
2 Υπολογισμός των Βαρών

Περιεχόμενα

2.1 Διαδικασία Προσδιορισμού Βάρους Απογείωσης (W_{TO}).....	20
2.1.1 Βάρος Άδειου Αεροσκάφους (W_E).....	21
2.2 Εμβέλεια, Αυτονομία και Βάρος Καυσίμου	24
2.2.1 Εμβέλεια (R)	24
2.2.2 Αυτονομία (E).....	26
2.3 Υπολογισμός του Βάρους Καυσίμου.....	29
2.3.1 Απόδοση Καυσίμου / Μηχανής	32
2.4 Ευαισθησία του Μέγιστου Βάρους σε Σχέση με Βασικές Παραμέτρους.....	36
2.4.1 Ευαισθησία στα βάρη W_{PL} και W_E	38
2.4.2 Ευαισθησία στις παραμέτρους $R, E, L/D, V, C_j, C_p, n_p$	39

Απαγορεύεται η αναπαραγωγή ή η μετάφραση όλου ή οποιουδήποτε τμήματος του βιβλίου και με οποιοδήποτε τρόπο χωρίς την γραπτή άδεια του συγγραφέα.

Το ολικό βάρος του αεροσκάφους, δηλαδή το βάρος του κατά την απογείωση είναι βασικό μέγεθος στον σχεδιασμό. Συνήθως το υπολογίζουμε με βάση τα επί μέρους βάρη, εκ των οποίων τα κυριότερα είναι το βάρος της κατασκευής, το φορτίο, καθώς και το καύσιμο. Ο υπολογισμός των βαρών γίνεται με βάση την εμβέλεια και την αυτονομία του αεροσκάφους, καθώς και με τη βοήθεια πινάκων με ιστορικά δεδομένα.

2.1 Διαδικασία Προσδιορισμού Βάρους Απογείωσης (W_{TO})

Το εναρκτήριο σημείο του σχεδιασμού ενός αεροσκάφους είναι το βάρος του. Το βάρος καθορίζει το μέγεθος και ξεκινάμε με μια προσέγγιση της "δυσμενέστερης" τιμής του δηλαδή του μέγιστου βάρους απογείωσης. Το βάρος αυτό προσδιορίζεται με τη βοήθεια των προδιαγραφών, βασικών εξισώσεων μηχανικής πτήσης και με υπάρχοντα στατιστικά δεδομένα. Το συνολικό βάρος του αεροσκάφους είναι μέγιστο κατά την απογείωση (W_{TO} – "take off") και μπορεί να αναλυθεί στα ακόλουθα επί μέρους βάρη:

$$W_{TO} = W_E + W_{PL} + W_F \quad (2.1)$$

όπου W_E το βάρος άδειου αεροσκάφους ("Empty"), W_{PL} είναι το βάρος του ωφέλιμου φορτίου ("Payload") και W_F το βάρος του καυσίμου ("Fuel").

Μια πρώτη εικόνα για την ποσοστιαία κατανομή του βάρους αυτών παρουσιάζεται στον Πίνακα 2.1. Στον Πίνακα 2.2 φαίνονται τα αντίστοιχα ποσοστά βάρους των διαφόρων δομικών τμημάτων.

Τμήμα Αεροσκάφους	Ανεμοπλάνο	Αεροσκάφη ιδιωτικής χρήσης	Υποηχητικά Επιβατηγά	Υπερηχητικά Επιβατηγά	Υπερηχητικά Μαχητικά	Υπερηχητικά Βομβαρδιστικά
Μηχανή	-	23	18	15	20	13
Καύσιμο	-	(10-15)	(22-31)	(45-50)	(25-30)	(50-55)
Φορτίο	36	(20-25)	(9-18)	(5-10)	(5-10)	(3-8)
Δομικό μέρος	60	30	28	21	32	20
Εξοπλισμός	4	12	14	9	13	9

Πίνακας 2.1: Ενδεικτική ποσοστιαία ανάλυση βάρους τμημάτων του αεροσκάφους επί του ολικού βάρους του [3].

Τμήμα Δομικού Μέρους	Ανεμοπλ άνο	Αεροσκά φη ιδιωτική ς χρήσης	Υποηχητι κά Επιβατηγ ά	Υπερηχητ ικά Επιβατηγ ά	Υπερηχητ ικά Μαχητικά	Υπερηχητικ ά Βομβαρδιστ ικά
Πτέρυγα	30	(5-13)	11	8	12	7
Άτρακτος	25	(5-10)	9	7	12	4
Οριζόντιο και κάθετο σταθερό	3	2	3	2	4	2
Σύστημα προσγείω σης	2	4	5	4	4	4

Πίνακας 2.2: Ενδεικτική ποσοστιαία ανάλυση βάρους δομικών τμημάτων του αεροσκάφους επί του ολικού βάρους του [3].

Το ωφέλιμο φορτίο του αεροσκάφους αποτελείται από: (i) το πλήρωμα, (ii) τους επιβάτες, (iii) τις αποσκευές τους, και (iv) άλλο φορτίο. Το πλήρωμα αποτελούν οι πιλότοι, οι μηχανικοί της πτήσης και οι αεροσυνοδοί. Ο αριθμός των μελών του πληρώματος καθορίζεται από τις αρχικές προδιαγραφές με βάση τον τύπο του αεροσκάφους. Το μέσο βάρος για κάθε μέλος πληρώματος είναι 175 lbs. Για στρατιωτικά αεροσκάφη το μέσο βάρος πιλότου είναι 200 lbs (λόγω επιπλέον φορητού εξοπλισμού). Το μέσο βάρος των αποσκευών ανά άτομο θεωρείται 40 lbs για κοντινές πτήσεις και 60 lbs για διηπειρωτικές.

2.1.1 Βάρος Άδειου Αεροσκάφους (W_E)

Το βάρος του άδειου αεροσκάφους W_E και το ολικό βάρος W_{TO} συνδέονται με την ακόλουθη λογαριθμική σχέση:

$$\log_{10} W_{TO} = A + B \log_{10} W_E$$

$$\log_{10} W_E = \frac{(-A + \log_{10} W_{TO})}{B} \quad (2.2)$$

όπου οι σταθερές A και B δίνονται από τον Πίνακα 2.3 για τις διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών.

Η διαδικασία προσδιορισμού του βάρους του άδειου αεροσκάφους είναι η εξής:

- 1) Κάνουμε μια εκτίμηση για την τιμή του ολικού βάρους $\overline{W_{TO}}$ από παρόμοια αεροσκάφη (βλέπε Πίνακες Βασικού Σχεδιασμού Αεροσκαφών).
- 2) Υπολογίζουμε το αντίστοιχο βάρος του καύσιμου $\overline{W_F}$.
- 3) Υπολογίζουμε μια πρώτη τιμή $\overline{W_{E1}}$ από τη σχέση (2.1).
- 4) Υπολογίζουμε ανεξάρτητα μια δεύτερη τιμή $\overline{W_{E2}}$ σε συσχέτιση με το $\overline{W_{TO}}$ με έναν από τους εξής τρόπους:
 - (α) Χρήση διαγραμμάτων συσχέτισης των βαρών $\overline{W_{TO}}$ και W_E για παλαιότερα αεροσκάφη. Η εξίσωση (2.2) δίνει τη λογαριθμική συσχέτιση μεταξύ των δύο βαρών.
 - (β) Από παρόμοια Αεροσκάφη με παραπλήσιες προδιαγραφές.
- 5) Ελέγχουμε την απόκλιση των τιμών $\overline{W_{E1}}$ και $\overline{W_{E2}}$:

$$\varepsilon = \frac{|\overline{W_{E1}} - \overline{W_{E2}}|}{\overline{W_{E1}}}$$

Αν $\varepsilon < 1\%$ η αρχική μας εκτίμηση ήταν σωστή και θεωρούμε $W_E = \overline{W_{E1}}$ και

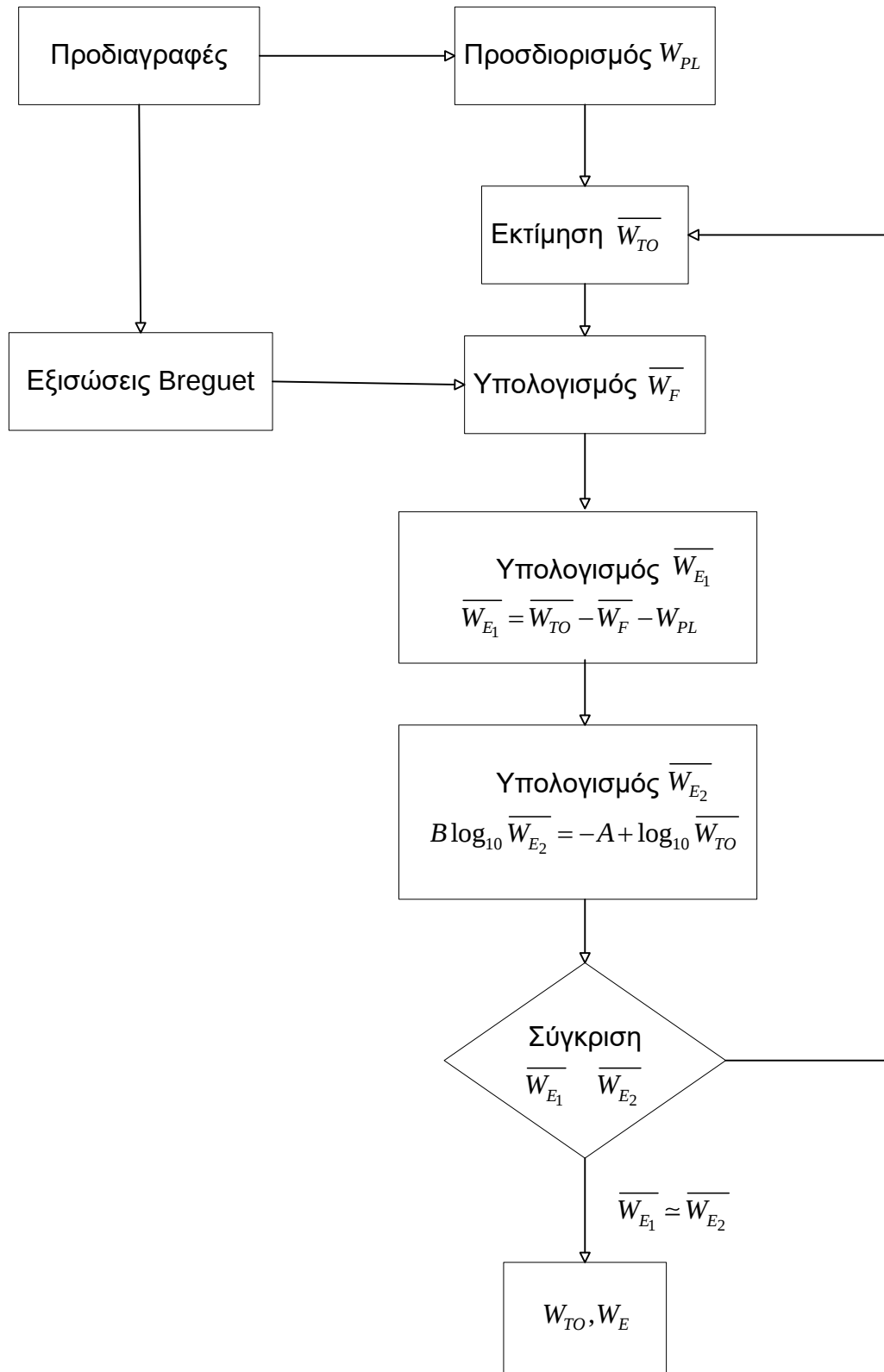
$W_{TO} = \overline{W_{TO}}$, αλλιώς επιστρέφουμε στο βήμα 1.

Η παραπάνω επαναληπτική μέθοδος απεικονίζεται στο Σχήμα 2.1.

Διαδικασία Προσδιορισμού Βάρους Απογείωσης (W_{TO})

Τύπος Αεροσκάφους		A	B
1. Ιδιοκατασκευές	Προσωπικής αναψυχής και μεταφοράς	0.3411	0.951
	Κατασκευές σύνθετων υλικών	0.8222	0.805
2. Μονοκινητήρια Ελικοφόρα		-0.1440	1.116
3. Δικινητήρια	Ελικοφόρα	0.0966	1.029
	Κατασκευές σύνθετων υλικών	0.1130	1.040
4. Αγροτικά		-0.4398	1.194
5. Επιχειρηματικά		0.2678	0.997
6. Στροβιλοελικοφόρα Περιφερικών Αερογραμμών		0.3774	0.964
7. Αεριοθούμενα Επιβατηγά		0.0833	1.038
9. Μαχητικά	Αεριοθούμενα (χωρίς φορτίο)	0.1362	1.011
10. Στρατιωτικά Μεταγωγικά, Περιπολικά και Βομβαρδιστικά	Αεριοθούμενα	-0.2009	1.103
	Στροβιλοελικοφόρα	-0.4179	1.144
11. Αμφίβια		0.173	1.008
12. Υπερηχητικά		0.4221	0.987

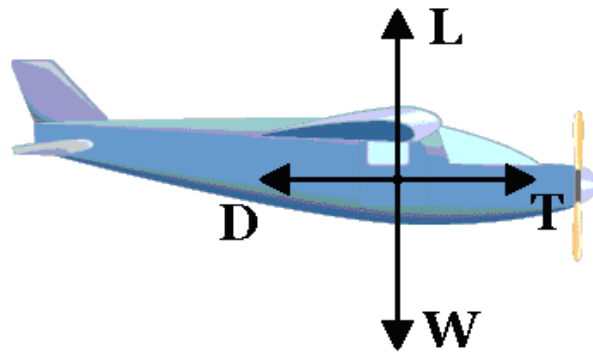
Πίνακας 2.3: Τιμές των σταθερών A και B της σχέσης ολικού βάρους και κενού βάρους [2].



Σχήμα 2.1: Επαναληπτική διαδικασία εκτίμησης του βάρους απογείωσης (W_{TO}), του βάρους άδειου αεροσκάφους (W_E), καθώς και του βάρους κανσίμου (W_F).

2.2 Εμβέλεια, Αυτονομία και Βάρος Καυσίμου

Το μήκος της κανονικής πτήσης, *Εμβέλεια* (“Range”) και ο χρόνος αναμονής του αεροσκάφους στον αέρα, *Αυτονομία* (“Endurance”) συνδέονται με το βάρος του καυσίμου που καταναλώνεται κατά την αντίστοιχη φάση της πτήσης.



Σχήμα 2.2: Δυνάμεις σε αεροσκάφος σε κανονική πτήση.

Το Σχήμα 2.2 απεικονίζει την ισορροπία των δυνάμεων ώσης μηχανής T , αεροδυναμικής αντίστασης D , αεροδυναμικής άντωσης L και βάρους W στην κανονική πτήση. Έχουμε δηλαδή, $T = D$ και $W = L$, τα οποία δίνουν την σχέση:

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{L/D} \quad (2.3)$$

2.2.1 Εμβέλεια (R)

Σε χρόνο dt αεροσκάφος κινούμενο με ταχύτητα V θα καλύψει απόσταση dR όπου:

$$dR = V \cdot dt \quad (2.4)$$

Στον ίδιο χρόνο η ελάττωση του βάρους του λόγω κατανάλωσης καυσίμου θα είναι:

$$dm = -C \cdot T \cdot dt \quad (2.5)$$

όπου C είναι η ειδική κατανάλωση καυσίμου (SFC) (“Specific Fuel Consumption”) της μηχανής η οποία ορίζεται ως ο ρυθμός κατανάλωσης της μάζας καυσίμου ανά μονάδα ωστικής δύναμης της μηχανής. Τυπικές μονάδες της είναι το $\frac{lbs_m / hr}{lbs_f}$ στο

Αγγλικό Σύστημα Μονάδων, και $\frac{kg/sec}{N}$ στο σύστημα μονάδων SI. Η ελάττωση του βάρους συνδέεται με την ελάττωση της μάζας ως εξής:

$$dW = g \cdot dm$$

όπου g η επιτάχυνση της βαρύτητας. Σημειώνεται ότι στο Αγγλικό Σύστημα Μονάδων, μονάδα μέτρησης της μάζας είναι η λίβρα-μάζας (pounds-mass - **lbs_m** ή **lbm**) ενώ μονάδα μέτρησης του βάρους (δύναμης) είναι η λίβρα-δύναμης (pounds-force - **lbs_f** ή **lbf**). Η λίβρα δύναμης (**lbs_f**), από τον δεύτερο νόμο του Νεύτωνα, ορίζεται ως το γινόμενο "slug" επί πόδια ανά δευτερόλεπτο τετράγωνο (**slug·ft/s²**), όπου **1 slug = 32.174 lbs_m**.

Συνδυάζοντας τις (2.3), (2.4) και (2.5), βρίσκουμε ότι:

$$dR = - \frac{V (L/D)}{g \cdot C \cdot W} dW$$

και ολοκληρώνοντας για όλη τη διάρκεια της κανονικής πτήσης παίρνουμε:

$$R = - \int_{W_i}^{W_f} \frac{V(L/D)}{g \cdot C \cdot W} dW \Rightarrow$$

$$\boxed{R = \frac{V(L/D)}{g \cdot C} \ln \frac{W_i}{W_f}} \quad (2.6)$$

όπου W_i και W_f είναι το αρχικό και τελικό βάρος του αεροσκάφους αντίστοιχα, κατά την κανονική του πτήση. Η ανωτέρω ολοκλήρωση προϋποθέτει ότι τα μεγέθη V , L/D και C είναι σταθερά κατά την διάρκεια της κανονικής πτήσης. Η εξίσωση (2.6) ονομάζεται εξίσωση του *Breguet* για την εμβέλεια του αεροσκάφους.

Η ταχύτητα της πτήσης V μπορεί να συνδεθεί με το βάρος του αεροσκάφους από την ισότητα των δυνάμεων L και W :

$$L = W \Rightarrow C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S = W \Rightarrow$$

$$\boxed{V = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_L}}} \quad (2.7)$$

Στην ανωτέρω σχέση, ρ είναι η πυκνότητα στο ύψος πτήσης και S είναι η επιφάνεια κάτοψης της πτέρυγας. Το βάρος W μεταβάλλεται κατά την πτήση και μπορεί να προσεγγιστεί με ένα μέσο βάρος υποθέτοντας γραμμική μείωσή του με την απόσταση της πτήσης.

2.2.2 Αυτονομία (E)

Κατά τον χρόνο dE αναμονής του αεροσκάφους στον αέρα μειώνεται το βάρος του κατά dW :

$$dW = -g \cdot C \cdot T \cdot dE.$$

Χρησιμοποιούμε την σχέση (2.3) και ολοκληρώνουμε την παραπάνω σχέση με αποτέλεσμα να πάρουμε την εξίσωση για την *Αυτονομία* του αεροσκάφους:

$$E = \frac{1}{g C} \frac{L}{D} \ln \frac{W_i}{W_f} \quad (2.8)$$

Οι Πίνακες 2.4 και 2.5 δίνουν τυπικές τιμές για την ειδική κατανάλωση καύσιμου (C_j για αεριωθούμενα, C_p για ελικοφόρα), για τον αεροδυναμικό λόγο (L/D) καθώς και για την απόδοση της έλικας (η_p) ελικοφόρων αεροσκαφών. Η απόδοση συνδέει την δύναμη ώσης (T) που παράγει η έλικα με την ισχύ (P) του ελικοφόρου κινητήρα.

Τύπος Αεροσκάφους	Ευθύγραμμη Ομαλή Πτήση			
	L / D	C_j $\left(\frac{lbs_m}{lbs_f \cdot hr} \right)$	C_p $\left(\frac{lbs_m}{hp \cdot hr} \right)$	n_p
1. Ιδιοκατασκευές	8-10*		0.6-0.8	0.7
2. Μονοκινητήρια Ελικοφόρα	8-10		0.5-0.7	0.8
3. Δικινητήρια	8-10		0.5-0.7	0.82
4. Αγροτικά	5-7		0.5-0.7	0.82
5. Επιχειρηματικά	10-12	0.5-0.9		
6. Στροβιλοφόρα Περιφερικών Αερογραμμών	11-13		0.4-0.6	0.85
7. Αεριοθούμενα Επιβατηγά	13-15	0.5-0.9		
8. Στρατιωτικά Εκπαιδευτικά	8-10	0.5-1.0	0.4-0.6	0.82
9. Μαχητικά	4-7	0.6-1.4	0.5-0.7	0.82
10. Στρατιωτικά Μεταγωγικά, Περιπολικά και Βομβαρδιστικά	13-15	0.5-0.9	0.4-0.7	0.82
11. Αμφίβια	10-12	0.5-0.9	0.5-0.7	0.82
12. Υπερηχητικά	4-6	0.7-1.5		

*Ιδιοκατασκευές με λεία εξωτερική επιφάνεια ή και υψηλό φορτίο πτέρυγας μπορούν να έχουν σημαντικά υψηλότερες τιμές του λόγου L/D

Πίνακας 2.4: Τυπικές τιμές για τα μεγέθη του αεροδυναμικού λόγου (L / D), των ειδικών καταναλώσεων (C_j για αεριοθούμενα, C_p για ελικοφόρα) και του βαθμού απόδοσης έλικας (n_p) για την φάση ευθύγραμμης ομαλής πτήσης [2].

Τύπος Αεροσκάφους	Αναμονή			
	L / D	C_j $\left(\frac{lbs_m}{lbs_f \cdot hr} \right)$	C_p $\left(\frac{lbs_m}{hp \cdot hr} \right)$	η_p
1. Ιδιοκατασκευές	10-12		0.5-0.7	0.6
2. Μονοκινητήρια Ελικοφόρα	10-12		0.5-0.7	0.7
3. Δικινητήρια	9-11		0.5-0.7	0.72
4. Αγροτικά	8-10		0.5-0.7	0.72
5. Επιχειρηματικά	12-14	0.4-0.6		
6. Στροβιλοφόρα Περιφερικών Αερογραμμών	14-16		0.5-0.7	0.77
7. Αεριοθούμενα Επιβατηγά	14-18	0.4-0.6		
8. Στρατιωτικά Εκπαιδευτικά	10-14	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
9. Μαχητικά	6-9	0.6-0.8	0.5-0.7	0.77
10. Στρατιωτικά Μεταγωγικά Περιπολικά και Βομβαρδιστικά	14-18	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
11. Αμφίβια	13-15	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
12. Υπερηχητικά	7-9	0.6-0.8		

Πίνακας 2.5: Τυπικές τιμές για τα μεγέθη του αεροδυναμικού λόγου (L / D), των ειδικών καταναλώσεων (C_j για αεριοθούμενα, C_p για ελικοφόρα) και του βαθμού απόδοσης έλικας (η_p) για την φάση αναμονής [2].

2.3 Υπολογισμός του Βάρους Καυσίμου

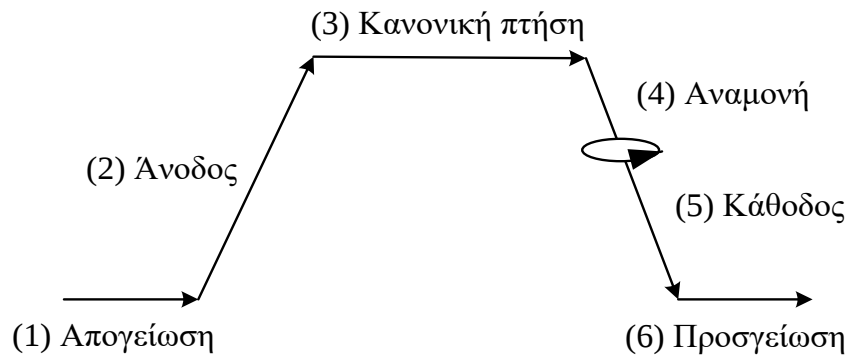
Το βάρος του καυσίμου αποτελείται από αυτό που καταναλώθηκε $W_{F_{used}}$ και από το πλεόνασμα $W_{F_{res}}$:

$$W_F = W_{F_{used}} + W_{F_{res}} \quad (2.9)$$

Για κάθε φάση της πτήσης (i), όπως δίνεται από το προφίλ της πτήσης στις προδιαγραφές (π.χ. Σχήμα 2.3), ορίζουμε τον αντίστοιχο λόγο καυσίμου f_i ως εξής:

$$f_i = \frac{W_{i+1}}{W_i} \quad (2.10)$$

όπου W_i το βάρος αεροσκάφους στην αρχή της φάσης (i) και W_{i+1} το βάρος του στο τέλος της. Ο Πίνακας 2.6 δίνει τυπικούς λόγους καυσίμου για διάφορες φάσεις της πτήσης.



Σχήμα 2.3: Τυπικό προφίλ πτήσης.

Τύπος Αεροσκάφους	Απογείωση	Άνοδος	Κάθοδος	Προσγείωση
1. Ιδιοκατασκευές	0.994	0.995	0.995	0.995
2. Μονοκινητήρια Ελικοφόρα	0.990	0.992	0.993	0.993
3. Δικινητήρια Ελικοφόρα	0.984	0.990	0.992	0.992
4. Αγροτικά	0.987	0.998	0.999	0.998
5. Επιχειρηματικά	0.980	0.980	0.990	0.992
6. Στροβιλοελικοφόρα Περιφερικών Αερογραμμών	0.980	0.985	0.985	0.995
7. Αεριοθούμενα Επιβατηγά	0.975	0.980	0.990	0.992
8. Μαχητικά	0.970	0.96-0.90	0.990	0.995
9. Αμφίβια	0.978	0.985	0.990	0.990
10. Υπερηχητικά	0.980	0.92-0.87	0.985	0.992

Πίνακας 2.6: Τυπικές τιμές των λόγων καύσιμου (f) για διάφορες φάσεις της πτήσης [2].

Η κατανάλωση καυσίμου κατά την κανονική πτήση (“cruise”), δίνεται από την εξίσωση Breguet για την Εμβέλεια (“Range”) του αεροσκάφους. Από την σχέση (2.6), παίρνουμε:

$$f_{\pi\tau\eta\sigma\eta\varsigma} \equiv \frac{W_f}{W_i} = \exp \frac{-RC g}{V (L / D)} \quad (2.11)$$

Η κατανάλωση καυσίμου κατά την αναμονή (“loiter”) δίνεται από την εξίσωση Breguet για την Αυτονομία (“Endurance”) του αεροσκάφους (2.8). Είναι δηλαδή:

$$f_{\alpha\nu\alpha\mu\omicron\nu\eta\varsigma} \equiv \frac{W_f}{W_i} = \exp \frac{-EC g}{L / D} \quad (2.12)$$

Ο ολικός λόγος καυσίμου που καταναλώθηκε ορίζεται ο λόγος του βάρους του αεροσκάφους μετά το πέρας της πτήσης (W_{final}) προς το αρχικό βάρος στην απογείωση (W_{TO}):

$$M_{ff} \equiv \frac{W_{final}}{W_{TO}} = \prod_i f_i \quad (2.13)$$

Για τα βάρη όμως ισχύει και η σχέση:

$$W_{final} + W_{F_{used}} = W_{TO} \quad (2.14)$$

Από τις (2.13) και (2.14) προκύπτει για το καύσιμο που καταναλώθηκε ότι:

$$W_{F_{used}} = (1 - M_{ff}) W_{TO} \quad (2.15)$$

Επομένως το ολικό βάρος καυσίμου είναι:

$$W_F = (1 - M_{ff}) W_{TO} + W_{F_{res}} \quad (2.16)$$

Η μάζα του καυσίμου είναι σημαντικό μέγεθος και για τον προσδιορισμό αργότερα του όγκου των δεξαμενών καυσίμου του αεροσκάφους. Η πυκνότητα του αεροπορικού καυσίμου (ρ_F) είναι 6.697 lbs/gal ή 802.5 gr/lt . Ο απαιτούμενος όγκος αποθήκευσης καυσίμου στο αεροσκάφος είναι:

$$V_F = \frac{W_F}{\rho_F}$$

2.3.1 Απόδοση Καυσίμου / Μηχανής

Η ειδική κατανάλωση καυσίμου (SFC) ορίζεται διαφορετικά για αεριοθούμενα από ότι για ελικοφόρα αεροσκάφη:

Ο ορισμός για αεριοστροβίλους είναι:

$$TSFC \text{ (ή } C_j) \equiv \frac{\text{ρυθμός κατανάλωσης καυσίμου}}{\text{Ωθηση μηχανής}}$$

Εκφράζεται από το λόγο της ροής μάζας καυσίμου ανά ώρα ($\dot{m}_F$), προς την ωστική δύναμη της μηχανής T:

$$C_j = \frac{\dot{m}_F}{T} \quad (2.17)$$

και έχει μονάδες $\frac{kg/sec}{N}$ στο σύστημα SI και $\frac{lbs_m \text{ καυσίμου} / hr}{lbs_f \text{ ώθησης}}$ στο Αγγλικό

σύστημα.

Στην περίπτωση των ελικοφόρων μηχανών ο συντελεστής ορίζεται ως εξής:

$$PSFC \text{ (ή } C_p) \equiv \frac{\text{ρυθμός κατανάλωσης καυσίμου}}{\text{Ισχύς μηχανής}}$$

Εκφράζεται από το λόγο της ροής μάζας καυσίμου ανά ώρα ($\dot{m}_F$), προς την ισχύ της μηχανής P:

$$C_p = \frac{\dot{m}_F}{P} \quad (2.18)$$

και έχει μονάδες $\frac{kg/sec}{Watt}$ στο σύστημα SI και $\frac{lbs_m \text{ καυσίμου} / hr}{hp}$ στο Αγγλικό

Σύστημα.

Οι δύο συντελεστές κατανάλωσης καυσίμου C_j και C_p σχετίζονται μέσω του βαθμού απόδοσης της έλικας (n_p) ο οποίος ορίζεται ως ο λόγος της ωστικής ισχύος προς την ισχύ της μηχανής:

$$n_p \equiv \frac{TV}{P} \quad (2.19)$$

Συνδυάζοντας τις (2.17), (2.18) και (2.19) παίρνουμε:

$$C_J = C_P \frac{V}{n_p} \quad (2.20)$$

Οι Πίνακες 2.7 και 2.8 δίνουν τυπικές τιμές των ειδικών καταναλώσεων διαφόρων τύπων μηχανών για τις φάσεις της ευθύγραμμης ομαλής πτήσης (“cruise”) και της αναμονής (“loiter”).

Είδος Μηχανής	(C_J) (Πτήση)	(C_J) (Αναμονή)
Turbojet	0.9	0.8
Low-bypass Turbofan	0.8	0.7
High-bypass Turbofan	0.5	0.4

Πίνακας 2.7: Τυπικές τιμές της ειδικής κατανάλωσης C_J για αεριοστροβίλους κατά την πτήση και την αναμονή σε $lbs_m/(lbs_f * hr)$.

Είδος Μηχανής	(C_P) (Πτήση)	(C_P) (Αναμονή)
Piston – Propeller	0.4	0.5
Turboprop	0.5	0.6

Πίνακας 2.8: Τυπικές τιμές της ειδικής κατανάλωσης C_P για ελικοφόρες μηχανές κατά την πτήση και την αναμονή σε $lbs_m/(hp * hr)$.

Παράδειγμα 2.1

Να υπολογιστούν τα βάρη W_{TO} , W_E , W_F ενός δικινητήριου, ελικοφόρου αεροσκάφους (εμβολοφόροι κινητήρες), με τις παρακάτω προδιαγραφές:

- (i) Φορτίο: 6 άτομα συνολικά (175 lbs μέσο βάρος και 200 lbs συνολικό βάρος αποσκευών)
- (ii) Εμβέλεια: $R=1000 \text{ mi}$
- (iii) Πλεόνασμα: $W_{F_{res}} = 25\% W_{F_{used}}$

Το προφίλ πτήσης του αεροσκάφους είναι αυτό που φαίνεται στο Σχήμα 2.3, χωρίς τη φάση της αναμονής.

1. Υπολογισμός βάρους φορτίου:

$$W_{PL} = 6 \times 175 + 200 = 1250 \text{ lbs}_m$$

2. Υπολογισμός βάρους καυσίμου:

Από τον Πίνακα 2.6 παίρνουμε τους εξής λόγους καυσίμου:

$$f_{απογείωσης} = 0.992 \times 0.996 \times 0.996 = 0.984$$

(εκτός από την απογείωση, περιλαμβάνονται οι λόγοι καυσίμου για τις φάσεις της εκκίνησης μηχανής και της τροχοδρόμησης).

$$f_{ανόδου} = 0.990$$

$$f_{καθοδου} = 0.992$$

$$f_{προσγείωσης} = 0.992$$

Για τον υπολογισμό του λόγου $f_{πτησης}$ χρησιμοποιούμε τη σχέση (2.11) και από τον

Πίνακα 2.4 θεωρούμε:

$$C_p = 0.5 \text{ [lbs/(hp * hr)]}$$

$$\eta_p = 0.82$$

Επίσης, για καλά σχεδιασμένη πτέρυγα θεωρούμε $L/D=11$, παρ' όλο που στον Πίνακα 2.4 η αντίστοιχη μέγιστη τιμή του λόγου είναι 10.

Για σαφήνεια, $1 \text{ [hp]} = 550 \text{ [(lbs}_f \text{ ft)/sec]}$ και $1 \text{ [mi]} = 5280 \text{ [ft]}$. Έτσι παίρνουμε τελικά:

$$f_{πτησης} = \exp\left(\frac{-R C_p}{\eta_p (L/D)}\right) = \exp\left(\frac{-1000 \cdot 5280 \cdot \frac{0.5}{550 \cdot 3600}}{0.82 \cdot 11}\right) \cong 0.863$$

Ο ολικός λόγος καυσίμου είναι τότε:

$$M_{ff} = f_{απογειωσης} \cdot f_{ανόδου} \cdot f_{πτησης} \cdot f_{καθοδου} \cdot f_{προσγειωσης} = 0.827$$

Μπορούμε λοιπόν από τη σχέση (2.15) να υπολογίσουμε το καταναλωθέν καύσιμο:

$$W_{F_{used}} = (1 - 0.827) W_{TO} = 0.173 W_{TO}$$

και από τη (2.16) το ολικό βάρος καυσίμου:

$$W_F = W_{F_{used}} + W_{F_{res}} = 1.25 W_{F_{used}} \approx 0.216 W_{TO}$$

3. Επαναληπτική διαδικασία για W_{TO} και W_E με αρχική τιμή $W_{TO} = 5500 \text{ lbs}_m$

Θεωρούμε αρχική τιμή για το ολικό βάρος $\overline{W_{TO}} = 5500 \text{ lbs}_m$, κρίνοντας από βάρη παρόμοιων αεροσκαφών στο (βλέπε Πίνακες Βασικού Σχεδιασμού Αεροσκαφών, Κεφ.

3). Υπολογίζουμε το $\overline{W_E}$ που αντιστοιχεί στην αρχική μας εκτίμηση:

$$\overline{W_{E_1}} = \overline{W_{TO}} - \overline{W_F} - W_{PL} = 5500 - 0.216 \times 5500 - 1250 \approx 3062 \text{ lbs}_m$$

Από τον Πίνακα 2.3 για εμβολοφόρα δικινητήρια έχουμε $A = 0.0966$ και $B = 1.0298$.

Από τη Σχέση (2.2) και για $\overline{W_{TO}} = 5500$ προκύπτει $\overline{W_{E_2}} \cong 3432$. Ελέγχουμε λοιπόν το λόγο ε και έχουμε:

$$\varepsilon = \frac{|\overline{W_{E_1}} - \overline{W_{E_2}}|}{\overline{W_{E_1}}} = \frac{|3062 - 3432|}{3062} \approx 0.12 > 0.1$$

Το κριτήριο δεν πληρείται άρα συνεχίζουμε, θεωρώντας τιμή $\overline{W_{TO}} = 7700 \text{ lbs}_m > 5500 \text{ lbs}_m$ αφού η τιμή $\overline{W_{E_1}} \approx 3062 \text{ lbs}_m$ που βρήκαμε ήταν μικρή. Τότε το κενό βάρος υπολογίζεται:

$$\overline{W_{E_1}} = 7700 - 0.216 \times 7700 - 1250 = 4790 \text{ lbs}_m$$

ενώ από τη Σχέση (2.2) βρίσκουμε $\overline{W_{E_2}} \approx 4788 \text{ lbs}_m$

Έχουμε τώρα:

$$\varepsilon = \frac{|\overline{W_{E_1}} - \overline{W_{E_2}}|}{\overline{W_{E_1}}} = \frac{|4790 - 4788|}{4790} \approx 4 \cdot 10^{-4} < 0.01$$

Άρα οι τιμές $W_{TO} = 7700 \text{ lbs}$ και $W_E = 4790 \text{ lbs}_m$ μπορούν να γίνουν δεκτές.

2.4 Ευαισθησία του Μέγιστου Βάρους σε Σχέση με Βασικές Παραμέτρους

Όπως είδαμε το ολικό βάρος του αεροσκάφους κατά την απογείωση (W_{TO}) εξαρτάται από πολλές παραμέτρους. Σε αυτή την ενότητα θα εξετάσουμε την ευαισθησία του W_{TO} στις μεταβολές των μεγεθών W_{PL} , W_E , R , E , L/D , V , C_j , C_p , και n_p .

Εκφράζοντας την βασική εξίσωση των βαρών (2.1) ως προς το κενό βάρος, έχουμε:

$$W_E = W_{TO} - W_F - W_{PL} \quad (2.1)$$

Αναλύοντας το βάρος καυσίμου σε καταναλωθέν και πλεόνασμα, παίρνουμε:

$$W_E = W_{TO} - W_{Fused} - W_{Fres} - W_{PL}$$

Χρησιμοποιώντας τις σχέσεις (2.15), (2.16) και ορίζοντας τον λόγο του πλεονάσματος

$$M_{res} \equiv W_{Fres} / W_{Fused} ,$$

η προηγούμενη σχέση εξελίσσεται στην ακόλουθη:

$$\begin{aligned} W_E &= W_{TO} - (1 - M_{ff}) W_{TO} - M_{res} (1 - M_{ff}) W_{TO} - W_{PL} \Rightarrow \\ W_E &= [1 - (1 + M_{res}) (1 - M_{ff})] W_{TO} - W_{PL} \end{aligned} \quad (2.21)$$

Πιο απλά η (2.21) γράφεται

$$W_E = C W_{TO} - D \quad (2.22)$$

όπου

$$C \equiv 1 - (1 + M_{res}) (1 - M_{ff}) \quad \text{και} \quad D \equiv W_{PL} \quad (2.23)$$

Τελικά από τις (2.2) και (2.22) έχουμε ότι:

$$\boxed{\log_{10} W_{TO} = A + B \log_{10} (C W_{TO} - D)} \quad (2.24)$$

Σημειώνουμε εδώ ότι η (2.24) μπορεί να χρησιμοποιηθεί για τον υπολογισμό του W_{TO} αντί για την επαναληπτική διαδικασία της ενότητας 2.1.

Προκειμένου να βρούμε την ευαισθησία του W_{TO} στις διάφορες βασικές παραμέτρους του σχεδιασμού παραγωγίζουμε την (2.24) ως προς μια γενική παράμετρο y

που μπορεί να είναι οποιαδήποτε από τις W_{PL} , W_E , R , E , L/D , V , C_j , C_P , n_p .

Συγκεκριμένα, παίρνουμε:

$$\frac{1}{W_{TO}} \frac{\partial W_{TO}}{\partial y} = B \frac{1}{C W_{TO} - D} \left[C \frac{\partial W_{TO}}{\partial y} + W_{TO} \frac{\partial C}{\partial y} - \frac{\partial D}{\partial y} \right] \Rightarrow$$

$$\boxed{\frac{\partial W_{TO}}{\partial y} = \frac{B W_{TO}^2 \frac{\partial C}{\partial y} - B W_{TO} \frac{\partial D}{\partial y}}{C (1-B) W_{TO} - D}} \quad (2.25)$$

Κατά την παραγωγή ως προς y θεωρούμε ότι οι υπόλοιπες παράμετροι παραμένουν σταθερές, κάτι που ωστόσο δεν ισχύει στην πραγματικότητα, αφού τα περισσότερα από τα προαναφερθέντα μεγέθη είναι αλληλεξαρτώμενα. Η παραδοχή αυτή είναι αποδεκτή όταν δεν επηρεάζει την παράγωγο $\partial W_{TO} / \partial y$ σε βαθμό που να δίνει παραπλανητικά αποτελέσματα. Απαιτείται επομένως έλεγχος της φυσικής σημασίας του αποτελέσματος πριν από την εξαγωγή ασφαλών συμπερασμάτων για την επίδραση κάθε παραμέτρου στο ολικό βάρος W_{TO} .

Παράδειγμα 2.2

Να υπολογισθεί το μέγιστο βάρος απογείωσης W_{TO} για την περίπτωση του Παραδείγματος 2.1 με τη βοήθεια της σχέσης (2.24).

Από τον Πίνακα 2.3 έχουμε $A = 0.0966$ και $B = 1.0298$. Οι όροι C και D υπολογίζονται από την (2.23), και είναι $C = 0.784$ και $D = 1250$

Άρα, από την (2.24) είναι:

$$\log_{10} W_{TO} = A + B \log_{10} (C W_{TO} - D) \Rightarrow$$

$$\log_{10} W_{TO} = 0.0966 + 1.0298 \times \log_{10} (0.784 W_{TO} - 1250)$$

Λύνοντας την παραπάνω λογαριθμική εξίσωση, παίρνουμε τελικά $W_{TO} \approx 7690 \text{ lbs}_m$.

Παρατηρούμε ότι η τιμή αυτή είναι σε συμφωνία με το αποτέλεσμα της επαναληπτικής μεθόδου της ενότητας 2.1.

2.4.1 Ευαισθησία στα βάρη W_{PL} και W_E

Για να βρούμε πως η μεταβολή του W_{PL} επηρεάζει το ολικό βάρος στην (2.25) θέτουμε $y = W_{PL}$. Τότε είναι:

$$\frac{\partial C}{\partial W_{PL}} = 0 \quad \text{και} \quad \frac{\partial D}{\partial W_{PL}} = 1$$

επομένως η (2.25) γίνεται:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = \frac{B W_{TO}}{D - C (1 - B) W_{TO}} \quad (2.26)$$

Για την ευαισθησία του W_{TO} στο W_E μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε την σχέση (2.2) παίρνοντας:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E} = \frac{B W_{TO}}{10 \left(\frac{\log_{10} W_{TO} - A}{B} \right)} \quad (2.27)$$

Παράδειγμα 2.3

Να βρεθεί πόσο επηρεάζεται το ολικό βάρος του αεροσκάφους του Παραδείγματος 2.1 από τη μεταβολή του βάρους του φορτίου και τη μεταβολή του κενού βάρους.

Για το δικινητήριο με έλικα του Παραδείγματος 2.1 έχουμε τις εξής τιμές των παραμέτρων:

Από τον Πίνακα 2.3, παίρνουμε $A = 0.0966$, και $B = 1.0298$.

Από την (2.23) έχουμε $C = 1 - 1.25 \cdot (1 - 0.827) \cong 0.78$, και $D = 1250 \text{ lbs}_m$.

Για την ευαισθησία στο βάρος φορτίου αντικαθιστούμε τα παραπάνω στην εξίσωση (2.26)

και με $W_{TO} = 7700 \text{ lbs}_m$, έχουμε ότι:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} \cong 5.5$$

Αυτό σημαίνει ότι για κάθε lbs_m φορτίου που προσθέτουμε, το ολικό βάρος απογείωσης αυξάνεται κατά 5.5 lbs_m .

Για την ευαισθησία στο κενό βάρος, αντικαθιστούμε τα παραπάνω στην εξίσωση (2.27) και έχουμε ότι:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E} \cong 1.66$$

Δηλαδή για κάθε 1 lbs_m που αυξάνεται το κενό βάρος του αεροσκάφους, το ολικό βάρος απογείωσης αυξάνεται κατά 1.66 lbs_m .

2.4.2 Ευαισθησία στις παραμέτρους $R, E, L/D, V, C_j, C_p, n_p$

Το βάρος του ωφέλιμου φορτίου W_{PL} είναι ανεξάρτητο των μεγεθών $R, E, L/D, V, C_j, C_p$, και n_p . Επομένως αν στη σχέση (2.25) αντικαταστήσουμε $\frac{\partial W_{PL}}{\partial y} = \frac{\partial D}{\partial y} = 0$, παίρνουμε:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial y} = \frac{B W_{TO}^2 \frac{\partial C}{\partial y}}{C (1-B) W_{TO} - D} \quad (2.28)$$

Από την (2.23) έχουμε:

$$C = M_{ff} (1 + M_{res}) - M_{res} \Rightarrow \frac{\partial C}{\partial y} = (1 + M_{res}) \frac{\partial M_{ff}}{\partial y} \quad (2.29)$$

Για τον ολικό λόγο καυσίμου M_{ff} έχουμε από την (2.13)

$$M_{ff} = \prod_i f_i \Rightarrow \frac{\partial M_{ff}}{\partial y} = M_{ff} \sum_i \frac{1}{f_i} \frac{\partial f_i}{\partial y}$$

Η παραπάνω σχέση απλοποιείται σημαντικά αν θεωρήσουμε ότι μόνο το f_i για την συγκεκριμένη φάση της πτήσης που εξετάζουμε (κανονική πτήση ή αναμονή) είναι συνάρτηση του y , δηλαδή:

$$\frac{\partial M_{ff}}{\partial y} = M_{ff} \frac{1}{f_i} \frac{\partial f_i}{\partial y} \quad (2.30)$$

Αντικαθιστώντας τις (2.29) και (2.30) στην σχέση (2.28) παίρνουμε:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial y} = \frac{B W_{TO}^2 (1 + M_{res}) M_{ff}}{C (1 - B) W_{TO} - D} \frac{1}{f_i} \frac{\partial f_i}{\partial y} \quad (2.31)$$

Η χρήση της εξίσωσης (2.31) μπορεί να διευκολυνθεί θεωρώντας χωριστά τις δύο περιπτώσεις του ελικοφόρου και αεριωθούμενου αεροσκάφους κατά την κανονική πτήση και την αναμονή:

(i) *Ελικοφόρα αεροσκάφη:*

$$\ln\left(\frac{1}{f_i}\right) = \frac{R C_p}{n_p (L/D)} \equiv \bar{R} \quad (2.32)$$

$$\ln\left(\frac{1}{f_i}\right) = \frac{E C_p V}{n_p (L/D)} \equiv \bar{E} \quad (2.33)$$

(ii) *Αεριωθούμενα αεροσκάφη:*

$$\ln\left(\frac{1}{f_i}\right) = \frac{R C_j}{V (L/D)} \equiv \bar{R} \quad (2.34)$$

$$\ln\left(\frac{1}{f_i}\right) = \frac{E C_j}{(L/D)} \equiv \bar{E} \quad (2.35)$$

Από τις παραπάνω σχέσεις, παραγωγίζοντας ως προς y παίρνουμε :

$$\frac{\partial f_i}{\partial y} = -f_i \frac{\partial \bar{R}}{\partial y} \quad (2.36)$$

$$\frac{\partial f_i}{\partial y} = -f_i \frac{\partial \bar{E}}{\partial y} \quad (2.37)$$

Έτσι, η (2.31) γράφεται για την περίπτωση της κανονικής πτήσης:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial y} = F \frac{\partial \bar{R}}{\partial y} \quad (2.38)$$

και για την φάση της αναμονής:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial y} = F \frac{\partial \bar{E}}{\partial y} \quad (2.39)$$

όπου :

$$F \equiv \frac{-B W_{TO}^2 (1 + M_{res}) M_{ff}}{C (1 - B) W_{TO} - D} \quad (2.40)$$

Οι εκφράσεις των λεγόμενων "παραγώγων Breguet", $\frac{\partial \bar{R}}{\partial y}$ και $\frac{\partial \bar{E}}{\partial y}$, δίνονται στον Πίνακα

2.9.

Παράγωγος	Ελικοφόρο Αεροσκάφος	Αεριοθούμενο Αεροσκάφος
$\frac{\partial \bar{R}}{\partial R}$	$\frac{C_p}{n_p (L/D)}$	$\frac{C_j}{V (L/D)}$
$\frac{\partial \bar{E}}{\partial E}$	$\frac{C_p V}{n_p (L/D)}$	$\frac{C_j}{(L/D)}$
$\frac{\partial \bar{R}}{\partial C_j}$	–	$\frac{R}{V (L/D)}$
$\frac{\partial \bar{E}}{\partial C_j}$	–	$\frac{E}{(L/D)}$
$\frac{\partial \bar{R}}{\partial C_p}$	$\frac{R}{n_p (L/D)}$	–
$\frac{\partial \bar{E}}{\partial C_p}$	$\frac{E V}{n_p (L/D)}$	–
$\frac{\partial \bar{R}}{\partial n_p}$	$-\frac{R C_p}{n_p^2 (L/D)}$	–
$\frac{\partial \bar{E}}{\partial n_p}$	$-\frac{E C_p V}{n_p^2 (L/D)}$	–
$\frac{\partial \bar{R}}{\partial V}$	0	$-\frac{R C_j}{V^2 (L/D)}$
$\frac{\partial \bar{E}}{\partial V}$	$\frac{E C_p}{n_p (L/D)}$	0
$\frac{\partial \bar{R}}{\partial (L/D)}$	$-\frac{R C_p}{n_p (L/D)^2}$	$-\frac{R C_j}{V (L/D)^2}$
$\frac{\partial \bar{E}}{\partial (L/D)}$	$-\frac{E C_p V}{n_p (L/D)^2}$	$-\frac{E C_j}{(L/D)^2}$

Πίνακας 2.9: Εκφράσεις των Παραγώγων Breguet $\frac{\partial \bar{R}}{\partial y}$ και $\frac{\partial \bar{E}}{\partial y}$.

Παράδειγμα 2.4

Να υπολογιστούν οι ευαισθησίες: $\frac{\partial W_{TO}}{\partial R}$, $\frac{\partial W_{TO}}{\partial E}$ και $\frac{\partial W_{TO}}{\partial V}$ για αεριοθούμενο επιβατηγό για το οποίο δίνονται τα παρακάτω στοιχεία:

$$M_{ff} = 0.796$$

$$M_{res} = 0 \text{ (συμπεριλήφθηκε στο } M_{ff} \text{)}$$

$$W_{TO} = 126000 \text{ lbs}_m$$

$$W_{PL} = 31650 \text{ lbs}_m$$

$$R = 1500 \text{ nm}$$

Επίσης, κατά την κανονική πτήση δίνονται:

$$C_j = 0.5$$

$$L/D = 16$$

$$V = 473 \text{ knots}$$

ενώ κατά την αναμονή έχουμε ότι:

$$C_j = 0.6$$

$$L/D = 18$$

Υπολογίζουμε πρώτα τους όρους C και D μέσω της σχέσης (2.23). Από τον Πίνακα 2.3 έχουμε ότι:

$$A = 0.0833$$

$$B = 1.0383$$

Επομένως, $C = 1 - (1 - 0.796) \approx 0.8$, και $D = 31650 \text{ lbs}_m$.

Σύμφωνα με την (2.40), η παράμετρος F είναι:

$$F = \frac{-B W_{TO}^2 (1 + M_{res}) M_{ff}}{C (1 - B) W_{TO} - D} = 369500 \text{ lbs}_m$$

Για την ευαισθησία $\frac{\partial W_{TO}}{\partial R}$, χρησιμοποιούμε τα μεγέθη της κανονικής πτήσης.

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial R} = F \frac{C_j}{V(L/D)} \cong 24.4 \text{ lbs}_m/\text{nm}$$

Παρατηρούμε ότι αν η εμβέλεια μειωθεί κατά 100 nm, το βάρος απογείωσης θα μειωθεί κατά $100 \times 24.4 = 2440 \text{ lbs}_m$.

Για την ευαισθησία $\frac{\partial W_{TO}}{\partial E}$, χρησιμοποιούμε τα μεγέθη της αναμονής.

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial E} = F \frac{C_j}{(L/D)} \cong 12300 \text{ lbs}_m/\text{hr}$$

Το αποτέλεσμα αυτό σημαίνει ότι αν η αναμονή αυξηθεί κατά 0.5 hr, το βάρος απογείωσης θα αυξηθεί κατά $0.5 \times 12300 = 6150 \text{ lbs}_m$

Τέλος, η ευαισθησία στην ταχύτητα της πτήσης $\frac{\partial W_{TO}}{\partial V}$ υπολογίζεται ως:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial V} = -F \frac{RC_j}{V^2 \left(\frac{L}{D}\right)} \cong -77.4 \text{ lbs}_m/kt$$

Σύμφωνα με την τιμή αυτή, η αύξηση της ταχύτητας πτήσης θα μείωνε το ολικό βάρος του αεροσκάφους. Αυτό είναι αναμενόμενο, αφού θεωρούμε ότι το αεροσκάφος μπορεί να επιτύχει μεγαλύτερη ταχύτητα (μικρότερη διάρκεια πτήσης) διατηρώντας παράλληλα σταθερή την ειδική κατανάλωση, το οποίο συνεπάγεται λιγότερο καύσιμο. Στην πραγματικότητα όμως, τα παραπάνω μεγέθη είναι εξαρτημένα μεταξύ τους οπότε δεν μπορούμε να θεωρήσουμε ότι το ανωτέρω αποτέλεσμα έχει φυσική σημασία.

Βιβλιογραφία

1. D. P. Raymer, *"Aircraft Design: A Conceptual Approach"*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 1999.
2. J. Roskam, *"Airplane Design"*, DAR Corporation, Lawrence, Kansas, 1997.
3. D. Stinton, *"Anatomy of the Aeroplane"*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 1998.
4. Ι. Καλλιντέρης, *"Πίνακες Βασικού Σχεδιασμού Αεροσκαφών - Επιλεγμένα Πολιτικά Αεροσκάφη"*, Πάτρα 2008.