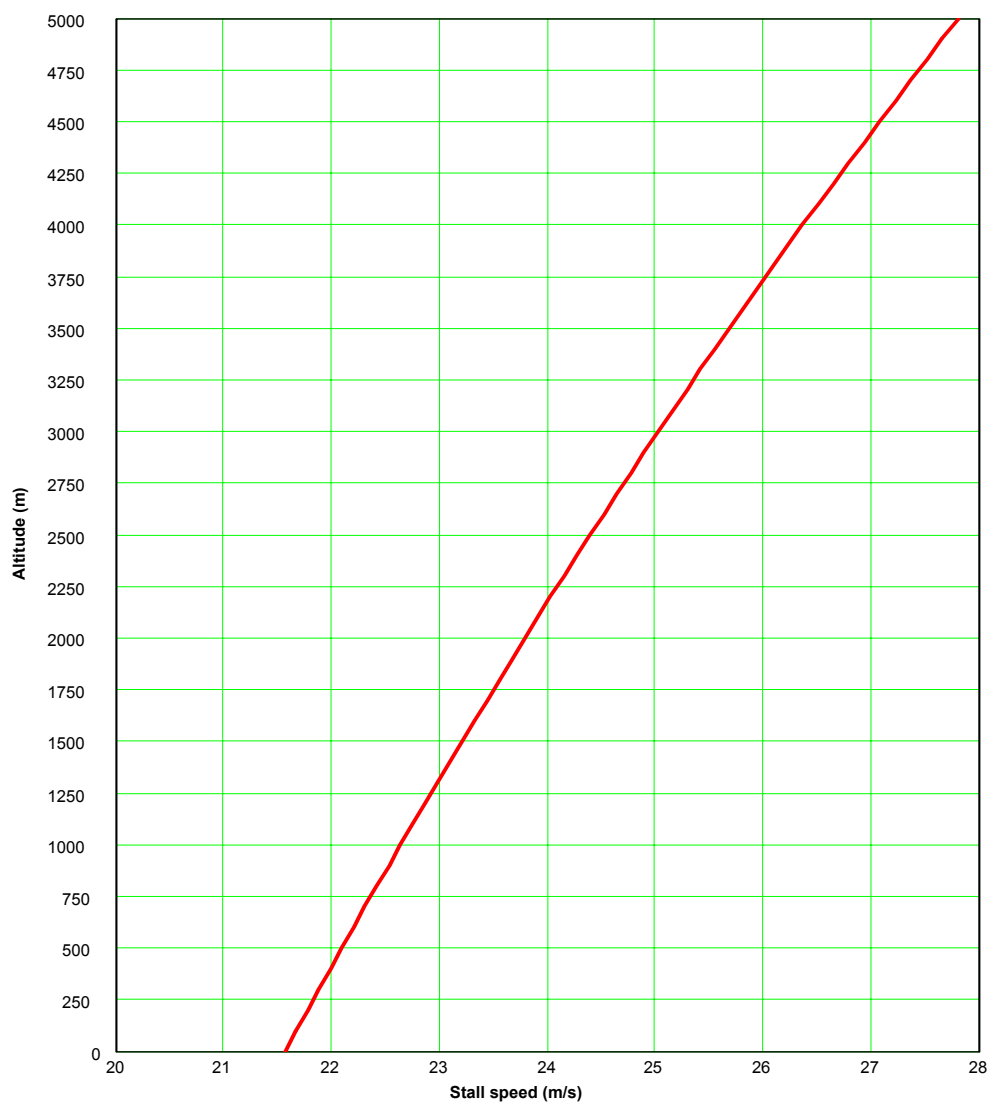


Διάγραμμα 3.2. Μέγιστη ταχύτητα αεροσκάφους στο σημείο τομής.

Η ελάχιστη ταχύτητα του αεροσκάφους μπορεί να θεωρηθεί ότι είναι η ταχύτητα απώλειας στήριξης η οποία υπολογίζεται με την εξίσωση 3.9.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \times S \times \rho \times C_{L_{max}}}} \quad (3.9)$$

Όπως φαίνεται στο διάγραμμα 3.3 η ταχύτητα απώλειας στήριξης κυμαίνεται μεταξύ 21.5 και 27.5 m/s ανάλογα με το ύψος πτήσης του αεροσκάφους. Πρέπει να σημειωθεί ότι η πραγματική ελάχιστη ταχύτητα του αεροσκάφους ίσως να είναι μεγαλύτερη από την προαναφερόμενες τιμές ανάλογα με την ταχύτητα στάσης “ελάχιστων στροφών” του κινητήρα.

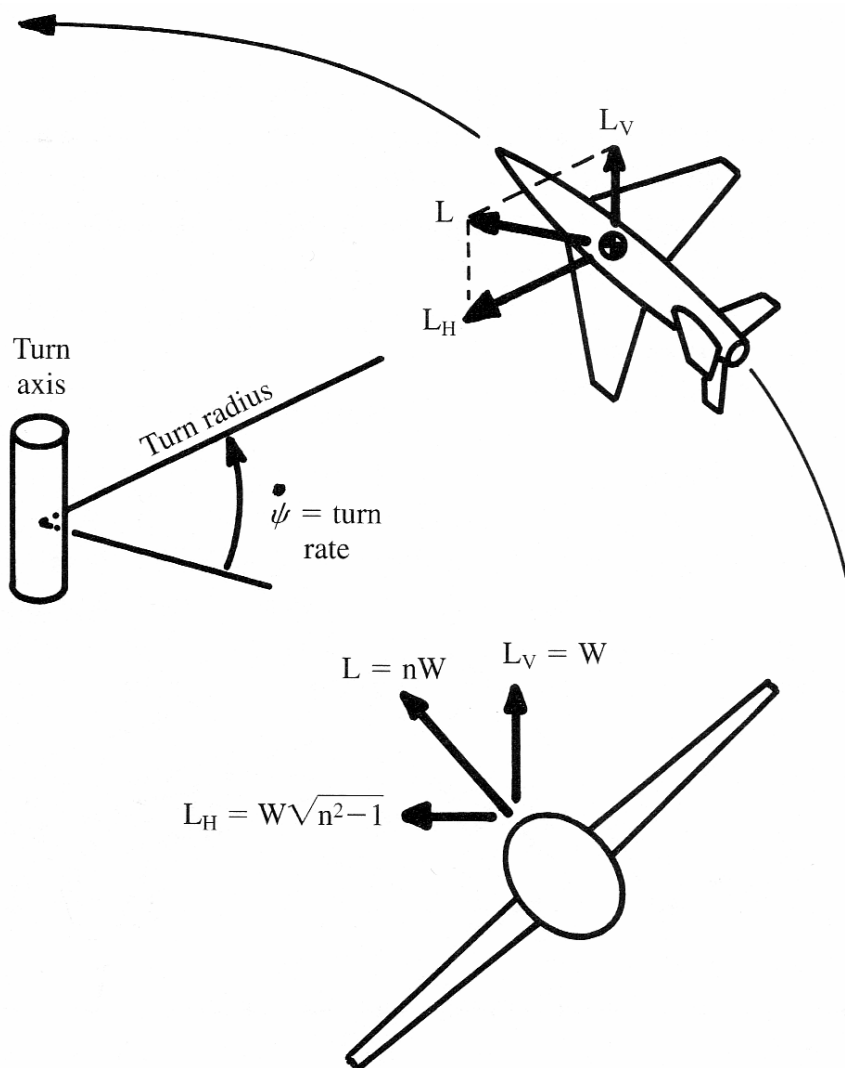


Διάγραμμα 3.3. Ταχύτητα απώλειας στήριξης σε διάφορα ύψη.

3.2. Πτήση Επίπεδης Στροφής

Εξ' ορισμού, στην πτήση επίπεδης στροφής, η καμπυλόγραμμη τροχιά πτήσης βρίσκεται σε ένα οριζόντιο επίπεδο παράλληλο στο επίπεδο του εδάφους, δηλαδή σε μία επίπεδη στροφή το ύψος παραμένει σταθερό.

Στην πτήση επίπεδης στροφής, η άντωση της πτέρυγας παίρνει κλίση έτσι ώστε η οριζόντια συνιστώσα της ασκεί την κεντρομόλο δύναμη που απαιτείται για την επίτευξη της στροφής. Η συνολική άντωση της πτέρυγας είναι n φορές το βάρος του αεροσκάφους W , όπου το n εκφράζει τον συντελεστή φόρτου. Ωστόσο, καθώς η κατακόρυφη συνιστώσα της άντωσης θα πρέπει να ισούται με W , η οριζόντια συνιστώσα της άντωσης πρέπει να είναι W φορές η τετραγωνική ρίζα του $n^2 - 1$. Στο σχήμα 3.2 παρουσιάζονται οι παράγοντες που εισέρχονται κατά την επίτευξη επίπεδης στροφής αεροσκάφους.

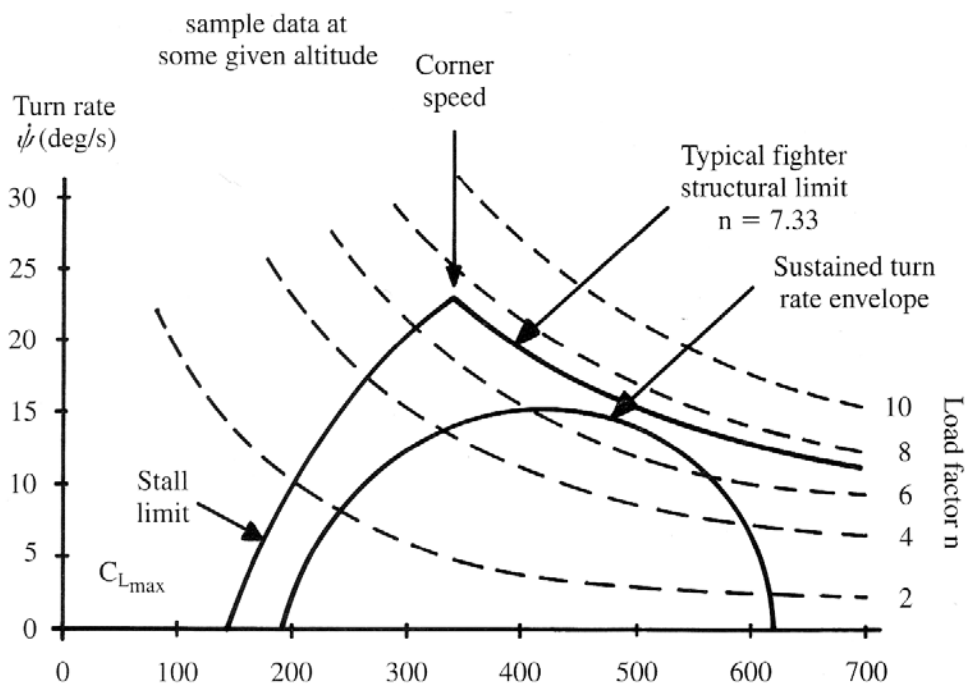


Σχήμα 3.2. Γεωμετρία επίπεδης στροφής.

Ο ρυθμός στροφής ($d\psi/dt$) ισούται με την ακτινική επιτάχυνση διαιρεμένη από την ταχύτητα, όπως φαίνεται στην εξίσωση 3.10. Ο ρυθμός στροφής εκφράζεται συνήθως σε μοίρες ανά δευτερόλεπτο.

$$\dot{\psi} = \frac{W\sqrt{n^2-1}}{(W/g)V} = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V} \text{ rad/s} = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V} \cdot 57.3 \text{ degrees/s} \quad (3.10)$$

Εάν το αεροσκάφος αφηθεί να επιβραδύνει κατά την διάρκεια της στροφής (στιγμιαία στροφή), ο συντελεστής φόρτου, n , θα περιορισθεί μόνο από τον μέγιστο συντελεστή άντωσης ή την κατασκευαστική αντοχή του ίδιου του αεροσκάφους. Το σχήμα 3.3 δείχνει αυτά τα όρια αντοχής και απώλειας στήριξης εκφρασμένα ως ρυθμοί στροφής συναρτήσει της ταχύτητας, για ένα τυπικό μαχητικό αεροσκάφος.



Σχήμα 3.3. Ρυθμός στροφής και “corner speed”.

Η τομή του ορίου απώλειας στήριξης με το κατασκευαστικό όριο αντοχής ορίζει την ταχύτητα “corner speed”, η οποία είναι η ταχύτητα για τον μέγιστο στιγμιαίο ρυθμό στροφής. Σε μία κλασσική αερομαχία, για παράδειγμα, οι μαχόμενοι θα προσπαθήσουν να επιτύχουν την ταχύτητα αυτή όσο το δυνατό γρηγορότερα.

Σε μια παρατεταμένη στροφή, το αεροσκάφος δεν επιτρέπεται να επιβραδυνθεί ή να χάσει ύψος κατά την διάρκεια αυτής. Στην παρατεταμένη στροφή η ώση πρέπει να ισούται με την αντίσταση και η άντωση πρέπει να ισούται με τον συντελεστή φόρτου, n , επί το βάρος του αεροσκάφους. Έτσι, ο μέγιστος συντελεστής φόρτου για παρατεταμένη στροφή μπορεί να εκφρασθεί ως το γινόμενο του λόγου ώσης-προς-βάρος και του λόγου άντωσης-προς-αντίστασης, (εξίσωση 3.11), θεωρώντας ότι ο άξονας ώσης είναι περίπου ευθυγραμμισμένος με την διεύθυνση πτήσης.

$$n = \left(\frac{T}{W} \right) \left(\frac{L}{D} \right) \quad (3.11)$$

Για να επιλυθεί ο παρατεταμένος συντελεστής φόρτου με όρους βασικών αεροδυναμικών συντελεστών, η αντίσταση αναλύεται χρησιμοποιώντας την σχέση $C_L = nW/qS$ και τίθεται ίση με την ώση. Αυτό οδηγεί στην εξίσωση 3.12, η οποία προσδιορίζει το μέγιστο διαθέσιμο παρατεταμένο συντελεστή φόρτου για μία δεδομένη κατάσταση πτήσης.

$$n = \sqrt{\frac{q}{K \times \frac{W}{S}} \times \frac{T_{available} - q \times C_{D_0} \times S}{W}} \quad (3.12)$$

Αξίζει να σημειωθεί ότι συντελεστής K που εκφράζει την αντίσταση λόγω της άντωσης, είναι συνάρτηση του συντελεστή άντωσης. Καθώς, ο συντελεστής φόρτου, n , είναι επίσης συνάρτηση του συντελεστή άντωσης, η επίλυση της εξ.3.12 θα απαιτήσει την χρήση επαναληπτικής αριθμητικής μεθόδου.

Η εξίσωση 3.11 υποδηλώνει ότι ο συντελεστής φόρτου παρατεταμένης στροφής μπορεί να βελτιστοποιηθεί πετώντας με τον συντελεστή άντωσης για μέγιστο λόγο L/D , ο οποίος προσδιορίζεται από την εξίσωση 3.13.

$$C_{L \min \text{ thrust or drag}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \quad (3.13)$$

Χρησιμοποιώντας αυτό τον συντελεστής άντωσης και θέτοντας την άντωση ίση με n φορές το βάρος W , οδηγούμαστε στην εξίσωση 3.14. Αυτή η εξίσωση μπορεί να λυθεί άμεσα είτε ως

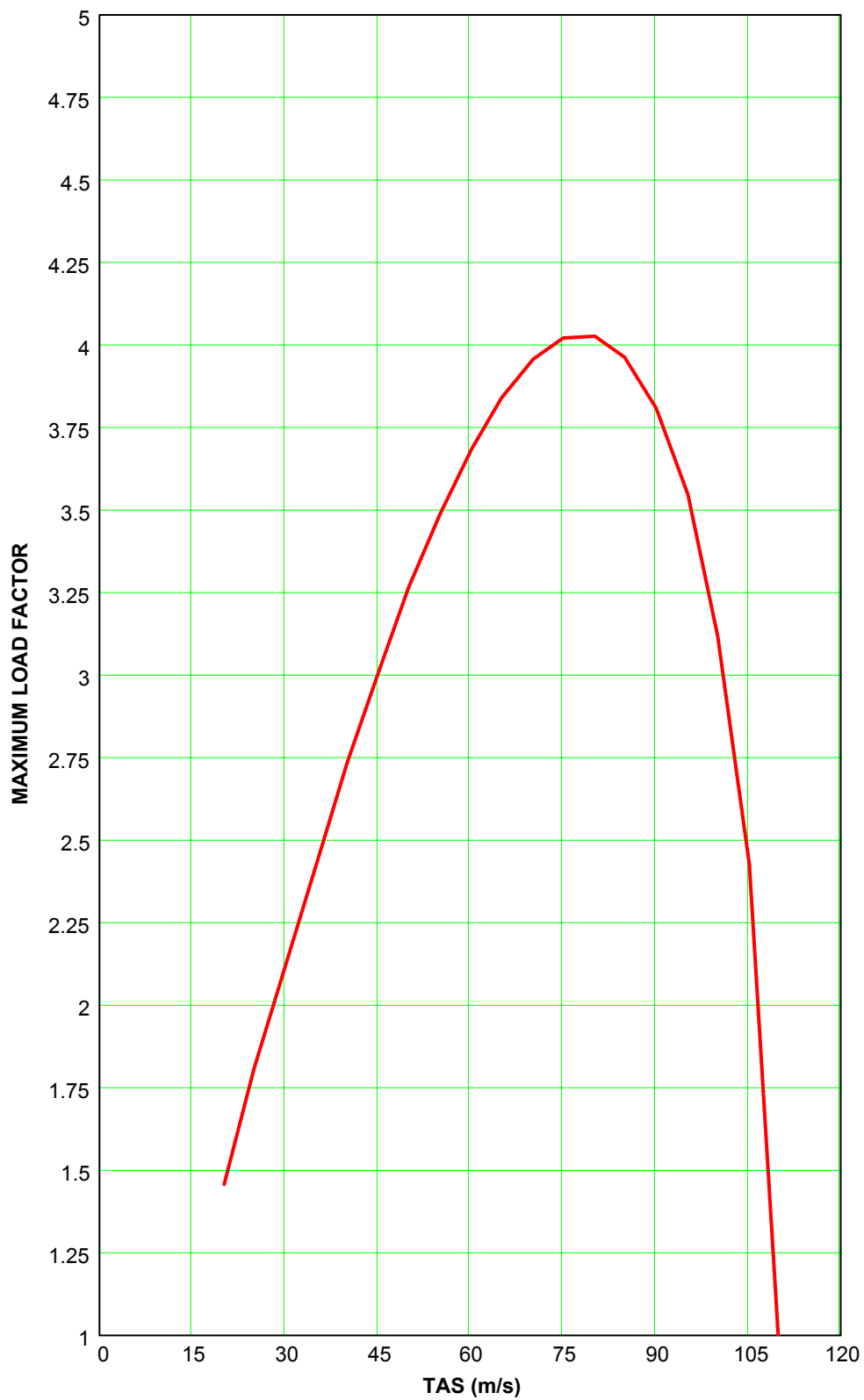
προς την ταχύτητα είτε ως προς την πτερυγική φόρτιση ώστε να πάρουμε τον μέγιστο συντελεστή φόρτου παρατεταμένης στροφής.

$$L = nW = qS \sqrt{\frac{C_{Do}}{K}} \quad (3.14)$$

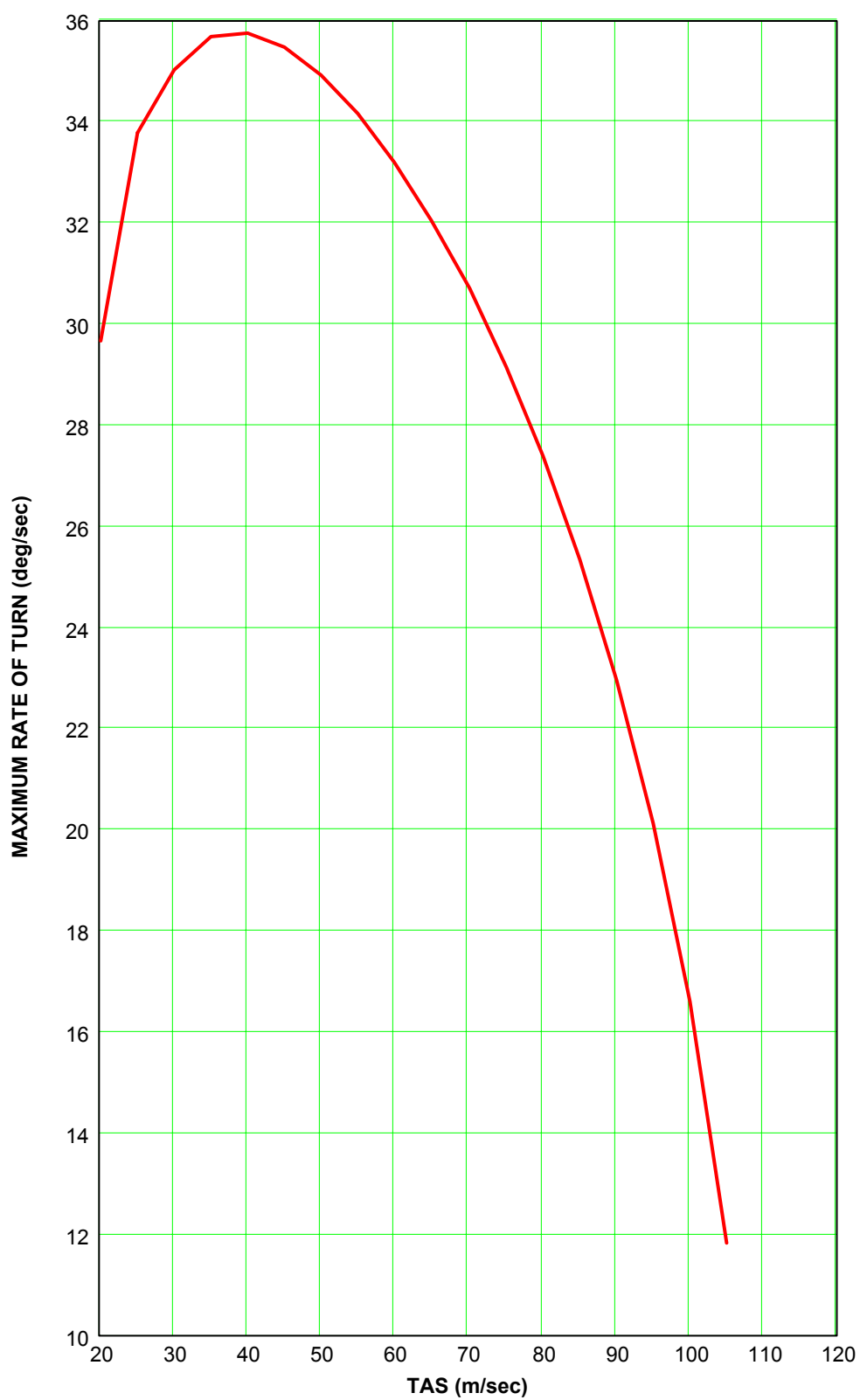
Το σχήμα 3.3 δείχνει τον φάκελο πτήσης παρατεταμένου ρυθμού στροφής. Αυτό υπολογίζεται χρησιμοποιώντας την εξίσωση 3.10 για να προσδιορισθούν οι ρυθμοί στροφής με βάση τους παρατεταμένους συντελεστές φόρτου στις διάφορες καταστάσεις πτήσης.

Αναφερόμενοι τώρα στο υπόψη αεροσκάφος, φαίνεται στο διάγραμμα 3.4 ότι ο μέγιστος συντελεστής φόρτου κατά την διάρκεια επίπεδης στροφής είναι περίπου ίσος με 4 σε μία ταχύτητα ίση με 80 m/s. Καθώς το ύψος αυξάνει, ο συντελεστής φόρτου μειώνεται εξαιτίας της μείωσης της ώσης των κινητήρων με το ύψος.

Ο ρυθμός παρατεταμένης στροφής, $\dot{\psi}$, υπολογιζόμενος από την προαναφερθείσα εξίσωση 3.10 δίνεται στο διάγραμμα 3.5.



Διάγραμμα 3.4. Μέγιστος συντελεστής φόρτου συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.



Διάγραμμα 3.5. Μέγιστος ρυθμός στροφής συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα

3.3.Πτήση Σταθερής Ανόδου

Ο ρυθμός ανόδου ορίζεται ως η κατακόρυφη ταχύτητα ενός αεροσκάφους, η οποία τυπικά εκφράζεται σε πόδια ή μέτρα το λεπτό. Η κλίση ανόδου, G , είναι ο λόγος μεταξύ κατακόρυφης και οριζόντιας διανυθείσας απόστασης και είναι περίπου ίση με τον κατακόρυφο ρυθμό ανόδου διαιρεμένο με την ταχύτητα του αεροσκάφους, ή το ημίτονο της γωνίας ανόδου γ .

Οι εξισώσεις 3.3 και 3.4 αθροίζουν τις δυνάμεις που παρουσιάζονται στο σχήμα 3.1, όταν η γωνία ανόδου γ είναι μη μηδενική. Θέτοντας το άθροισμα των δυνάμεων ίσο με μηδέν παίρνουμε τις εξισώσεις 3.15 και 3.16 που εκφράζουν την σταθερή άνοδο.

$$T = D + W \sin \gamma \quad (3.15)$$

$$L = W \cos \gamma \quad (3.16)$$

Επιλύοντας τώρα την εξίσωση 3.15 για την γωνία ανόδου καταλήγουμε στην εξίσωση 3.17. Για συνήθεις γωνίες ανόδου (μικρότερες από 15°) ο όρος συνημιτόνου είναι σχεδόν ίσος με την μονάδα.

$$\gamma = \sin^{-1}\left(\frac{T-D}{W}\right) = \sin^{-1}\left(\frac{T}{W} - \frac{\cos \gamma}{L/D}\right) \cong \sin^{-1}\left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D}\right) \quad (3.17)$$

Ο ρυθμός ανόδου, ή η κατακόρυφη ταχύτητα, είναι η ταχύτητα επί το ημίτονο της γωνίας ανόδου, (εξίσωση 3.18).

$$RoC = V \sin \gamma = V \left(\frac{T-D}{W}\right) \cong V \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D}\right) \quad (3.18)$$

Η ταχύτητα για σταθερή ανοδική πτήση μπορεί να εξαχθεί από την εξίσωση 3.16, όπως φαίνεται στην εξίσωση 3.19.

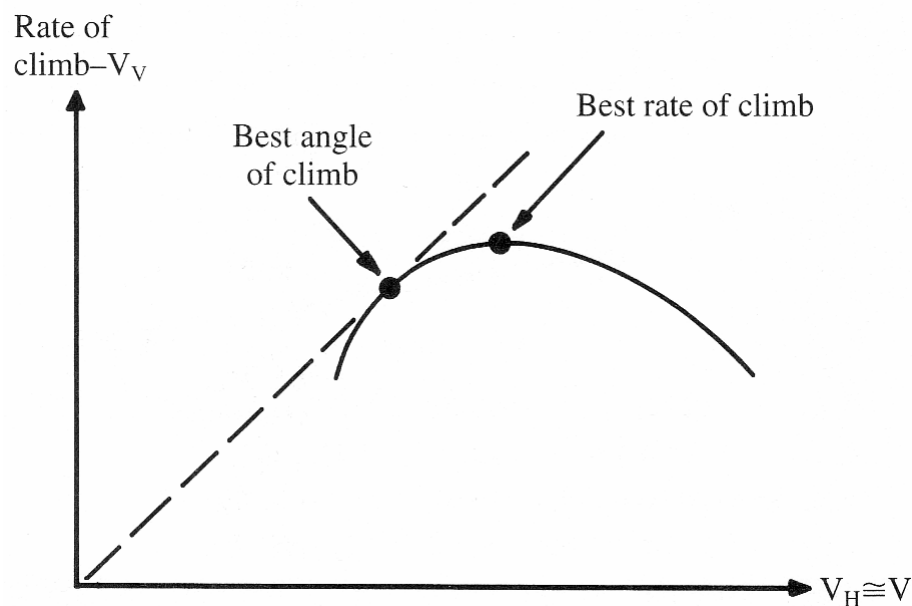
$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho \cdot C_L} \left(\frac{W}{S}\right) \cos \gamma} \quad (3.19)$$

Ο λόγος ώσης-προς-βάρος δεν είναι πλέον το αντίστροφο του λόγου άντωσης-προς-αντίσταση, όπως ήταν στην ευθεία οριζοντία πτήση. Επιλύοντας την εξίσωση 3.17 ως προς τον λόγο T/W καταλήγουμε στην εξίσωση 3.20 η οποία εκφράζει τον απαιτούμενο λόγο ώσης-προς-βάρος για μια σταθερή άνοδο αεροσκάφους με γωνία ανόδου γ .

$$\frac{T}{W} - \frac{\cos \gamma}{L/D} + \sin \gamma \cong \frac{1}{L/D} + \sin \gamma = \frac{1}{L/D} + \frac{RoC}{V} \quad (3.20)$$

Δύο είναι οι συνθήκες ανόδου που ενδιαφέρουν ιδιαίτερα τον αναλυτή επιδόσεων ενός αεροσκάφους: ο καλύτερος βαθμός ανόδου, ο οποίος παρέχει την μέγιστη κατακόρυφη ταχύτητα, και η καλύτερη γωνία ανόδου, η οποία παρέχει μία ελαφρά χαμηλότερη κατακόρυφη ταχύτητα αλλά με μειωμένη οριζόντια ταχύτητα, έτσι ώστε να μεγιστοποιείται η γωνία ανόδου και με αποτέλεσμα το αεροσκάφος να κερδίζει περισσότερο ύψος για μια δεδομένη οριζόντια απόσταση.

Η πιο ακριβής μέθοδος για τον προσδιορισμό του καλύτερου βαθμού ανόδου και γωνίας ανόδου είναι η γραφική απεικόνιση του βαθμού ανόδου συναρτήσει της ταχύτητας με την χρήση της εξίσωσης 3.18 και των πραγματικών δεδομένων ώσης και αντίστασης, όπως φαίνεται στο σχήμα 3.4. Ο βέλτιστος λοιπόν ρυθμός ανόδου είναι προφανώς η κορυφή της καμπύλης ενώ η βέλτιστη γωνία ανόδου είναι το σημείο όπου εφάπτεται η γραμμή που ξεκινά από το την αρχή των αξόνων τομής με την καμπύλη αυτή. Η γωνία ανόδου είναι το αντίστροφο της εφαπτομένης της κατακόρυφης ταχύτητας διαιρεμένη με την οριζόντια ταχύτητα σε αυτό το σημείο.



Σχήμα 3.4. Γραφική μέθοδος για βέλτιστη άνοδο.

Η βελτιστοποίηση της γωνίας ανόδου και του ρυθμού ανόδου με αναλυτικές μεθόδους είναι επίπονη διαδικασία. Ωστόσο, η γραφική ανάλυση είναι πιο αξιόπιστη αλλά δεν προσφέρεται για τον προσδιορισμό της επίδρασης των βασικών μεταβλητών.

Μιλώντας τώρα για αεριοθούμενα αεροσκάφη, η ώση είναι ουσιαστικά σταθερή με την ταχύτητα ώστε η εξίσωση 3.17 να μπορεί να μεγιστοποιηθεί άμεσα για τις συνθήκες της βέλτιστης γωνίας ανόδου. Εφόσον ο όρος T/W είναι σταθερός συναρτήσει της ταχύτητας, για την μεγιστοποίηση της γωνίας ανόδου θα πρέπει να χρησιμοποιηθεί η ταχύτητα για τον βέλτιστο λόγο L/D . Η ταχύτητα αυτή προσδιορίζεται από την εξίσωση 3.21.

$$V_{\min \text{ thrust or drag}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{C_{Do}}} \quad (3.20)$$

Για τον προσδιορισμό της ταχύτητας βέλτιστου βαθμού ανόδου για ένα αεριοθούμενο αεροσκάφος θα πρέπει να μεγιστοποιηθεί η εξίσωση 3.18. Η εξίσωση 3.21 λαμβάνεται από την εξίσωση 3.18 με την ανάλυση του όρου αντίστασης και κάνοντας την παραδοχή ότι το γ είναι αρκετά μικρή ώστε η άντωση να ισούται περίπου με το βάρος.

$$RoC = V \left(\frac{T-D}{W} \right) = V \left(\frac{T}{W} \right) - \frac{\rho V^3 C_{Do}}{2(W/S)} - \frac{2K}{\rho V} \left(\frac{W}{S} \right) \quad (3.21)$$

Για να βρούμε το μέγιστο της εξίσωσης 3.21, θα εξισώσουμε την πρώτη παράγωγό της ως προς την ταχύτητα με το μηδέν και θα λύσουμε ως προς την ταχύτητα, εξίσωση 3.22.

$$\begin{aligned} \frac{\partial RoC}{\partial V} = 0 &\Leftrightarrow \frac{T}{W} - \frac{3\rho V^2 C_{Do}}{2(W/S)} + \frac{2K}{\rho V^2} \left(\frac{W}{S} \right) = 0 \Leftrightarrow \\ &\Leftrightarrow V = \sqrt{\frac{W/S}{3\rho C_{Do}} \left(\frac{T}{W} + \sqrt{\left(\frac{T}{W} \right)^2 + 12C_{Do}K} \right)} \end{aligned} \quad (3.22)$$

Πρέπει να σημειωθεί ότι εάν η ώση είναι μηδέν αυτή η εξίσωση ουσιαστικά εκφράζει την ταχύτητα για την ελάχιστη απαιτούμενη ισχύ, η οποία αποτελεί το κατώτατο όριο της λύσης. Η

επίδραση της μη μηδενικής ώσης είναι μια σημαντική αύξηση της ταχύτητας για τον βέλτιστο βαθμό ανόδου με αυξανόμενη ώση. Η ταχύτητα βέλτιστου βαθμού ανόδου συμπεριλαμβανομένων των επιδράσεων ώσης μπορεί να είναι και διπλάσια της ταχύτητας με ελάχιστη ισχύ.

Ωστόσο, αυτή η βελτιστοποίηση ανόδου προσδιορίζει μόνο την ταχύτητα για τον βέλτιστο ρυθμό ανόδου σε κάποιο ύψος και όχι το συνολικό προφίλ ανόδου που θα πρέπει να ακολουθηθεί για την ελαχιστοποίηση του χρόνου για άνοδο σε συγκεκριμένο ύψος.

Για το υπόψη αεροσκάφος και για πτήση με σταθερή άνοδο, ο ρυθμός ανόδου (RoC) υπολογίζεται από την εξίσωση 3.21, ως εξής:

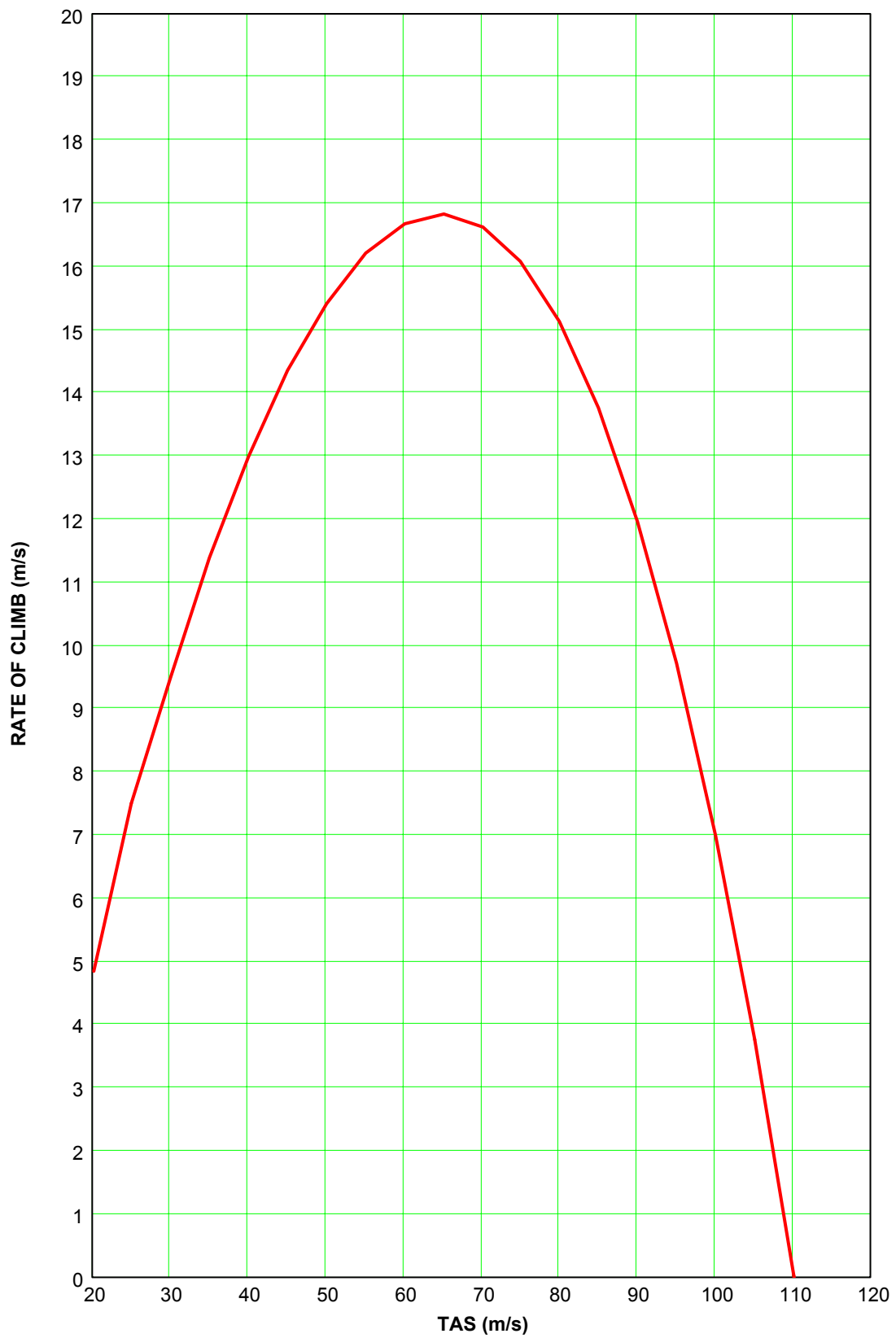
$$RoC = \frac{(T_{available} - T_{required}) \times TAS}{W}$$

όπου: $T_{required} = C_{D_{c\lim b}} \times S \times q$

$$C_{D_{c\lim b}} = C_{D_0} + K \times C_{L_{c\lim b}}^2, \text{ με } C_{L_{c\lim b}} = W \times \frac{\cos(\gamma_{c\lim b})}{q \times S}$$

$$\gamma_{c\lim b} = \arcsin\left(\frac{T_{available}}{W} - \sqrt{4 \times K \times C_{D_0}}\right)$$

Όπως φαίνεται από το διάγραμμα 3.6, ο μέγιστος ρυθμός ανόδου είναι ίσος με 17 m/s περίπου για την μέγιστη διαθέσιμη ώση των 400 Nt.



Διάγραμμα 3.6. Ρυθμός ανόδου συναρτήσει πραγματικής ταχύτητας αέρα.

4. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Η παρούσα εργασία παρουσιάζει την μελέτη που πραγματοποιήθηκε για την εκτίμηση των χαρακτηριστικών επίδοσης ενός μη-επανδρωμένου αεροσκάφους (UAV) με την χρήση απλοποιητικών, αναλυτικών μεθόδων. Η συμπεριφορά του συγκεκριμένου αεροσκάφους όσον αφορά την ευθεία οριζόντια πτήση, την επίπεδη παρατεταμένη στροφή και την σταθερή άνοδο, δεν έχει υπολογισθεί έως σήμερα στην ακαδημαϊκή βιβλιογραφία.

Αφού εκτιμήθηκε η ολική τιμή της άντωσης και της οπισθέλκουσας του αεροσκάφους και θεωρώντας ότι η ώση που παράγεται από τους κινητήρες είναι ίση με 400 Nt, υπολογίστηκε ότι η μέγιστη ταχύτητα του αεροσκάφους σε ευθεία οριζόντια πτήση είναι 111 m/s. Ο μέγιστος συντελεστής φόρτου του αεροσκάφους σε μια παρατεταμένη στροφή είναι ίσος με 4, ενώ ο μέγιστος ρυθμός ανόδου είναι περίπου ίσος με 17 m/s.

Αξιολογώντας την αξιοπιστία των αποτελεσμάτων της έρευνας, πρέπει να σταθούμε στις παραμέτρους τις οποίες οριοθετούνε την ακρίβεια της μεθοδολογίας που ακολουθήθηκε. Ως προς το πλείστον, η υπάρχουσα βιβλιογραφία (δημοσιεύσεις, πειραματικά αποτελέσματα, κα) στον τομέα της αεροναυπηγικής, αναφέρεται στα επανδρωμένα αεροσκάφη τα οποία διαφοροποιούνται από τα μη επανδρωμένα όσον αφορά τον σχεδιασμό τους (γεωμετρικές διαστάσεις, αριθμοί Reynolds, κα). Αποτέλεσμα αυτής της συνθήκης είναι ότι πολλές από τις θεωρητικές προσεγγίσεις που ακολουθήθηκαν για την περάτωση της ανάλυσης ενώ είναι ακριβείς για τα επανδρωμένα αεροσκάφη, είναι λιγότερο ακριβείς για τα μη επανδρωμένα. Επίσης τα πτητικά στοιχεία με βάση τα οποία αξιολογήθηκαν και ρυθμίστηκαν τα αποτελέσματα του μοντέλου, δεν αποκτήθηκαν από περιβάλλον εργαστηρίου με γνωστές, ρυθμιζόμενες και μη μεταβαλλόμενες παραμέτρους (πίεσης, θερμοκρασίας, κλπ) με αποτέλεσμα ο «ρυθμιστής» της ακρίβειας να μην είναι απόλυτος. Περαιτέρω ενέργειες απαιτούνται ούτως ώστε να καλιμπραριστούν τα πτητικά δεδομένα και στοιχεία όπως η ταχύτητα και η διεύθυνση του ανέμου, η θερμοκρασία και το βαρομετρικό της ημέρας στο ύψος πτήσης πρέπει να συναξιολογηθούν.

Ως επόμενο βήμα για την ολοκλήρωση του φακέλου πτήσης του αεροσκάφους, πρέπει να υπολογισθεί η σταθεροποίηση και ο έλεγχος του αεροσκάφους και στους 3 άξονες (pitch, roll και yaw), όπως και η θέση του κέντρου βάρους και η απαιτούμενη γωνία trim σε σχέση με το ύψος και την ταχύτητα πτήσης. Επίσης για τον προσδιορισμό της μέγιστης αυτονομίας και εμβέλειας του αεροσκάφους, κρίνεται απαραίτητο στο μέλλον να γίνει μία έρευνα όσον αφορά τις επιδόσεις του

κινητήρα (κατανάλωση, όση, ταχύτητα αερίων, κλπ) σε σχέση με το ύψος και την ταχύτητα πτήσης.

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

1. D. P. Raymer, “*Aircraft Design: A Conceptual Approach*”, 3rd Edition, AIAA Education Series, 1999.
2. John D Anderson Jr., “*Aircraft Performance and Design*”, McGraw-Hill, 1999.
3. John D Anderson Jr., “*Fundamentals Of Aerodynamics*”, 2nd Edition, McGraw-Hill, 1991.
4. C. Edward Lan & Jan Roskam., “*Airplane Aerodynamics and Performance*”, Roskam Aviation & Engineering Corporation, 1988.
5. Γεωργαντόπουλος, Γ., “*Αεροδυναμική Ι*”, Εκδ. Συμεών, Αθήνα, 1997.
6. Young, A. D., “*Boundary Layers*”, BSP, Great Britain, 1989.
7. Μπεργελέζ, Γ., “*Η Αεροδυναμική του υποηχητικού αεροσκάφους*”, Εκδ. Παπασωτηρίου, Αθήνα, 1995.
8. Prandtl, L., “*Strömungslehre*”, Vieweg, Braunschweig, 1956.
9. Head, M. R., “*In Flow Visualization II*”, Merzkirch, W. (εκδ.), Hemisphere Publishing Co., New York, 1982, pp. 399-403.