

# Αεροδυναμικός σχεδιασμός και έλεγχος αεροσκαφών

1η εργασία



Αριστοτέλειο Πανεπιστήμιο Θεσσαλονίκης  
Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών  
05/04/2024

Δημήτριος Νεντίδης, 6821

## Περιεχόμενα

1	Εισαγωγή	2
2	Γράφημα απαιτούμενης ώσης και διαθέσιμης ώσης	3
3	Μέγιστη ταχύτητα, αναλυτική εξαγωγή	5
4	Μέγιστα $C_L/C_D$ και $C_L^{1/2}/C_D$	5
5	Απαιτούμενη ισχύ, διαθέσιμη ισχύ και ρυθμός αναρρίχησης	5
6	Μέγιστος ρυθμός αναρρίχησης	6
7	Μέγιστη γωνία αναρρίχησης	7
8	Απώλεια ισχύος	8
9	9ο Ερώτημα	8
10	Εμβέλεια στα 28000 πόδια	9
11	Απογείωση με εμπόδιο 50ft	10
12	Απόσταση προσγείωσης	11
13	13ο Ερώτημα	13
14	Code	14
14.1	Απαραίτητη Ώση, Διαθέσιμη Ώση . . . . .	14
14.2	9ο ερώτημα . . . . .	14

# 1 Εισαγωγή

Στα πλαίσια αυτής της εργασίας διερευνούνται διάφορες παράμετροι επίδοσης για το Airbus A220-300 . Για όλους τους αναλυτικούς υπολογισμούς έγινε χρήση τύπων από το βιβλίο "Aircraft performance and design" του Dr. John D. Anderson, Jr.

Τα δεδομένα που δίνονται είναι τα ακόλουθα:

Sweep angle:  $\Lambda_{c/4} = 24^\circ$

Wingspan:  $b = 36.2 \text{ m}$

Reference area:  $S = 125.3 \text{ m}^2$

MTOW: 67,585.00 kg

Fuel weight: 17,726.00 kg

High-lift devices: Single-slotted flaps

Low-speed Drag Polar:  $C_D = 0.0171 + 0.043C_L^2$

Engine data: 2 x PW1500G (Tmax = 107 kN/engine, Tclimb = 80kN/engine

TSFC = 17.41 g/s/kN)

Main wing airfoil thickness: 13% (supercritical)

Επιπλέον, ο παρακάτω πίνακας θα χρειαστεί σε πολλούς από τους υπολογισμούς.

High-Lift Device		Typical Flap Angle		$(C_L)_{\max}/\cos \Lambda$	
Trailing Edge	Leading Edge	Takeoff	Landing	Takeoff	Landing
Plain flap		20°	60°	1.4–1.6	1.7–2.0
Single-slotted flap		20°	40°	1.5–1.7	1.8–2.2
Fowler flap					
single-slotted		15°	40°	2.0–2.2	2.5–2.9
double-slotted		20°	50°	1.7–1.95	2.3–2.7
double-slotted	slat	20°	50°	2.3–2.6	2.8–3.2
triple-slotted	slat	20°	40°	2.4–2.7	3.2–3.5

Σχήμα 1: Πίνακας 1.

## 2 Γράφημα απαιτούμενης ώσης και διαθέσιμης ώσης

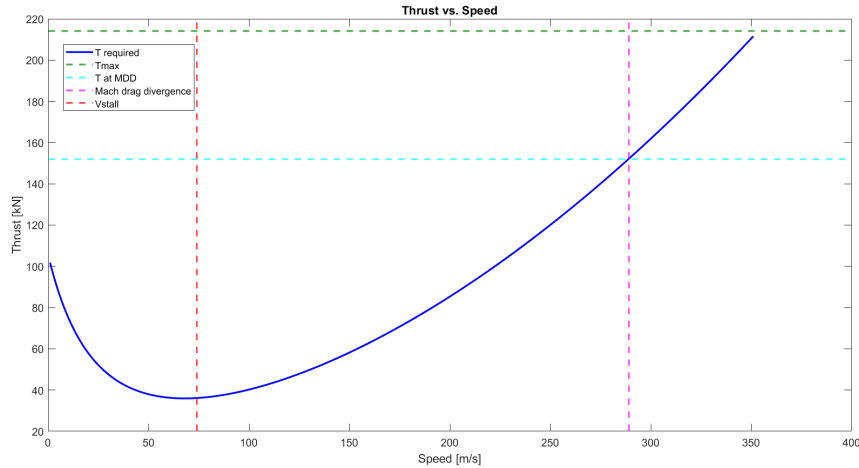
Πριν γίνει οποιοσδήποτε άλλος υπολογισμός είναι απαραίτητο να υπολογιστεί η ταχύτητα απώλειας στήριξης,  $V_{stall}$ .

$$V_{stall} = \left( \frac{2MTOW \cdot g}{\rho_{\infty} S C_{l_{max}}} \right)^{1/2} \quad (2.1)$$

$$(C_L)_{max} = (C_L)_{max} / \cos(\Lambda) \cdot \cos(\Lambda) \quad (2.2)$$

Παίρνοντας από τον πίνακα 1 για Εδώ η ταχύτητα απώλειας στήριξης προκύπτει ίση με 85 [m/s] ή 165 [knots] που είναι ένας λογικός αριθμός, για cruise σε επίπεδο θάλασσας. Υπολογίζοντας το mach drag divergence από τον τύπο του Korn,  $M_{DD} + 0.1 \cdot C_{L,design} + \frac{t}{c} = K$ , με K ίσο με 0.95 για supercritical airfoil όπως το εξεταζόμενο, το  $M_{DD}$  είναι ίσο με 0.84.

Για επίπεδο θάλασσας με  $c = 343$  [m/s] προκύπτει μέγιστη ταχύτητα ίση με 289 [m/s] ή 561.7 [knots], ως το άνω όριο έντονων συμπιεστών φαινομένων. Για την ταχύτητα αυτή προκύπτει αναγκαία ώση,  $(T_A)_{max}$ , ίση με 152 [kN].



Σχήμα 2: Ώση συναρτήσει της ταχύτητας για επίπεδο θάλασσας.

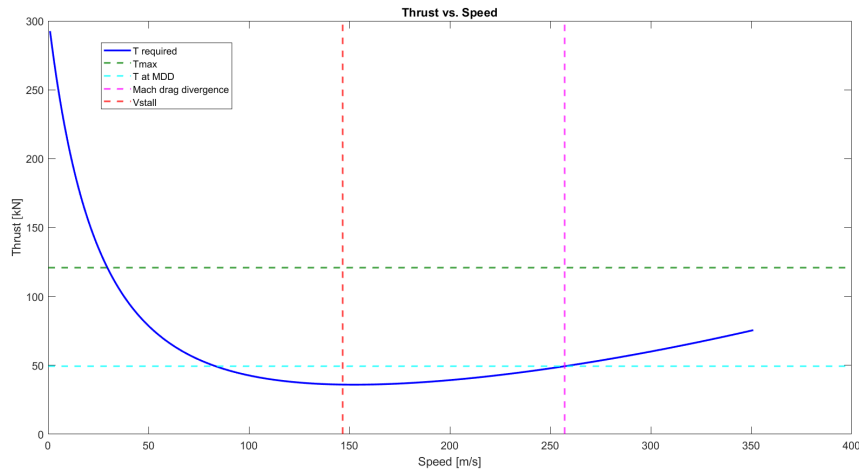
Ομοίως για τα 28000 πόδια,  $V_{stall} = 146.7$  [m/s] ή 285.2 [knots], σχε-

δόν διπλάσια σε σχέση με την επιφάνεια της θάλασσας. Ομοίως με πριν, έχοντας όμως το φράγμα του ήχου χαμηλότερα, πάλι από τον τύπο του Korn, προκύπτει μέγιστη ταχύτητα ίση με 257 [m/s] ή 499.5 [knots, με αναγκαία ώση,  $(T_A)_{max}$ , στα 49 [kN]. Επιπλέον, η μέγιστη ώση που μπορούν να παράξουν οι κινητήρες μειώνεται εξαιτίας της μείωσης της πυκνότητας. Χρησιμοποιώντας τον τύπο 3.25, και υποθέτοντας  $m = 0.8$ , προκύπτει:

$$T_{max,28000ft} = T_{max,sealevel} \cdot \frac{\rho_{28000}}{\rho_{sealevel}} = 214 \cdot \left(\frac{0.49}{1.225}\right)^{0.8} = 120.9 \text{ [kN]}$$

Είναι εμφανές ότι στα 28000 πόδια ο φάκελος λειτουργίας του αεροσκάφους είναι σαφώς μικρότερος από ότι στην επιφάνεια της θάλασσας. Η ταχύτητα απώλεια στήριξης είναι διπλάσια και η μέγιστη ταχύτητα μικρότερη. Παρόλλα αυτά φαίνεται ότι η απαιτούμενη ώση για να ξεπεραστεί η οπισθέλκουσα είναι αρκετά μικρότερη, καθιστώντας την πτήση σε αυτό το υψόμετρο οικονομικότερη.

Άξιο λόγου είναι το γεγονός ότι η καμπύλη της απαιτούμενης ισχύος δεν είναι αντιπροσωπευτική μετά από την ταχύτητα που εμφανίζονται έντονα φαινόμενα συμπίεστότητας.



Σχήμα 3: Ώση συναρτήσει της ταχύτητας 28000ft.

### 3 Μέγιστη ταχύτητα, αναλυτική εξαγωγή

Για την αναλυτική εξαγωγή της μέγιστης ταχύτητας γίνεται χρήση του τύπου 5.18:

$$V_{\infty} = \left[ \frac{(T_R/W)(W/S) \pm (W/S) \sqrt{(T_R/W)^2 - C_{D,0}K}}{\rho_{\infty} C_{D,0}} \right]^{1/2}$$

Για  $(T_A)_{max}$  προκύπτει  $V_{max} = 340.2$  [m/s] και  $V_{max} = 278.3$  [m/s] για επίπεδο θάλασσας και 28000 πόδια αντίστοιχα. Οι τιμές αυτές είναι κάπως αυξημένες σε σχέση με πριν, χωρίς όμως να αποκλίνουν δραστικά. Κύρια αιτία είναι ότι προηγουμένως θεωρήθηκε ότι το άνω όριο ταχύτητας είναι το σημείο που εμφανίζεται το mach drag divergence, το σημείο δηλαδή που αυξάνεται αρκετά η οπισθέλκουσα με την ύπαρξη πιο έντονων φαινομένων συμπίεστικότητας. Από τον τύπο του Korn προέκυψε ότι αυτό συνέβαινε στα 0.84 Mach, ενώ εδώ προκύπτει ότι η μέγιστη ταχύτητα είναι πιο κοντά στο 1 Mach.

### 4 Μέγιστα $C_L/C_D$ και $C_L^{1/2}/C_D$

Ο υπολογισμός των μέγιστων  $C_L/C_D$  και  $C_L^{1/2}/C_D$  γίνεται με την χρήση της εξίσωσης 5.30. Δίνεται από την Drag polar  $C_D = 0.0171 + 0.043C_L^2$ , προκύπτει ότι  $C_{D,0} = 0.0171$  και  $K = 0.043$ .

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max} = \sqrt{\frac{1}{4C_{D,0}K}} \Rightarrow \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max} = \sqrt{\frac{1}{4 \cdot 0.0171 \cdot 0.043}} = 18.43$$

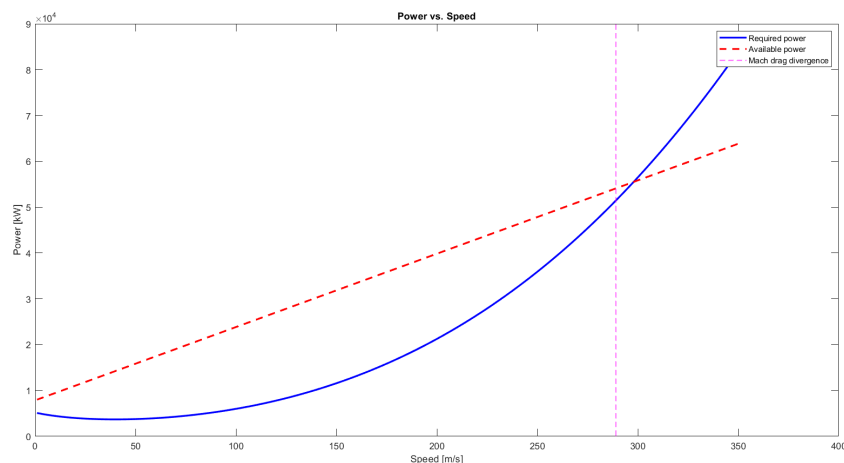
Ομοίως, από την 5.44,

$$\left(\frac{C_L^{1/2}}{C_D}\right)_{max} = \frac{3}{4} \left(\frac{1}{3KC_{D,0}^3}\right)^{1/4} = 2.97$$

### 5 Απαιτούμενη ισχύ, διαθέσιμη ισχύ και ρυθμός αναρρίχησης

Πολλαπλασιάζοντας της απαιτούμενη και την διαθέσιμη ώση με την ταχύτητα στην οποία προκύπτει παίρνουμε τις αντίστοιχες απαιτού-

μενες και διαθέσιμες τιμές για την ισχύ σε κάθε ταχύτητα. Προκύπτει το παρακάτω διάγραμμα.



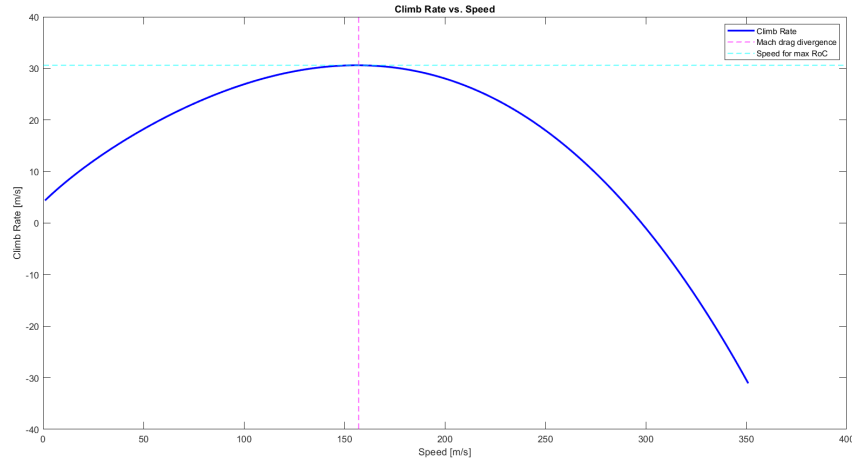
Σχήμα 4: Ισχύ σε σχέση με την ταχύτητα.

Η μπλε καμπύλη αντιπροσωπεύει την απαιτούμενη ισχύ ενώ η κόκκινη την διαθέσιμη ισχύ. Η διαφορά των δύο ονομάζεται περίσσεια ισχύς και είναι ουσιαστικά το περίσπυμα μετά την αντιστάθμιση της οπισθέλκουσας που είναι διαθέσιμο για αναρρίχηση. Διαιρώντας το με το συνολικό βάρος του αεροσκάφους, και για επίπεδο θάλασσας προκύπτει το ακόλουθο διάγραμμα που αναπαριστά τον ρυθμό αναρρίχησης σε σχέση με την ταχύτητα.

Όπως φαίνεται ο μέγιστος ρυθμός αναρρίχησης, 30.6 [m/s] προκύπτει για ταχύτητα ίση με 157 [m/s] ή 305 [knots]. Συγκρίνοντας το αποτέλεσμα αυτό με τις τιμές για αντίστοιχα αεροπλάνα αξιολογείται ως λογικό.

## 6 Μέγιστος ρυθμός αναρρίχησης

Για τον αναλυτικό υπολογισμό του μέγιστου ρυθμού αναρρίχησης καταφεύγουμε στον τύπο 5.115. Πριν όμως φτάσουμε εκεί χρειάζεται να υπολογίσουμε το  $Z$  από την εξίσωση 5.116.



Σχήμα 5: Climb Rate σε σχέση με την ταχύτητα.

$$Z = 1 + \sqrt{1 + \frac{3}{\left(\frac{L}{D}\right)_{\max}^2 \left(\frac{T}{W}\right)^2}}$$

με συμπλήρωση όλων των γνωστών παραμέτρων, για επίπεδο θάλασσας, και για  $T$  ίσο με  $T_{climb}$ , προκύπτει  $Z$  ίσο με 2.075. Αντικαθιστώντας τώρα στον τύπο 5.115,  $(R/C)_{max}$  υπολογίζεται ίσο με 33.01, πολύ κοντά στην προηγούμενη τιμή που προέκυψε γραφικά.

## 7 Μέγιστη γωνία αναρρίχησης

Όπως αναφέρθηκε και στην πρώτη ενότητα αυτής της εργασίας, η ώση που παράγεται στους turbofan κινητήρες μεταβάλλεται με το υψόμετρο. Η μέγιστη γωνία αναρρίχησης εξαρτάται λοιπόν από το υψόμετρο και προκύπτει για την γωνία όπου το  $L/D$  είναι μέγιστο. Για επίπεδο θάλασσας, με  $T = T_{climb} = 80kN/engine$ , χρησιμοποιώντας τον τύπο 5.94, προκύπτει

$$\sin(\theta_{max}) = \frac{T}{W} - \frac{1}{(L/D)_{max}} = 160 \cdot 1000 / 67726g - 1/18.43 = 0.18$$

ή  $\theta_{max} = 10.37$  μοίρες.

Αντίστοιχα προκύπτει για υψόμετρο 28000ft, συνολική ώση αναρ-



ρίχνσης ίση με  $2 \cdot 44.8 = 89.6$  [kN] και συνεπώς  $\theta_{max} = 4.58$  μοίρες.

## 8 Απώλεια ισχύος

Για να βρεθεί η μέγιστη απόσταση που μπορεί να διανύσει το αεροπλάνο με απώλεια ισχύος από τα 28000 πόδια πρέπει πρώτα να υπολογιστεί η ελάχιστη γωνία πτήσης. Από την 5.126 και έχοντας υπολογίσει το  $(L/D)_{max}$  προηγουμένως, προκύπτει:

$$\tan(\theta_{min}) = \frac{1}{(L/D)_{max}} \Rightarrow \tan(\theta_{min}) = 0.054$$

Από την σχέση  $\frac{h}{R} = \tan(\theta)$ , λύνοντας ως προς  $R_{max}$ , εισάγοντας το  $\theta_{min}$ , έχουμε:

$$R_{max} = \frac{h}{\tan(\theta_{min})} = \frac{28000}{0.054} = 518518 \text{ πόδια ή } 158 \text{ [km]}$$

Όσον αφορά τις ταχύτητες gliding, προκύπτει για 28000 πόδια:

$$V_{(L/D)28000ft} = \left( \frac{2}{\rho_{\infty} \sqrt{\frac{K}{C_{D,0}} \frac{W}{S}}} \right)^{1/2} = 182.3 \text{ [m/s] ή } 354 \text{ [knots]}$$

Ενώ, για επίπεδο θάλασσας,

$$V_{(L/D)_{max_{sealevel}}} = \left[ \frac{(\rho_{\infty})_{28000ft}}{(\rho_{\infty})_{sealevel}} \right]^{1/2} [V_{(L/D)_{max_{28000ft}}}] = 126.6 \text{ [m/s] ή } 246 \text{ [knots]}$$

## 9 9ο Ερώτημα

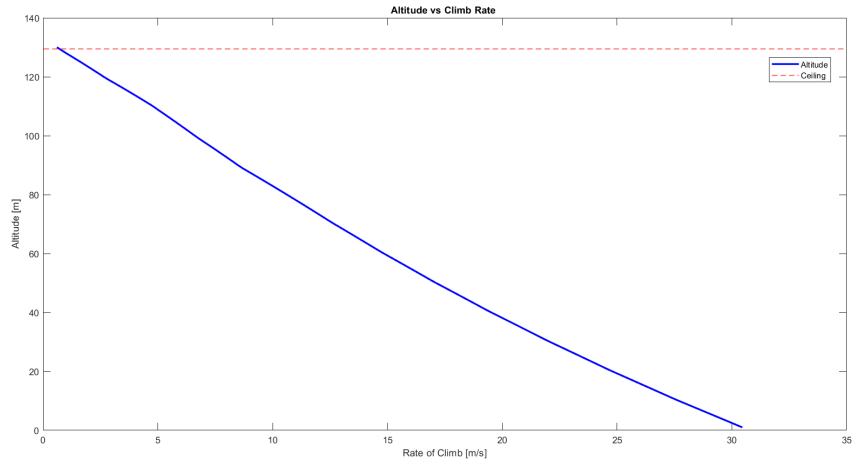
Για την δημιουργία του γραφήματος μεγίστου ρυθμού αναρρίχησης για κάθε υψόμετρο και εύρεση του υπηρεσιακού ύψους πτήσης, πρώτα πρέπει να οριστεί ένα διάγραμμα με την πυκνότητα σε διάφορα σημεία. Στη συνέχεια, υπολογίζεται το  $C_L$ , η απαιτούμενη ώση και η περίσσεια ώση και άρα το excess power. Δεν μένει παρά να υπολογιστεί και ο ρυθμός αναρρίχησης.

Αξίζει να σημειωθεί πως, όσο ανεβαίνει το αεροπλάνο καίει καύσιμο και συνεπώς γίνεται ελαφρύτερο. Για να εισαχθεί αυτή η συνθήκη στο μοντέλο υπολογίζεται, για όλα τα altitude increments, η νέα μάζα ως

εξής:

$$mass_i = mass_{i-1} - 17.41 \left( \frac{Thrust_{climb}}{1000} \right) \left( \frac{100}{RoC_{max}} \right) 0.001$$

Στο διάγραμμα που ακολουθεί φαίνεται ότι το υπερεσιακό ύψος βρίσκεται στα 12950 [m] περίπου, με τιμή να πηγαίνει στα αρνητικά για το αμέσως επόμενο βήμα στην δομή επανάληψης.



Σχήμα 6: Climb Rate σε σχέση με την ταχύτητα.

## 10 Εμβέλεια στα 28000 πόδια

Για τον υπολογισμό της εμβέλειας γίνεται χρήση του τύπου του Brequet:

$$R = \frac{2}{c_t} \sqrt{\frac{2}{\rho_\infty S} \frac{C_L^{1/2}}{C_D}} (W_0^{1/2} - W_1^{1/2})$$

Σε αυτόν γνωρίζουμε το  $c_t$  που για εμάς είναι το  $TSFC \cdot g$ , το  $\rho_\infty$ , το  $S$ , και τον λόγο  $(\frac{C_L}{C_D})_{max}$

Υποθέτοντας ότι για την αναρρίχηση μέχρι τα 28000 πόδια απαιτείται καύση περίπου του 30% του καυσίμου προκύπτει ότι

$$W_0 = (mass_{aircraft} - 0.3 \cdot mass_{totalfuel}) \cdot g \quad (10.1)$$

ενώ, υποθέτοντας ότι αφήνουμε 5% ρεσέρβα το  $W_1$  προκύπτει ίσο με

$$W_0 = (mass_{aircraft} - 0.95 \cdot mass_{totalfuel}) \cdot g \quad (10.2)$$

Η μάζα του αεροπλάνου μπορεί να υπολογιστεί αφαιρώντας από το MTOW την συνολική μάζα του καυσίμου, προκύπτει:  $mass_{aircraft} = 67585 - 17726 = 49859$  kg.

Βάζοντας τα παραπάνω στην τύπο του Brequet προκύπτει εμβέλεια ίση με 4225.5 χιλιόμετρα, το οποίο είναι ένα λογικό νούμερο για αεροπλάνο που εκτελεί short και medium haul δρομολόγια.

## 11 Απογείωση με εμπόδιο 50ft

Η συνολική απόσταση για απογείωση με εμπόδιο μπορεί να χωριστεί σε δύο μέρη, την τροχοδρόμηση, την απόσταση δηλαδή που επιταχύνει το αεροπλάνο μέχρι να φτάσει την ταχύτητα απογείωσης, και την απόσταση που χρειάζεται για να πάρει αρκετό ύψος και να ξεπεράσει τα 50 πόδια.

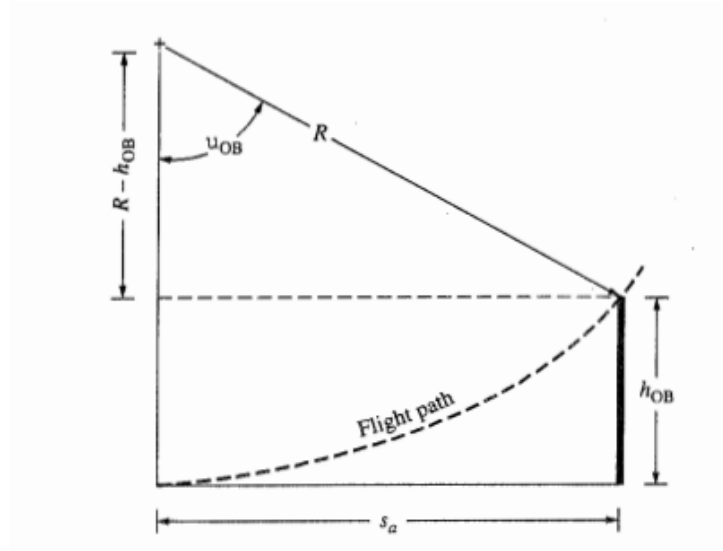
Κάνοντας χρήση του απλοποιημένου υπολογισμού για το ground roll, από τον τύπο 6.95 προκύπτει:

$$s_g = \frac{1.21(W/S)}{g\rho_\infty(C_L)_{max}(T/W)} = 1145 \text{ [m]}$$

Έπειτα, αφού υπολογιστεί το  $C_{Lmax}$  με χρήση δεδομένων από τον πίνακα 1, και για semi extended flaps, παίρνουμε  $C_{Lmax} = 1.7 \cdot \cos(24^\circ) = 1.55$ , μπορούμε να υπολογίσουμε την  $V_{stall}$ . Εδώ προκύπτει ίση με 74 [m/s].

Το δεύτερο βήμα είναι ο υπολογισμός της απόστασης εν ώρα πτήσης, αφού έχει φύγει από το έδαφος. Όπως φαίνεται και στην εικόνα πρέπει πρώτα να υπολογιστεί η ακτίνα R. Χρησιμοποιώντας τον τύπο 6.98 προκύπτει:

$$R = \frac{6.96 \cdot (V_{stall})^2}{g} = \frac{6.96 \cdot 74^2}{9.81} = 3885 \text{ [m]}$$



Σχήμα 7: Απόσταση εν πτήση.

Από πυθαγόρειο θεώρημα με  $h_{obs} = 15.24$  [m], προκύπτει ότι το

$$S_a = \sqrt{R^2 - (R - h_{obs})^2} = \sqrt{3885^2 - (3885 - 15.24)^2} = 343.8 \text{ [m]}$$

Η συνολική απόσταση είναι ίση με  $S_{total} = S_g + S_a = 1145 + 343.8 = 1488.8$  [m]

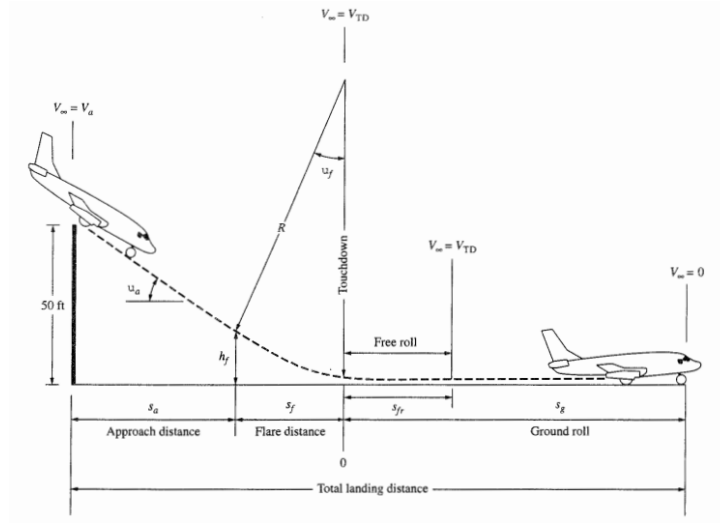
## 12 Απόσταση προσγείωσης

Η προσέγγιση και συνεπώς ο υπολογισμός της απόστασης της, μπορεί να σπάσει σε τρία μέρη. Το approach, την τελική κάθοδο και την τροχοδρόμηση. Η συνολική απόσταση είναι το άθροισμα αυτών των τριών.

Για αυτό το ερώτημα θεωρείται  $(C_L)_{max} = 2.2 \cdot \cos(24^\circ) = 2$ , με την βοήθεια του πίνακα 1. Υπολογίζουμε εκ νέου την  $V_{stall}$  από τον τύπο (2.1) της παρούσας τεχνικής έκθεσης, ίση με 72 [m/s]. Κατόπιν, από τον τύπο 6.107,  $R = \frac{(1.23 \cdot V_{stall})^2}{0.2g} = 3997$  [m].

Υποθέτοντας  $\theta_\alpha = 3^\circ$ , υπολογίζουμε από την 6.106,  $h_f = R(1 - \cos(\theta_\alpha)) = 5.47$  [m]. Από τον τύπο 6.108, για εμπόδιο 15.24 [m], προκύ-

πτι  $S_\alpha = (15.24 - 5.47)/\tan(\theta_\alpha) = 186.4$  [m].



Σχήμα 8: Συνολική απόσταση προσγείωσης

Έπειτα, υπολογίζεται η απόσταση flare,  $S_f = R \sin(\theta_\alpha) = 209$  [m].

Τέλος υπολογίζουμε την απόσταση κατά την τροχοδρόμηση. Υποθέτουμε reverse thrust ίσο με 40% της μέγιστης ώσης και συντελεστή τριβής ίσο με 0.4. Από τις 6.113 και 6.114 αντίστοιχα έχουμε:

$$J_T = T_{rev}/W + \mu_r = 0.4 \cdot 214000 / (67585 \cdot 9.81) + 0.4 = 0.52$$

$J_A = \frac{\rho_\infty}{2(W/S)} (0.0171 + 0.043C_L^2 - \mu_r C_L) = -0.000057$  (έχω κάποια reservations για αυτό το νούμερο).

Από τον τύπο 6.119, και υποθέτοντας 3 δευτερόλεπτα χρόνο μέχρι την εφαρμογή της αντίστροφης ώσης, για  $V_{TD} = 1.15V_{stall} = 85.1$  [m/s], προκύπτει:

$$S_g = NV_{TD} + 1/(2gJ_A) \ln(1 + \frac{J_A}{J_T} V_{TD}^2) = 1658.9$$
 [m]

Συνολικά:

$$S_{TLD} = S_\alpha + S_f + S_g = 186.4 + 209 + 1658.9 = 2054.3$$
 [m]

## 13 13ο Ερώτημα

Εάν έχανε το ανταγωνιστικό του πλεονέκτημα και είχε την ίδια κατανάλωση με τον ανταγωνισμό, αυτό θα σήμαινε 25% αύξηση της TSFC, από  $17.41 \frac{g}{s \cdot kN}$  σε  $21.76 \frac{g}{s \cdot kN}$ , και άρα για να διατηρήσει την ίδια εμβέλεια θα χρειαζόταν επιπλέον καύσιμο.

Πηγαίνοντας στον τύπο του Brequet για την εμβέλεια, και λύνοντας ως προς την διαφορά  $(W_0^{1/2} - W_1^{1/2})$  προκύπτει:

$$(W_0^{1/2} - W_1^{1/2}) = R / \left[ \frac{2}{c_t} \sqrt{\frac{2}{\rho_\infty S} \frac{C_L^{1/2}}{C_D}} \right]$$

Αντικαθιστώντας στα  $W_0$  και  $W_1$  τις σχέσεις 10.1 και 10.2, προκύπτει ότι η συνολική μάζα του καυσίμου πρέπει να είναι ίση με 22485 [kg]. Προσθέτοντας αυτή την μάζα στην μάζα του αεροσκάφους προκύπτει  $MTOW_{new} = 72344$  [kg].

Για να υπολογιστεί η νέα απόσταση απογείωσης από εμπόδιο 50ft, πρέπει πρώτα να υπολογιστεί η νέα  $V_{stall} = 85.48$  [m/s] με την βοήθεια του τύπου (2.1). Το  $R$  γίνεται 5125 [m] με την συνολική απόσταση για απογείωση να διαμορφώνεται στα  $S_t = 1494 + 394 = 1888$  [m], συνολική αύξηση κατά 26%.

Ακολουθώντας την λογική που παρουσιάστηκε στην προηγούμενη ενότητα. Η  $V_{stall} = 82$  [m/s]. Το  $R$  κατά την προσγείωση είναι πλέον 5184 [m], το  $h_f = 7.1$  [m], η  $S_a$  γίνεται ίση με 155 [m] μικρότερη καθώς αυξάνεται το  $h_f$ , η  $S_f$  γίνεται 271 [m], ενώ με τις αντίστοιχες διαμορφώσεις στα  $J_T = 0.52$  ξανά και  $J_A = -0.000054$ , το ground roll γίνεται ίσο με  $S_g = 2708$  [m]. Συνολική απόσταση προσγείωσης διαμορφώνεται στα  $S_{TLD} = 155 + 271 + 2708 = 3134$  [m], 52 % παραπάνω σε σχέση με πριν.

Είναι εμφανές ότι το πλεονέκτημα του Airbus A220-300 είναι σημαντικό καθώς, πέρα από την μείωση στην κατανάλωση, του επιτρέπει να βρίσκεται πιο γρήγορα στον αέρα και να απαιτεί μικρότερη απόσταση προσγείωσης, καθιστώντας το πιο ευέλικτο.

## 14 Code

### 14.1 Απαραίτητη Ώση, Διαθέσιμη Ώση

```
i = 1;
for V = 50:1:400 CL = 2 * Weight / (rho * V^2 * S);
CD = CD0 + K * (CL2);
Trequired = 0.5 * rho * V2 * S * CD;
Tr(i) = Trequired;
i = i + 1;
if V == 289 Mdd = Trequired;endend
```

### 14.2 9ο ερώτημα

Listing 1: MATLAB Code for Calculating Thrust and Rate of Climb

```
% Initialize array to store maximum rate of climb at different altitud
pinakas = zeros(1, 139);

% Loop over different altitudes
for alt = 1:1:139
    % Calculate stall velocity at current altitude
    V_stall_Alt = round((2 * mass * g / (rho(alt) * S * Cl_max))^(0.5))

    % Define a range of velocities above stall velocity
    V = V_stall_Alt:250;

    % Calculate lift coefficient over velocity range
    CL = 2 * mass * g ./ (rho(alt) .* (V.^2) * S);

    % Calculate drag coefficient
    CD = CD_0 + K .* (CL.^2);

    % Calculate required thrust for each velocity
    T_required = 0.5 .* rho(alt) .* (V.^2) * S .* CD;

    % Calculate equivalent sea level thrust at current altitude
```

```

Thrust_climb = 160000 * (rho(alt) / rho(1));

% Calculate excess power over velocity range
Excess_Power = ((-T_required) .* V) + (Thrust_climb .* V);

% Find maximum rate of climb
RoC_max = max(Excess_Power / (mass * g));

% Store maximum rate of climb at current altitude
pinakas(1, alt) = RoC_max;

% Fuel consumption model for decreasing mass
if alt > 1
    mass = mass - 17.41 * (Thrust_climb / 1000) * (100 / RoC_max)
end
end

```