
7 Στοιχεία Βασικού Σχεδιασμού Ελικοπτέρων

Περιεχόμενα

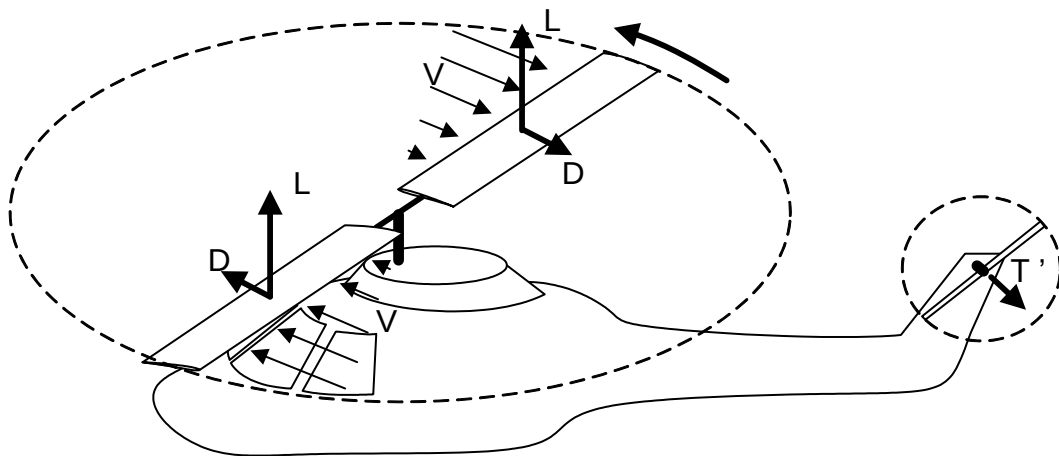
7.1 Εισαγωγή.....	218
7.2 Κύριοι Σταθμοί στην Εξέλιξη του Ελικοπτέρου.....	221
7.3 Γενικές Διατάξεις Ελικοπτέρων.....	223
7.4 Προδιαγραφές Σχεδιασμού Ελικοπτέρου.....	228
7.5 Υπολογισμός Ισχύος Μηχανής	229
7.5.1 Αιώρηση.....	229
7.5.2 Οριζόντια Πτήση.....	232
7.5.3 Αυτοπεριστροφή και Φορτίο Στροφείου.....	233
7.6 Υπολογισμός των Βαρών	235
7.7 Σχεδιασμός των Στροφείων.....	237
7.7.1 Σχεδιασμός δίσκου στροφείου	238
7.7.2 Σχεδιασμός κάτοψης πτερυγίων	244
7.7.3 Επιλογή αεροτομής πτερυγίων.....	246
7.7.4 Σχεδιασμός αντισταθμιστικού στροφείου	248
7.8 Σχεδιασμός Ατράκτου	249
Βιβλιογραφία	254
Παράρτημα.....	255

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

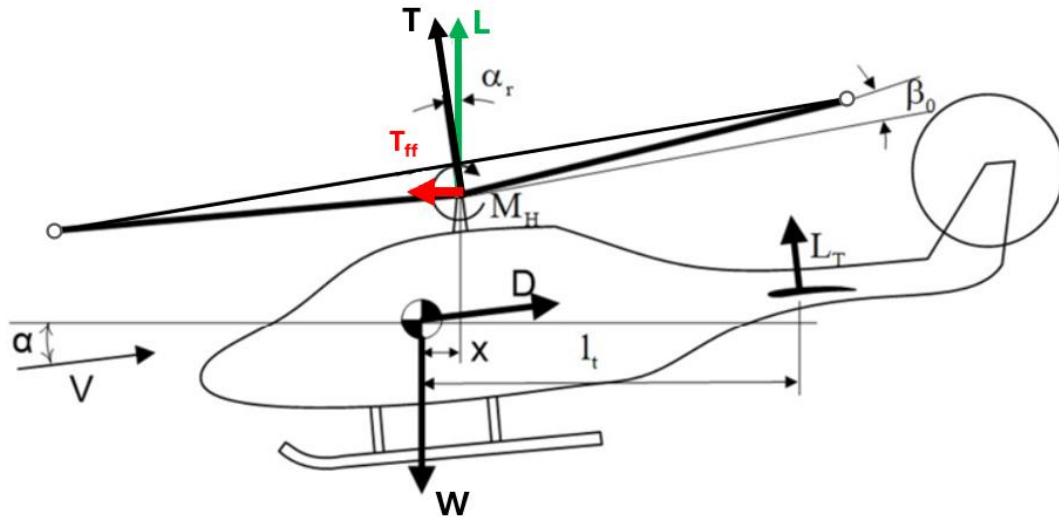
Η παραγωγή άντωσης από τα ελικόπτερα γίνεται μέσω μιας διαφορετικής διαδικασίας σε σχέση με τα αεροσκάφη. Αυτό κάνει τα ελικόπτερα να έχουν μοναδικά πλεονεκτήματα αλλά και μειονεκτήματα. Αυτές οι διαφορές έχουν αντίκτυπο τόσο στις προδιαγραφές που τίθενται για ένα σχεδιαζόμενο ελικόπτερο όσο και στην σχεδιαστική διαδικασία που μπορεί να ακολουθηθεί.

7.1 Εισαγωγή

Η βασική λειτουργία του ελικοπτέρου σε αιώρηση απεικονίζεται στο Σχήμα 7.1. Η περιστρεφόμενη πτέρυγα, ονομαζόμενη *στροφέιο* ή *δρομέας*, παράγει την άντωση (L) η οποία ανυψώνει το ελικόπτερο. Τα πτερύγια «βλέπουν» ροή αέρα η οποία έχει το προφίλ ταχύτητας (V) το οποίο απεικονίζεται στο σχήμα. Εξαιτίας της αντίστασης (D) που εμφανίζεται σε κάθε πτερύγιο του στροφείου, δημιουργείται ροπή η οποία μεταφερόμενη στο όχημα τείνει να το περιστρέψει. Η ροπή αυτή στους περισσότερους τύπους ελικοπτέρων αντισταθμίζεται από την ροπή που εξασκεί το *ουραίο στροφέιο* με την δύναμη T' .



Σχήμα 7.1 Βασική λειτουργία ελικοπτέρου σε αιώρηση.



Σχήμα 7.2 Οριζόντια πτήση ελικοπτέρου.

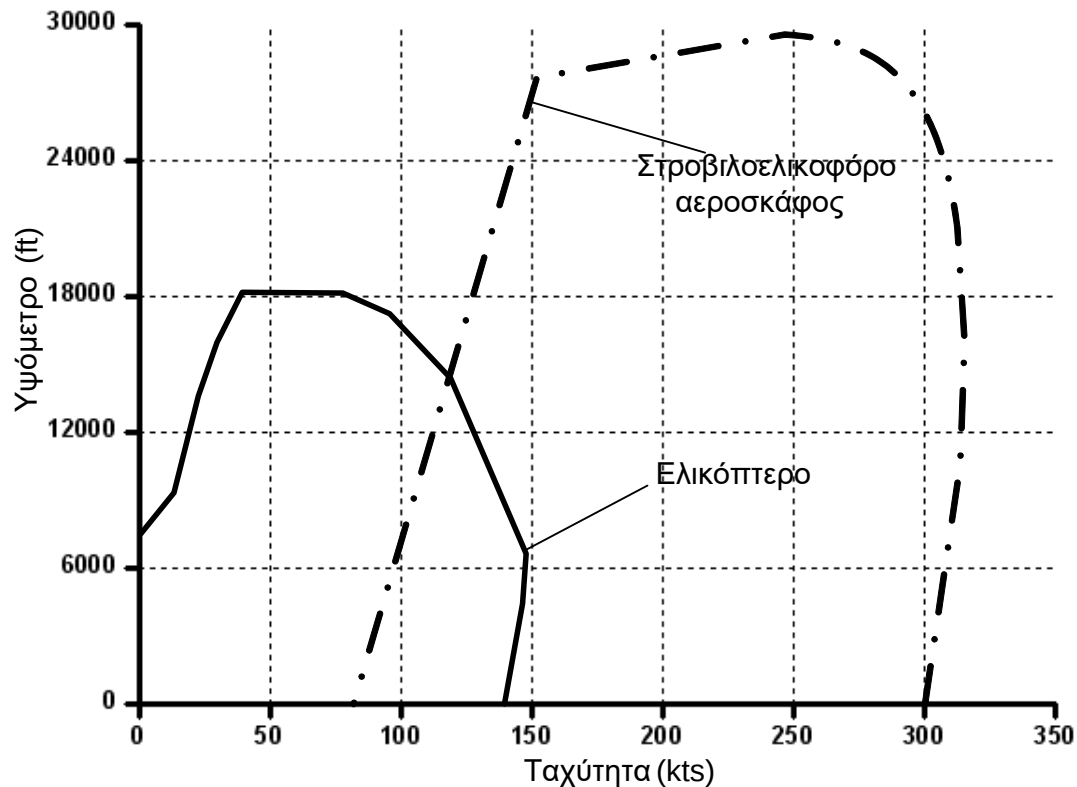
Στο Σχήμα 7.2 φαίνονται οι δυνάμεις που αναπτύσσονται κατά την οριζόντια πτήση του ελικοπτέρου. Ένα ελικόπτερο για να εκτελέσει τέτοια πτήση, πρέπει να επιδρά σε αυτό μια κατάλληλη οριζόντια δύναμη προώθησης. Η δύναμη αυτή προέρχεται από την ίδια την ώση του στροφείου που κρατά το ελικόπτερο στον αέρα. Όπως φαίνεται στο Σχήμα 7.2, με κατάλληλη περιστροφή του άξονα του στροφείου κατά γωνία α_r η ώση T δίνει μια συνιστώσα αντίθετη με το βάρος (L) ισορροπώντας το, καθώς και μία οριζόντια συνιστώσα (T_{ff}) η οποία προωθεί το ελικόπτερο.

$$T_{ff} = T \cdot \sin(\alpha_r) \quad (7.1)$$

Η δυνατότητα του ελικοπτέρου να παράγει άντωση χωρίς να κινείται είναι το μεγάλο του πλεονέκτημα σε σχέση με τα αεροσκάφη σταθερής πτέρυγας. Όταν το στροφείο του ελικοπτέρου παράγει μεγαλύτερη ή μικρότερη άντωση από το βάρος τότε το ελικόπτερο μπορεί να κινηθεί κατακόρυφα στον χώρο πραγματοποιώντας άνοδο ή κάθοδο. Αυτό είναι το επόμενο μεγάλο πλεονέκτημα του ελικοπτέρου καθώς το καθιστά το ιδανικό όχημα καθέτου προσγείωσης ή απογείωσης. Έτσι τα ελικόπτερα πλεονεκτούν σοβαρά σε σχέση με τα αεροσκάφη στον απαιτούμενο χώρο προσγείωσης ή απογείωσης.

Η λειτουργία ενός ελικοπτέρου εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από το στροφείο. Το στροφείο είναι αυτό που παράγει την άντωση, επιτυγχάνει την προώθηση δίνοντας κατάλληλη συνιστώσα ώσης και το ίδιο επιτυγχάνει τους ελιγμούς της πτήσης. Έτσι

προκύπτει ένας πολύπλοκος μηχανισμός για την πραγματοποίηση όλων των παραπάνω που έχει σαν αποτέλεσμα το υψηλό κόστος και σε μερικές περιπτώσεις την δημιουργία ζητημάτων αξιοπιστίας συγκρινόμενο πάντα με το αεροσκάφος.



Σχήμα 7.3 Φάκελοι πτήσης ελικοπτερου και στροβιλοελικοφορου αεροσκαφους.

Η επιφάνεια των πτερυγίων του στροφείου που παράγουν την άντωση δεν μπορεί να είναι πολύ μεγάλη. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι το συγκρότημα του στροφείου περιστρέφεται και έτσι η μεγάλη επιφάνεια πτερυγίων θα απαιτεί μεγάλη ενέργεια. Συνεπώς υπάρχει και το ζήτημα της μικρότερης μεταφορικής ικανότητας των ελικοπτέρων σε σχέση με τα αεροσκάφη.

Όπως θα φανεί αργότερα η ίδια η λειτουργία του στροφείου δημιουργεί πρόβλημα στην μέγιστη ταχύτητα με την οποία μπορεί ένα ελικόπτερο να πετάξει. Έτσι, συγκρινόμενο με τα αεροσκάφη σταθερής πτέρυγας, το ελικόπτερο εμφανίζει πολύ μικρότερη μέγιστη ταχύτητα. Μια σύγκριση σε αυτό το ζήτημα μπορούμε να έχουμε από το διάγραμμα του Σχήματος 7.3. Στο σχήμα αυτό παρουσιάζονται τυπικοί φάκελοι πτήσης ενός ελικοπτερου και ενός στροβιλοελικοφορου αεροσκαφους. Οι αρκετά μικρότερες ταχύτητες του ελικοπτερου και των πτερυγίων του στροφείου

έχουν ως αποτέλεσμα να μην μπορεί το ελικόπτερο να παράγει αρκετή άντωση σε αραιότερες ατμόσφαιρες αντισταθμίζοντας την πτώση της πυκνότητας με την αύξηση της ταχύτητας περιστροφής του στροφείου. Επομένως, το ελικόπτερο δεν μπορεί να πετάξει στα ύψη που μπορούν τα αεροσκάφη.

Ένα άλλο μειονέκτημα του ελικοπτέρου σε σχέση με το αεροσκάφος είναι αποτέλεσμα της μικρής του ταχύτητας και αφορά το κόστος της πτήσης του. Ένα ελικόπτερο καταναλώνει αρκετή ενέργεια για να διατηρηθεί σε πτήση, και εξαιτίας του γεγονότος ότι η μέγιστή του ταχύτητα είναι μικρή, εμφανίζει υψηλό κόστος πτήσης ανά μονάδα διανυόμενης απόστασης. Αυτό το υψηλό κόστος μπορεί να αντισταθμιστεί με την χρήση του σε περιοχές όπου δεν μπορεί να επιχειρήσει αεροσκάφος.

7.2 Κύριοι Σταθμοί στην Εξέλιξη του Ελικοπτέρου

Η κατακόρυφη απογείωση και προσγείωση αεροσκάφους ήταν από πολύ νωρίς μια επιδίωξη της αεροναυτικής. Βασικοί σταθμοί στην εξέλιξη του ελικοπτέρου είναι:

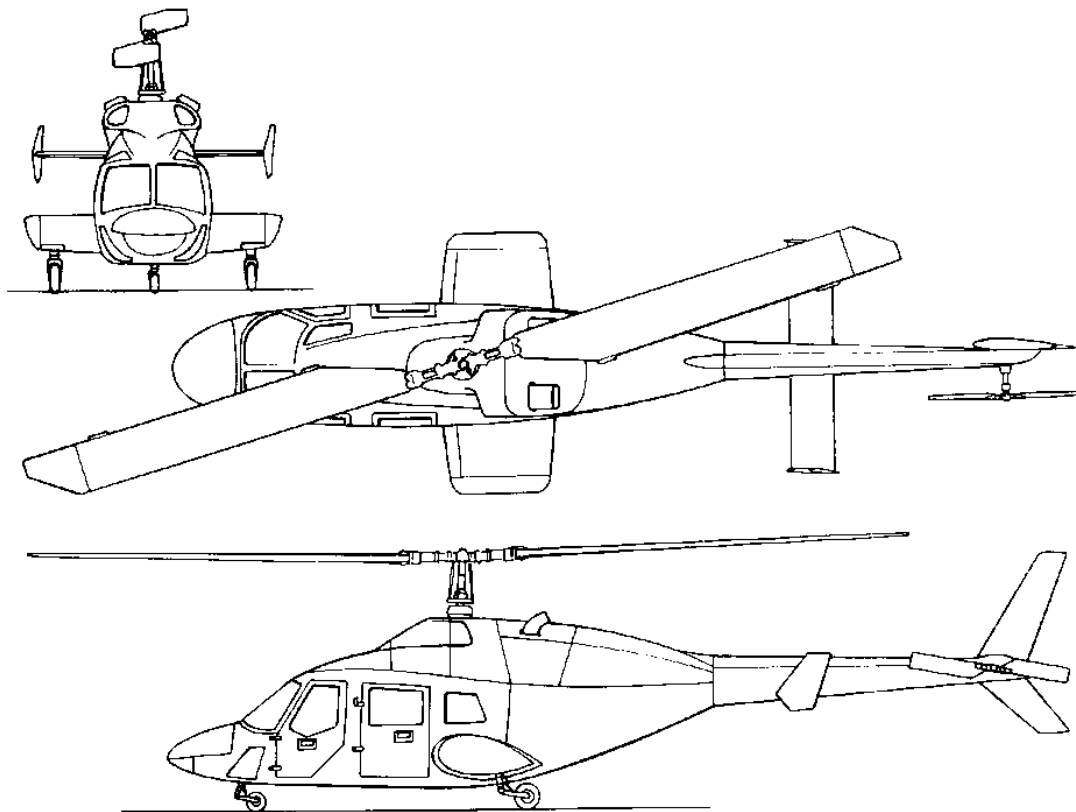
1907	Ο Paul Cornu στη Γαλλία σηκώθηκε κατακόρυφα με όχημα που είχε δύο στροφεία.
1921	Πρώτες μελέτες της αεροδυναμικής στροφείων από τους T. von Karman, W. Durand, και M. Munk.
1923	Ο Juan de la Cierva χρησιμοποίησε στροφείο με πτερύγια που ανεβοκατεβαίνουν κατά την περιστροφή τους επιτρέποντας ισοκατανομή της άντωσης και κάνοντας την οριζόντια πτήση δυνατή.
1930	Ο Corradino d' Ascanio στην Ιταλία πέταξε για πρώτη φορά ελικόπτερο σε οριζόντια πτήση χρησιμοποιώντας ειδικά “flaps” για έλεγχο.

Κύριοι Σταθμοί στην Εξέλιξη του Ελικοπτέρου

- 1935 Οι L. Breguet και R. Dorand στην Γαλλία χρησιμοποιούν την αυτοπεριστροφή του στροφείου ελικοπτέρου για την ασφαλή προσγείωση μετά από αστοχία της μηχανής του.
- 1941 Το πρώτο πρακτικό ελικόπτερο με την τωρινή του μορφή του κυρίου και ισορροπητικού στροφείου από τον I. Sikorsky στις Η.Π.Α. (μοντέλο R-4).
- 1944 Ο Arthur Young πιστοποίησε στις Η.Π.Α. το πρώτο ελικόπτερο για εμπορικούς σκοπούς, το μοντέλο Bell-47.
- 1945 Ο Frank Piasecki στις Η.Π.Α. κατασκεύασε το πρώτο ελικόπτερο με δύο στροφεία, το ένα πίσω από το άλλο.
- 1955 Το ελικόπτερο της Aerospatiale Alouette χρησιμοποίησε αεριοστρόβιλο για την ισχύ του.

7.3 Γενικές Διατάξεις Ελικοπτέρων

Με τον ίδιο τρόπο που η διάταξη ενός αεροσκάφους στρέφεται γύρω από την κύρια αντωτική επιφάνεια την πτέρυγα, έτσι και στην περίπτωση των ελικοπτέρων το κύριο χαρακτηριστικό της διάταξής του είναι το στροφείο. Η πιο γνωστή διάταξη ελικοπτέρου είναι αυτή που ήδη έχει παρουσιαστεί στο Σχήμα 7.1. Στο Σχήμα 7.4 απεικονίζεται η διάταξη αυτή για ένα πραγματικό ελικόπτερο σε σχέδιο τριών όψεων.

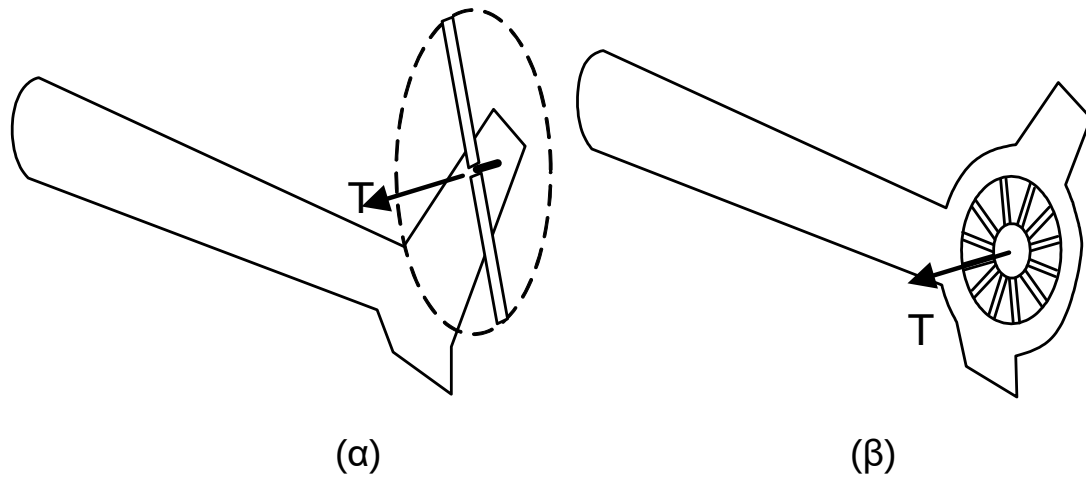


Σχήμα 7.4 Σχέδιο τριών όψεων ελικοπτέρου Bell Model 230.

Η δύναμη αντίστασης στα πτερύγια (Σχήμα 7.1) «παράγει» ροπή η οποία τείνει να περιστρέψει το ελικόπτερο γύρω από τον άξονα του στροφείου. Αυτή η ροπή εκτροπής πρέπει να αντισταθμιστεί και για αυτόν τον σκοπό έχουν χρησιμοποιηθεί διάφορες διατάξεις.

Η πιο διαδεδομένη είναι η χρήση δεύτερου μικρότερου στροφείου σε θέση τέτοια ώστε να μην υπάρχει κίνδυνος επαφής με τα πτερύγια του κύριου στροφείου. Η σχετική θέση των δύο αυτών στροφείων επηρεάζει και τον θόρυβο του ελικοπτέρου,

θόρυβος ο οποίος σε πολλές περιπτώσεις είναι βασική σχεδιαστική προδιαγραφή. Στο Σχήμα 7.5 απεικονίζονται οι πιο συνηθισμένες διατάξεις εξισορρόπησης της ροπής εκτροπής.

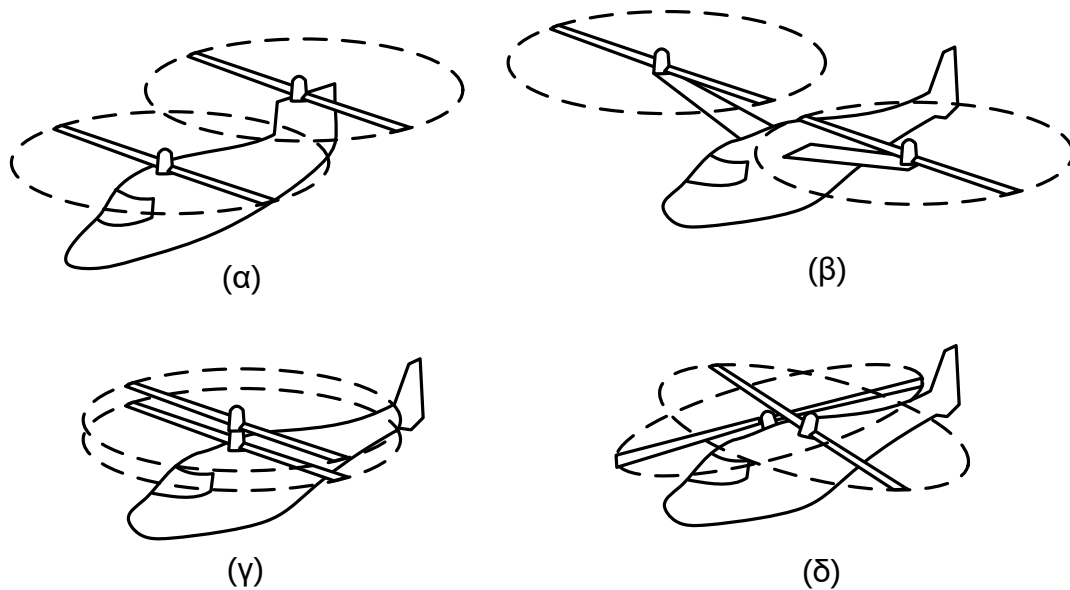


Σχήμα 7.5 Διατάξεις αντιστάθμισης ροπής εκτροπής κύριου στροφείου με αντισταθμιστικό στροφείο.

Πέρα από το τυπικό αντισταθμιστικό στροφείο, πολλές φορές χρησιμοποιείται στην ουρά στροφείο το οποίο βρίσκεται εντός δακτύλιου όπως φαίνεται στο Σχήμα 7.5(β). Αυτή η διάταξη έχει αρκετά πλεονεκτήματα καθώς το στροφείο είναι πιο αποδοτικό αφού ο δακτύλιος περιορίζει τους στροβίλους άκρων των πτερυγίων του και δεν αποτελεί τόσο μεγάλη πηγή θορύβου. Επίσης, έχει και το πλεονέκτημα της μείωσης των πιθανοτήτων ατυχήματος καθώς το στροφείο προστατεύεται από την επαφή με στοιχεία του εδάφους. Το κόστος κατασκευής και λόγοι δομικής αντοχής είναι κύρια μειονεκτήματά του.

Στο Σχήμα 7.6 απεικονίζονται γενικές διατάξεις ελικοπτέρου κατά τις οποίες έχει απαλειφθεί πλήρως το αντισταθμιστικό στροφείο. Αυτό, όπως φαίνεται, επιτυγχάνεται όταν δεν χρησιμοποιείται ένα κύριο στροφείο αλλά η άντωση του ελικοπτέρου παράγεται από δύο κύρια στροφεία. Τα στροφεία αυτά, εφόσον είναι αντιπεριστρεφόμενα, δίνουν αντίθετη ροπή εκτροπής στο ελικόπτερο και έτσι η κατασκευή ισορροπεί γύρω από τον κατακόρυφο άξονα. Στην περίπτωση του Σχήματος 7.6(α) τα δύο στροφεία τοποθετούνται με παράλληλους άξονες. Εξαιτίας

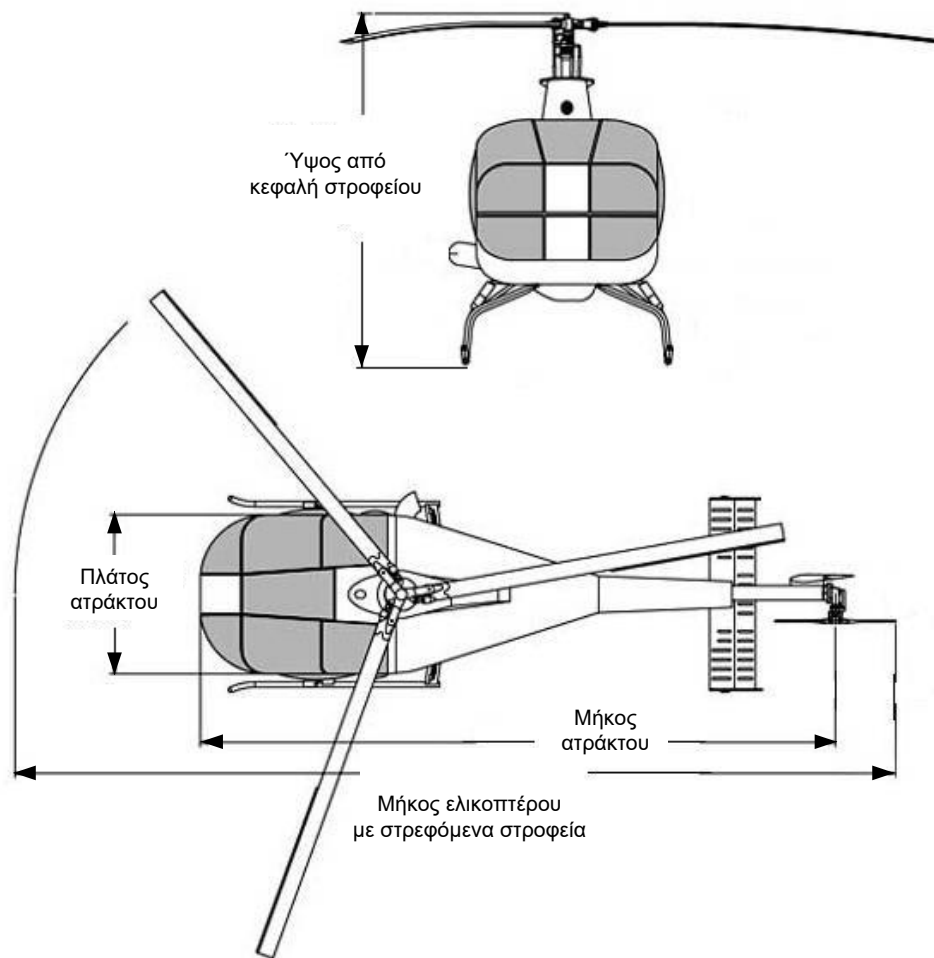
αυτού η μεταξύ των αξόνων απόσταση θα πρέπει να είναι μεγαλύτερη από την ακτίνα του κάθε στροφείου και έτσι αυτή η διάταξη είναι κατάλληλη όταν σχεδιάζεται ένα ελικόπτερο μεγάλης ατράκτου με προδιαγραφές για μεγάλο εσωτερικό όγκο. Μια παραλλαγή αυτής της διάταξης είναι αυτή του Σχήματος 7.6(β). Σε αυτήν τα κύρια στροφεία δεν είναι τοποθετημένα στη σειρά αλλά το ένα δίπλα στο άλλο. Αυτή η διάταξη είναι κατάλληλη για αεροσκάφη καθέτου από / προσγείωσης καθώς δίνεται η δυνατότητα, με περιστροφή των στροφείων αυτών γύρω από εγκάρσιο άξονα, να μετατραπούν από αντωτικά στροφεία σε προωθητικές έλικες.



Σχήμα 7.6 Διατάξεις στροφείων ελικοπτέρων στις οποίες δεν χρειάζεται αντισταθμιστικό στροφείο.

Καθώς οι δύο προηγούμενες διατάξεις ελικοπτέρων έχουν το πρόβλημα της απόστασης των δύο παράλληλων αξόνων των στροφείων, η διάταξη του Σχήματος 7.6(γ) είναι μια βελτίωση της χρήσης των δύο κύριων αντιπεριστρεφόμενων στροφείων. Στην περίπτωση αυτή τα στροφεία είναι το ένα κάτω από το άλλο. Η διάταξη αυτή αξιοποιεί όλα τα πλεονεκτήματα της απουσίας αντισταθμιστικού στροφείου, αποτελεί όμως μια ακριβή και συχνά πολύπλοκη κατασκευή καθώς ο άξονας του ενός στροφείου περνάει μέσα από τον άξονα του άλλου. Για να αντιμετωπιστεί η πολυπλοκότητα και το βάρος αυτής της κατασκευής μια πρόταση είναι η διάταξη διαπλεκόμενων στροφείων του Σχήματος 7.6(δ). Σε αυτήν οι άξονες των δύο στροφείων τοποθετούνται πολύ κοντά ο ένας με τον άλλο αλλά δεν είναι παράλληλοι. Σχηματίζουν μεταξύ τους κατάλληλη γωνία ώστε ο δίσκος του ενός

στροφείου να τέμνει τον δίσκο του άλλου. Τα στροφεία περιστρέφονται με την ίδια γωνιακή ταχύτητα και με τέτοιο τρόπο ώστε να μην έρχονται σε επαφή τα πτερύγιά τους. Για να επιτευχθεί όμως αυτό τα στροφεία δεν μπορούν να έχουν μεγάλο αριθμό πτερυγίων, κάτι που περιορίζει τις επιδόσεις της διάταξης. Ο Πίνακας 7.1 δίνει τις κύριες διαστάσεις αντιπροσωπευτικών ελικοπτέρων. Οι διαστάσεις αυτές απεικονίζονται στο Σχήμα 7.7.



Σχήμα 7.7 Κύριες διαστάσεις ελικοπτέρου.

Τύπος	Ολικό μήκος με στρεφόμενα στροφεία (m)	Πλάτος ατράκτου (m)	Μήκος ατράκτου (m)	Ύψος (από κεφαλή στροφείου) (m)
Eurocopter Super Puma Mk II	19.50	2.00	16.79	4.60
Eurocopter 135	12.16	1.56	5.87	3.55
Agusta A 109	13.04	1.62	11.44	3.5
Sikorsky S-92	20.88	2.00	17.12	4.70
Bell 206L-4	13.02	1.32	9.82	3.14
Boeing CH - 47SD	30.14	4.8	15.87	5.70

Πίνακας 7.1 Κύριες διαστάσεις αντιπροσωπευτικών ελικοπτέρων.

7.4 Προδιαγραφές Σχεδιασμού Ελικοπτέρου

Το σημείο έναρξης της σχεδιαστικής διαδικασίας είναι ο προσδιορισμός και κατανόηση των σχεδιαστικών προδιαγραφών. Αυτές είναι όλες εκείνες οι απαιτήσεις που πρέπει να πληροί το τελικό ελικόπτερο ώστε να επιτελέσει την αποστολή για την οποία σχεδιάζεται.

Όπως και στην περίπτωση των αεροσκαφών η διαδικασία σχεδιασμού για το ελικόπτερο ξεκινά από το *βάρος* του. Ένα σημαντικό λοιπόν κομμάτι των σχεδιαστικών προδιαγραφών που πρέπει αρχικά να αποσαφηνιστεί είναι το *φορτίο* που καλείται να ανυψώσει. Το φορτίο αυτό μπορεί να είναι επιβάτες ή απλά φορτίο εσωτερικά ή εξωτερικά μεταφερόμενο.

Μια άλλη ομάδα σχεδιαστικών προδιαγραφών αφορούν τις *επιδόσεις πτήσης* του ελικοπτέρου. Όπως και στα αεροσκάφη σημαντικές παράμετροι είναι η *μέγιστη ταχύτητα* του ελικοπτέρου όπως και η βέλτιστη οικονομική ταχύτητά του για οριζόντια πτήση. Από εκεί και πέρα μπορούν να υπάρχουν προδιαγραφές και για τον μέγιστο *ρυθμό ανόδου* όπως και για την *οροφή* του ελικοπτέρου. Αυτή είναι πολύ σημαντική σε ότι αφορά τον χώρο στον οποίο θα επιχειρεί καθώς, σε σχέση με τα αεροσκάφη, είναι αρκετά μικρότερη και μπορεί να αποτελέσει την βασικότερη σχεδιαστική προδιαγραφή για ελικόπτερα που καλούνται να λειτουργήσουν σε ορεινές περιοχές.

Πέρα από τις προδιαγραφές λειτουργίας υπάρχουν και προδιαγραφές εκτάκτων καταστάσεων. Για τα ελικόπτερα, από τα κυριότερα ζητήματα έκτακτης κατάστασης είναι η απώλεια ισχύος του κινητήρα. Στην περίπτωση αυτή το ελικόπτερο δεν έχει την ισχύ να διατηρηθεί στο υψόμετρό του και φυσικά χάνει πολύ γρήγορα ύψος. Το στροφείο του ελικοπτέρου σε αυτήν την πτώση και εξαιτίας των αεροδυναμικών δυνάμεων που αναπτύσσονται σε αυτό διατηρεί κάποια ταχύτητα περιστροφής σε μια κατάσταση που ονομάζεται *αυτοπεριστροφή* (“autorotation”). Το στροφείο σε αυτήν την κατάσταση «αντιστέκεται» στην πτώση και το ελικόπτερο έχει έναν μικρότερο ρυθμό καθόδου. Στον σχεδιασμό στροφείου ελικοπτέρου, αυτός ο ρυθμός καθόδου είναι μια από τις σχεδιαστικές προδιαγραφές.

Προδιαγραφές πολιτικών και στρατιωτικών ελικοπτέρων αναφέρονται στους πίνακες του Παραρτήματος Π₁ και Π₂, αντίστοιχα.

7.5 Υπολογισμός Ισχύος Μηχανής

Ο προκαταρκτικός υπολογισμός της ισχύος μηχανής γίνεται για τις τυπικές φάσεις της πτήσης ελικοπτέρου, οι οποίες είναι κυρίως η αιώρηση, η άνοδος, και η οριζόντια πτήση.

$$P_{total} = P_{hover} + P_{climb} + P_{ff}$$

Η περίπτωση της αυτοπεριστροφής αφορά υπολογισμό της ταχύτητας πτώσης του οχήματος όταν αστοχήσει η μηχανή. Αρχική τιμή του ολικού βάρους του ελικοπτέρου πρέπει να θεωρηθεί για τον υπολογισμό της ισχύος μηχανής.

7.5.1 Αιώρηση

Κατά τη φάση της αιώρησης η ώση που παράγεται από το στροφέιο (T) απαιτεί την ακόλουθη ισχύ στην ιδανική περίπτωση χωρίς απώλειες :

$$P_{ideal} = T \cdot V_d \quad (7.2)$$

όπου V_d είναι η ταχύτητα του κατωρεύματος που δημιουργείται από το στροφέιο. Εφαρμόζοντας τις αρχές διατήρησης της μάζας και ορμής (θεωρία δίσκου ενέργειας) [6], προσεγγίζεται η ταχύτητα του κατωρεύματος ως:

$$V_d = \sqrt{\frac{(T/S)}{2\rho}} \quad (7.3)$$

όπου S είναι η επιφάνεια που «σαρώνει» το στροφέιο κατά την περιστροφή του. Επομένως, η ιδανική ισχύς που απαιτείται για την αιώρηση είναι:

$$P_{ideal} = T \sqrt{\frac{(T/S)}{2\rho}} \quad (7.4)$$

Προσεγγιστικά, η ώση που απαιτείται για την φάση της αιώρησης είναι ίση με το βάρος του ελικοπτέρου. Εξαιτίας όμως της παρουσίας της ατράκτου, θα πρέπει να παραχθεί ώση (T) λίγο μεγαλύτερη από το βάρος του ελικοπτέρου (W):

$$T = f \cdot W \quad (7.5)$$

όπου f είναι η σχετική διόρθωση που αφορά την επίδραση της ατράκτου στο κατώρευμα και μπορεί να πάρει την τυπική τιμή $f = 1.03$.

Αξίζει να σημειωθεί ότι η ιδανικά παραγόμενη ώση, που υπολογίζεται με δεδομένη μια ταχύτητα κατωρεύματος από την θεωρία του δίσκου ενέργειας, δεν

είναι η πραγματική ώση που παράγεται, εξαιτίας απωλειών. Η ώση που παράγεται στην πράξη (T_{actual}) είναι μικρότερη από την ώση που παράγεται κάτω από ιδανικές συνθήκες (T_{ideal}). Μία ενδεικτική σχέση μεταξύ τους είναι η κάτωθι:

$$T_{actual} \approx 0.83 T_{ideal} \quad (7.6)$$

Οι απώλειες οφείλονται σε διάφορους παράγοντες, όπως μεταξύ άλλων, από τη μη ομοιόμορφη εισροή στον δίσκο του στροφείου (~6% των απωλειών), από την οπισθέλκονσα μορφής (“profile drag”) των πτερυγίων του στροφείου (έως 30% των απωλειών), και από απώλειες στα άκρα των πτερυγίων (~3% των απωλειών).

Οι παραπάνω απώλειες ώσης έχουν ως αποτέλεσμα η ισχύς που απαιτείται στην πραγματικότητα ($P_{required}$) να είναι μεγαλύτερη από την ιδανική ισχύς (P_{ideal}), όπως αυτή ορίζεται στην Σχέση (7.2). Η παραπάνω απόκλιση εκφράζεται συνολικά μέσα από το *Μέτρο Αξίας FM* (“figure of merit”), το οποίο ορίζεται από την σχέση:

$$FM \equiv \frac{P_{ideal}}{P_{required}} \quad (7.7)$$

Το *Μέτρο Αξίας* εκφράζει τα περιθώρια εκμετάλλευσης ισχύος σε μία σχεδίαση ελικοπτέρου και οι τιμές του κυμαίνονται τυπικά από 0.6 έως 0.8.

Με βάση λοιπόν την εξίσωση (7.7), η ισχύς του κυρίως στροφείου (MR), η οποία απαιτείται για την αιώρηση (“hover”), υπολογίζεται ως εξής:

$$P_{MR/hover} = \frac{P_{ideal}}{FM}$$

Αντικαθιστώντας στην ανωτέρω την εξίσωση (7.4) και κατόπιν την (7.5) προκύπτει ότι:

$$P_{MR/hover} = \frac{T}{FM} \sqrt{\frac{(T/S)}{2\rho}} \Rightarrow$$

$$P_{MR/hover} = \frac{f W}{FM} \sqrt{\frac{f (W/S)}{2\rho}} \quad (7.8)$$

Η συνολική απαιτούμενη ισχύς για την αιώρηση συμπεριλαμβάνει και την ισχύ που απαιτεί το ουραίο στροφείο (P_{TR}):

$$P_{hover} = \frac{P_{MR} + P_{TR}}{n_{mech}} = \frac{P_{MR}}{n_{mech}} \left(1 + \frac{P_{TR}}{P_{MR}} \right) \quad (7.9)$$

όπου αθροίζουμε και την ισχύ του εξισορροπητικού στροφείου. Ο βαθμός απόδοσης (n_{mech}) αφορά την απόδοση του μηχανικού συστήματος μετάδοσης ισχύος. Για το

τελευταίο μπορούμε να πάρουμε την τυπική τιμή $\eta_{mech} = 0,97$. Για την απαιτούμενη ισχύ του εξισορροπητικού (ουραίου) στροφείου τυπικά έχουμε:

$$\frac{P_{TR}}{P_{MR}} \approx 0.14 \text{ με } 0.22 \quad (7.10)$$

Ένας άλλος παράγοντας που μπορεί να ληφθεί υπόψη είναι και η επίδραση του εδάφους. Αυτή λαμβάνει χώρα όταν το στροφείο του ελικοπτέρου βρίσκεται αρκετά κοντά στο έδαφος και μπορεί να προσδώσει 5% περίπου περισσότερη ώση όταν το στροφείο βρίσκεται σε ύψος μιας διαμέτρου του ενώ σε ύψος 1/5 της διαμέτρου του η αύξηση ώσης φθάνει περίπου το 18%.

Γνωρίζοντας την απαιτούμενη ισχύ για το ελικόπτερο μπορεί να προσδιοριστεί ο *φόρτος ισχύος* (“power loading”) από τον λόγο $\frac{W}{P}$. Στον Πίνακα 7.2 δίνονται τυπικές τιμές φόρτου ισχύος.

Τύπος Ελικοπτέρου	Φόρτος Ισχύος (W/P)	
	lbm/hp	kg/kW
Αναγνωριστικό / Επιθετικό	3 - 5	1.8 - 3.1
Μεταγωγικό	5 - 7	3.1 - 4.3
Πολιτικό / πολλαπλών χρήσεων	3 - 8	1.8 - 4.9

Πίνακας 7.2 Τυπικοί φόρτοι ισχύος ελικοπτέρων [3].

Στην ανωτέρω ισχύ αιώρησης προστίθεται και η απαιτούμενη ισχύς για την ανύψωση του οχήματος. Στην περίπτωση αυτή η επιπλέον ισχύς (P_{climb}) που απαιτείται είναι:

$$P_{climb} = W \cdot V_{climb} \quad (7.11)$$

όπου V_{climb} είναι η ταχύτητα ανόδου.

7.5.2 Οριζόντια Πτήση

Κατά την οριζόντια πτήση (“forward flight”) ελικοπτέρου, το στροφείο του μπορεί να θεωρηθεί σαν μια κυκλικής κάτοψης πτέρυγα. Σύμφωνα με την προσέγγιση αυτή, ο λόγος διατάματος της πτέρυγας είναι:

$$A = \frac{d^2}{\pi \cdot d^2} = \frac{4}{\pi} \quad (7.12)$$

Η αντίσταση στην οριζόντια πτήση (D) αποτελείται από δύο μέρη: (i) την *παρασιτική* οπισθέλκουσα (D_o) η οποία οφείλεται στην τριβή του αέρα στις επιφάνειες του οχήματος, και (ii) την *επαγόμενη* συνιστώσα (D_i) η οποία οφείλεται στους στροβίλους των άκρων των πτερυγίων [6].

Ο συντελεστής επαγόμενης οπισθέλκουσας πτέρυγας δίνεται από την σχέση:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot A} \quad (7.13)$$

όπου e είναι ο συντελεστής Oswald. Ο συντελεστής αυτός για ένα ελικόπτερο έχει τυπικά τιμή κοντά στο 0.5.

Για την οριζόντια κίνηση του ελικοπτέρου το στροφείο ενεργεί σαν ένας έλικας που το προωθεί. Η προωθητική απόδοση ενός έλικα ορίζεται από την σχέση:

$$n_p = \frac{T_{ff} \cdot V}{P} \quad (7.14)$$

όπου T_{ff} να είναι η ώση για την οριζόντια πτήση.

Για το στροφείο ελικοπτέρου αυτή η παράμετρος παίρνει συνήθως τιμές στην περιοχή 0.60 – 0.85. Με την σχέση αυτή μπορούμε να συνδέσουμε την ώση για την οριζόντια πτήση του ελικοπτέρου (T_{ff}) με την απαιτούμενη ισχύ για τον σκοπό αυτό (P_{ff}). Έτσι, μπορεί να προκύψει μια σχέση για την ισχύ προώθησης του ελικοπτέρου για την οριζόντια πτήση εξισώνοντας την ώση με την οπισθέλκουσα. Συγκεκριμένα, έχουμε:

$$T_{ff} = D \Rightarrow \frac{P_{ff} \cdot n_p}{V} = D_o + D_i \quad (7.15)$$

Αν λοιπόν αντικαταστήσουμε την προσέγγιση (7.13) της επαγόμενης οπισθέλκουσας, προκύπτει:

$$P_{ff} = \frac{V}{n_p} \left(D_o + \frac{W^2}{\pi A e} \frac{1}{\bar{q} \cdot S} \right) \quad (7.16)$$

καθώς η επαγόμενη αντίσταση είναι $D_i = \bar{q} \cdot S \frac{C_L^2}{\pi A e}$ με την *δυναμική πίεση* ($\bar{q}$) να ορίζεται από τη σχέση: $\bar{q} = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$.

Βέβαια στην απαιτούμενη ισχύ για την οριζόντια πτήση πρέπει να συμπεριληφθεί και η ισχύς που απαιτεί το αντισταθμιστικό στροφείο (P_{TR}). Όπως και στα προηγούμενα, συμπεριλαμβάνοντας τη συνιστώσα αυτή, η απαιτούμενη ισχύς για την προώθηση σε οριζόντια πτήση δίνεται από την σχέση:

$$P_{ff} = \frac{V}{n_p} \left(D_o + \frac{W^2}{\pi A e} \frac{1}{\bar{q} \cdot S} \right) \frac{1}{n_{mech}} \left(1 + \frac{P_{TR}}{P_{MR}} \right) \quad (7.17)$$

Στην σχέση αυτή, η απαιτούμενη ισχύς εξαρτάται και από την *παρασιτική* οπισθέλκουσα (D_o). Στην οπισθέλκουσα αυτή συνεισφέρουν η άτρακτος, η κεφαλή του στροφείου, το σύστημα προσγείωσης όπως και το συγκρότημα της ουράς. Από αυτά τα τμήματα την κυριότερη συνεισφορά έχει η κεφαλή του στροφείου η οποία συνεισφέρει στην συνολική οπισθέλκουσα κατά ποσοστό (40 – 50)%. Περισσότερα στοιχεία για τον υπολογισμό της αντίστασης περιέχονται στο υποκεφάλαιο 7.8 Σχεδιασμός Ατράκτου.

7.5.3 Αυτοπεριστροφή και Φορτίο Στροφείου

Αν οι κινητήρες ενός ελικόπτερου αστοχήσουν τότε η πτώση του ελικοπτερου θα προκαλέσει την περιστροφή του στροφείου του. Η περιστροφή αυτή οφείλεται στις αεροδυναμικές δυνάμεις που εφαρμόζονται στα περύγιά του και ονομάζεται *αυτοπεριστροφή* (“autorotation”). Εξαιτίας της αυτοπεριστροφής το ελικόπτερο ανθίσταται στην πτώση και ο ρυθμός καθόδου επιβραδύνεται ως ένα βαθμό.

Κατά την πτώση σε κατάσταση αυτοπεριστροφής η ισχύς που δίνεται στο στροφείο είναι μηδενική. Επομένως, $T \cdot V_d = 0$ το οποίο συνεπάγεται ότι το κατώρευμα V_d είναι μηδενικό. Το στροφείο αντιστέκεται στην πτώση παράγοντας

οπισθέλκουσα. Αν υποθεθεί ότι η δύναμη οπισθέλκουσας D είναι ίση με το βάρος του οχήματος και ότι ο συντελεστής $C_d = 1$, έχουμε:

$$\begin{aligned} D &= C_d \frac{1}{2} \rho \cdot V_{descent}^2 S = W \Rightarrow \\ \Rightarrow V_{descent} &= \sqrt{\frac{2(W / S)}{\rho}} \end{aligned} \quad (7.18)$$

Η παραπάνω εξίσωση για την ταχύτητα καθόδου ($V_{descent}$) σημαίνει ότι η προδιαγραφή της ταχύτητας αυτής οδηγεί σε προσέγγιση επιθυμητών τιμών για το φορτίο του στροφείου (W / S).

7.6 Υπολογισμός των Βαρών

Όπως και στην περίπτωση των αεροσκαφών, το εναρκτήριο σημείο της προκαταρκτικής διαστασιολόγησης ενός ελικοπτέρου είναι η εκτίμηση του βάρους του. Αυτό που μας ενδιαφέρει λοιπόν και εδώ είναι το μέγιστο βάρος απογείωσης του ελικοπτέρου. Αυτό αποτελείται από το κενό του βάρους (W_E), το βάρος καυσίμου (W_F), το βάρος του πληρώματος (W_{CR}) και το βάρος του φορτίου του (W_{PL}):

$$W_{TO} = W_E + W_F + W_{CR} + W_{PL} \quad (7.19)$$

Η εξίσωση αυτή μπορεί να αξιοποιηθεί για έναν αρχικό υπολογισμό του βάρους αν τροποποιηθεί στην μορφή :

$$W_{TO} = \frac{W_{CR} + W_{PL}}{1 - \left(\frac{W_F}{W_{TO}} \right) - \left(\frac{W_E}{W_{TO}} \right)} \quad (7.20)$$

Η διαδικασία είναι παρόμοια με την αντίστοιχη διαστασιολόγηση βάρους των αεροσκαφών και η προσοχή επικεντρώνεται στα κλάσματα κενού βάρους και καυσίμου. Το βάρος πληρώματος W_{CR} και το βάρος του φορτίου W_{PL} μπορούν να υπολογιστούν από τις σχεδιαστικές προδιαγραφές του ελικοπτέρου, όπως γίνεται και με τα αεροσκάφη. Το κλάσμα κενού βάρους (W_E/W_{TO}) μπορεί να καθοριστεί από στατιστικά δεδομένα παλαιότερων σχεδιάσεων. Τυπικές τέτοιες τιμές δίνονται στον Πίνακα 7.3. Να σημειωθεί ότι το W_E/W_{TO} δεν το θεωρούμε ότι είναι συνάρτηση του W_{TO} όπως συμβαίνει με την περίπτωση των αεροσκαφών, το οποίο απλοποιεί τη διαδικασία του υπολογισμού για τα ελικόπτερα.

Κατηγορία ελικοπτέρου	Τυπικό W_E/W_{TO}
Αναγνωριστικό / Επιθετικό ελικόπτερο ελαφράς θωράκισης και οπλισμού	0.5 - 0.6
Αναγνωριστικό / Επιθετικό ελικόπτερο βαριάς θωράκισης και οπλισμού	0.6 - 0.8
Μεταγωγικό ελικόπτερο	0.45 - 0.55
Πολιτικό ελικόπτερο πολλαπλών εφαρμογών	0.45 - 0.6
Ελικόπτερο στροφείων μεταβλητής διεύθυνσης ώσης	0.55 - 0.7

Πίνακας 7.3 Κλάσματα κενού βάρους ελικοπτέρων [3].

Για τον καθορισμό του βάρους καυσίμου θα πρέπει να επικεντρωθεί η προσοχή στην αποστολή την οποία καλείται το ελικόπτερο να εκτελέσει. Στην συνέχεια θα πρέπει να καθοριστεί για τα τμήματα της σχεδιαστικής αποστολής η απαιτούμενη ισχύς για τον κινητήρα. Αυτό μπορεί να πραγματοποιηθεί με την βοήθεια των εξισώσεων που παρατέθηκαν στην ενότητα 7.5. Αφού γνωρίζουμε για κάθε τμήμα της αποστολής την απαιτούμενη ισχύ μπορούμε από δεδομένα μηχανών να πάρουμε την ειδική κατανάλωση καυσίμου που αντιστοιχεί σε αυτήν την ισχύ και έτσι να υπολογίσουμε το απαιτούμενο βάρος καυσίμου. Η σχέση που το δίνει αυτό είναι:

$$W_F = C_{power} \cdot P \cdot d \quad (7.21)$$

όπου C_{power} είναι η ειδική κατανάλωση καυσίμου που αντιστοιχεί στην αποδιδόμενη ισχύ (P) του κινητήρα για την δεδομένη φάση της πτήσης του ελικοπτέρου, και d είναι η διάρκεια της δεδομένης φάσης πτήσης. Οι συνήθεις μονάδες με τις οποίες εκφράζεται είναι $lbs/(bhp \cdot hr)$. Με αυτόν τον τρόπο υπολογίζεται το συνολικό κλάσμα βάρους και έτσι με την βοήθεια της Σχέσης (7.20) προσδιορίζεται το βάρος απογείωσης (W_{TO}). Στην συνέχεια, με την νέα εκτίμηση βάρους απογείωσης επαναπροσδιορίζεται η απαιτούμενη ισχύς για το κάθε τμήμα της αποστολής και η διαδικασία επαναλαμβάνεται μέχρι να σημειωθεί σύγκλιση στην τιμή του μέγιστου βάρους απογείωσης.

Η μεθοδολογία που περιγράφηκε εδώ είναι μια συντηρητική μεθοδολογία καθώς δεν λαμβάνει υπόψη της την μείωση του βάρους του ελικοπτέρου κατά την διάρκεια της πτήσης του με την κατανάλωση καυσίμου. Έτσι δεν υπάρχει ιδιαίτερο πρόβλημα αν στους υπολογισμούς δεν ληφθούν υπόψη μικρά τμήματα της αποστολής όπως η απογείωση και η προσγείωση. Το επιπλέον καύσιμο ανάγκης που προβλέπεται για ένα ελικόπτερο είναι τυπικά το 10% του βάρους καυσίμου της αποστολής ή το απαιτούμενο καύσιμο για επιπλέον πτήση 20-30 min.

7.7 Σχεδιασμός των Στροφείων

Το στροφείο του ελικοπτέρου παράγει την απαιτούμενη ωστική δύναμη που χρειάζεται το ελικόπτερο στην πτήση του και η διαστασιολόγησή του είναι το σημαντικότερο στάδιο της διαδικασίας σχεδιασμού του ελικοπτέρου. Ο σχεδιασμός του στροφείου αφορά τρία βασικά μέρη: (i) τον υπολογισμό της απαραίτητης επιφάνειας του δίσκου του στροφείου (S), (ii) τον σχεδιασμό της κάτοψης των πτερυγίων, καθώς και (iii) την επιλογή της αεροτομής των πτερυγίων.

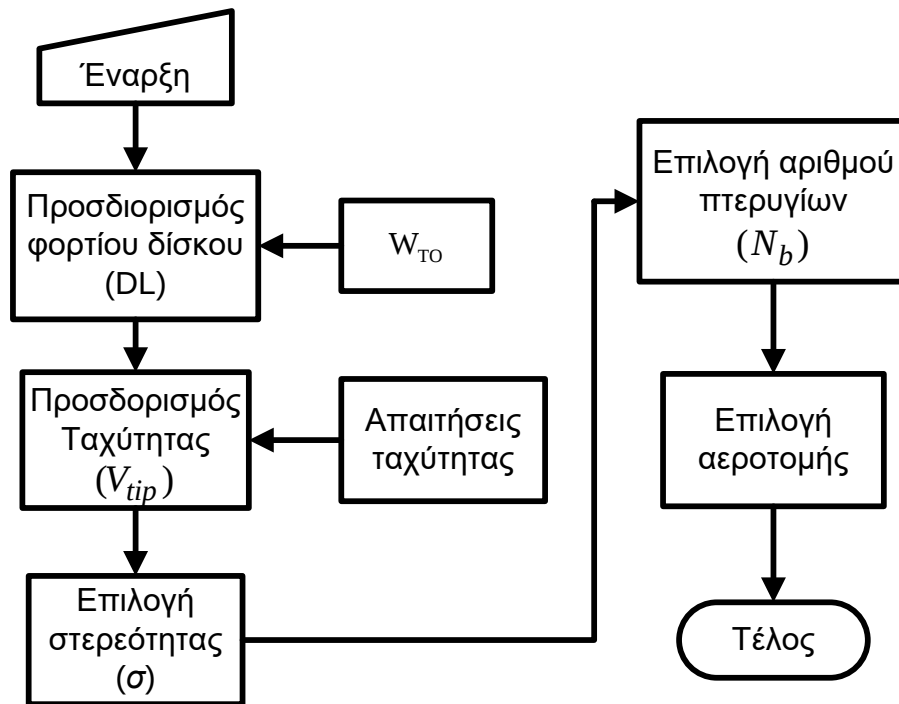
Συγκεκριμένα, τα βασικά μεγέθη του στροφείου που πρέπει να προσδιοριστούν είναι:

- Το φορτίο δίσκου (“disc loading”) DL , το οποίο εκφράζεται ως φόρτος ώσης (“thrust disk loading”) T/S , ή ως φόρτος βάρους (“weight disk loading”) W/S .
- Ο ειδικός φόρτος ισχύος (“specific power loading”) W/P .
- Η ακτίνα R του στροφείου.
- Η στερεότητα (“solidity”) σ του δίσκου, η οποία ορίζεται ως ο λόγος της συνολικής επιφάνειας κάτοψης των πτερυγίων του στροφείου (S_b) προς την επιφάνεια του δίσκου (S)
- Τα χαρακτηριστικά των πτερυγίων: αεροτομή, γεωμετρία κάτοψής τους.
- Ο αριθμός Mach στα άκρα των πτερυγίων (M_{tip}).
- Ο συντελεστής ώσης (C_T). Ο συντελεστής αυτός ορίζεται από την σχέση:

$$C_T \equiv \frac{T}{\rho \cdot S \cdot V_{tip}^2} \quad (7.22)$$

- Η ακτίνα του στροφείου ουράς.

Η γενική διαδικασία διαστασιολόγησης του στροφείου απεικονίζεται στο Σχήμα 7.8.

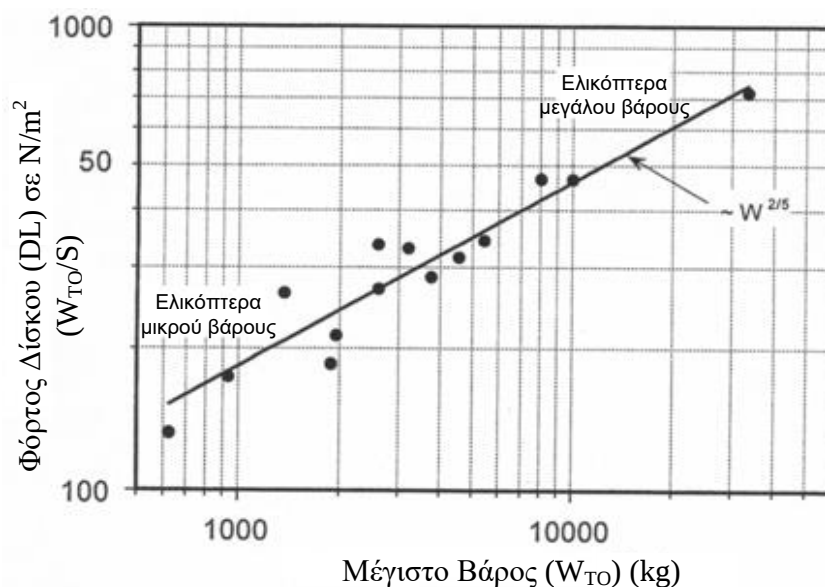


Σχήμα 7.8 Διαδικασία σχεδιασμού στροφείου ελικοπτέρου.

7.7.1 Σχεδιασμός δίσκου στροφείου

Με τον όρο δίσκο του στροφείου εννοείται η επιφάνεια που σαρώνουν τα πτερύγιά του. Ο δίσκος χαρακτηρίζεται πρώτα απ' όλα από την επιφάνεια της κάτωψής του (S). Αυτό που απασχολεί στην διαστασιολόγησή του είναι κυρίως η ακτίνα του, ο φόρτος του, και η ταχύτητα στα άκρα των πτερυγίων.

Ο φόρτος του δίσκου ("disc loading") στη μορφή W/S είναι ένα μέγεθος ανάλογο με το φορτίο της πτέρυγας των αεροσκαφών. Ο φόρτος δίσκου σχετίζεται με το μέγιστο βάρος του ελικοπτέρου. Αυτό παρουσιάζεται στο διάγραμμα του Σχήματος 7.9 σύμφωνα με στοιχεία υπάρχοντων ελικοπτέρων. Τυπικοί φόρτοι δίσκου ελικοπτέρων δίνονται στον Πίνακα 7.4.

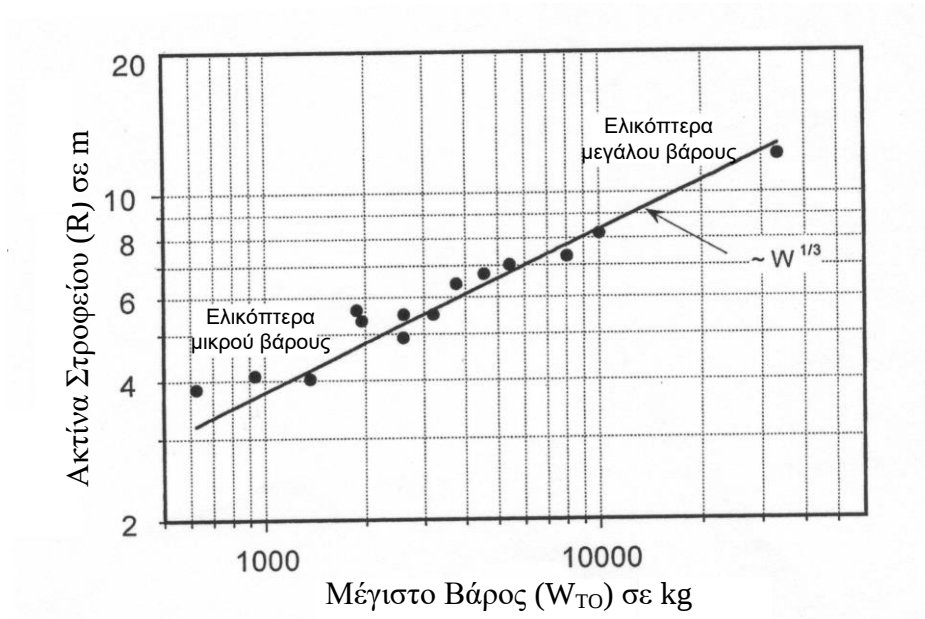


Σχήμα 7.9 Σχέση φόρτου δίσκου στροφείου με το μέγιστο βάρος ελικοπτέρου [4].

Τύπος ελικοπτέρου	Φόρτος Δίσκου (W/S)	
	(lb/ft ²)	(kg/m ²)
Αναγνωριστικό / επιθετικό	8 - 10	39 - 49
Μεταγωγικό	6 - 15	29 - 73
Πολιτικό / πολλαπλών ρόλων (χαμηλών ταχυτήτων)	4 - 6	20 - 29
Πολιτικό / πολλαπλών ρόλων (υψηλών ταχυτήτων)	6 - 10	29 - 49

Πίνακας 7.4 Τυπικοί φόρτοι δίσκου ελικοπτέρων [3].

Το επόμενο μέγεθος προς υπολογισμό είναι η ακτίνα του δίσκου (R). Μεγάλη ακτίνα στροφείου είναι επιθυμητή γιατί έτσι επιτυγχάνεται μικρότερος φόρτος δίσκου. Αυτό με την σειρά του σημαίνει μικρότερη απαιτούμενη ισχύ από τον κινητήρα. Η μεγάλη όμως ακτίνα στροφείου συνεπάγεται και μεγαλύτερη αντίσταση στην περιστροφή των πτερυγίων, καθώς και μεγαλύτερες καμπτικές ροπές, ιδιαίτερα κατά την εκκίνηση και το σταμάτημα. Η βέλτιστη ακτίνα στροφείου σε αυτήν την φάση του προκαταρκτικού σχεδιασμού μπορεί να προσδιοριστεί με την βοήθεια στατιστικών δεδομένων από παλαιότερες σχεδιάσεις. Στο Σχήμα 7.10 παρουσιάζεται σαφής συσχετισμός ανάμεσα στην ακτίνα στροφείου και το μέγιστο βάρος του ελικοπτέρου και τα δεδομένα αυτά μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε μια πρώτη εκτίμηση της ακτίνας.



Σχήμα 7.10 Σχέση ακτίνας στροφείου / μέγιστου βάρους ελικοπτέρου [5].

Πέρα από την εκτίμηση της ακτίνας από τα στατιστικά δεδομένα, ο προσδιορισμός της μπορεί να λάβει χώρα και από τον εκτιμώμενο φόρτο δίσκου (DL). Από τον ορισμό του φόρτου δίσκου έχουμε:

$$DL = \frac{W}{S} = \frac{W}{\pi \cdot R^2} \Rightarrow$$

$$R = \sqrt{\frac{W}{\pi \cdot DL}} \quad (7.23)$$

Περαιτέρω στοιχεία για τον φόρτο δίσκου ελικοπτέρων και γενικά για τον δίσκο παρατίθενται στον Πίνακα 7.5. Στον πίνακα αυτόν δίνονται και οι ιδανικοί φόρτοι ισχύος (W/P_{ideal}) για κάθε περίπτωση.

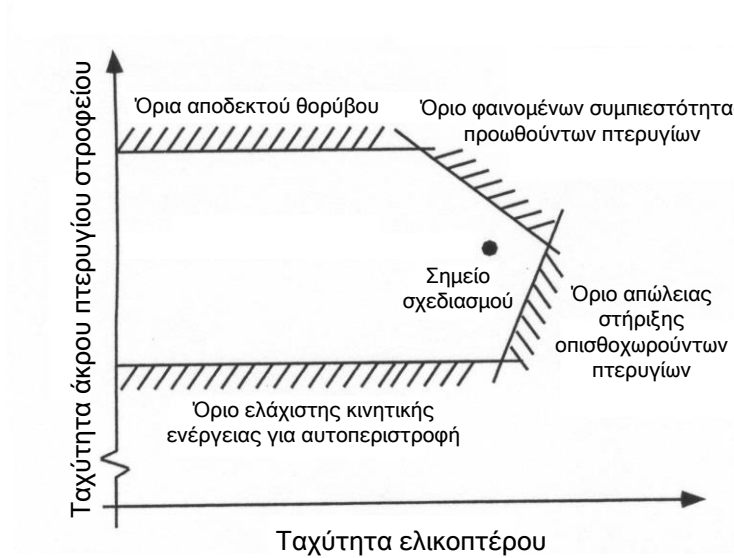
Σε ότι αφορά την συνολική λειτουργία του στροφείου επιλογές πρέπει να γίνουν και για την ταχύτητα περιστροφής του (Ω). Η ταχύτητα αυτή εξαρτάται από τον αριθμό Mach του άκρου των πτερυγίων (M_{tip}). Η ταχύτητα του άκρου ενός πτερυγίου του στροφείου λαμβάνει μεγαλύτερες τιμές κατά την πτήση σε σχέση με την αιώρηση, λόγω της πρόσθεσης σε αυτήν της ταχύτητας πτήσης (V). Ο αριθμός Mach της τοπικής ροής στα άκρα δεν μπορεί να έχει πολύ μεγάλες τιμές καθώς τα φαινόμενα συμπίεστικότητας τα οποία συνεπάγονται μεγάλη οπισθέλκουσα θα

ελαττώσουν την απόδοση του στροφείου. Τυπικές μέγιστες τιμές Mach στο άκρο του πτερυγίου είναι:

- Αιώρηση: $M_{tip} < 0,70$
- Οριζόντια πτήση: $M_{tip} < 0,88$

Εκτός όμως από τους αεροδυναμικούς περιορισμούς στην επιλογή της ταχύτητας περιστροφής του στροφείου υπάρχουν και άλλα ζητήματα. Το ένα από αυτά είναι ο θόρυβος του ελικοπτέρου. Ο αριθμός Mach στο άκρο των πτερυγίων του στροφείου έχει πολύ σημαντική επίδραση στον θόρυβο. Επίσης, σε μεγάλες ταχύτητες δημιουργούνται και προβλήματα μεγάλων ταλαντώσεων που μεταφέρονται στην άτρακτο και την υπόλοιπη κατασκευή του ελικοπτέρου. Οι παραπάνω περιορισμοί καθορίζουν άνω όρια ταχύτητας περιστροφής του στροφείου. Τα κατώτερα όρια της ταχύτητας αυτής καθορίζονται πρωταρχικά από την ανάγκη για την παραγωγή επαρκούς άντωσης. Το ζήτημα αυτό γίνεται πιο σύνθετο στην οριζόντια κίνηση του ελικοπτέρου όπου τα πτερύγια που οπισθοχωρούν παρουσιάζουν μικρή ταχύτητα και έτσι για να αποφευχθεί η απώλεια στήριξης θα πρέπει το στροφείο να έχει επαρκή περιστροφική ταχύτητα. Ένα άλλο ζήτημα είναι ότι το στροφείο θα πρέπει να έχει ένα ελάχιστο ποσό κινητικής ενέργειας από περιστροφή, το οποίο θα μπορεί να αξιοποιηθεί στην περίπτωση απώλειας κινητήρα σε συνθήκες αυτοπεριστροφής. Όλα τα παραπάνω κριτήρια για την ταχύτητα των άκρων των πτερυγίων του στροφείου μπορούν να συνοψιστούν ποιοτικά σε ένα διάγραμμα όπως αυτό στο Σχήμα 7.11.

Τιμές της γωνιακής ταχύτητας (Ω) μπορούν να υπολογιστούν από τον Πίνακα 7.6, είτε από τις τιμές που δίνονται για την ταχύτητα των ακροπτερυγίων ($V_{tip} = \Omega \cdot R$), είτε από τις τιμές του συντελεστή ώσης ($C_T = T / \rho S V_{tip}^2$).



Σχήμα 7.11 Περιοχή ταχυτήτων άκρου πτερυγίων κυρίου στροφείου.

Σχεδιασμός των Στροφείων

Ελικόπτερο	Βάρος (kg)	Ακτίνα στροφείου R (m)	Επιφάνεια δίσκου S (m ²)	Φόρτος W/S (N m ⁻²)	Ιδανικός W/P _{ideal} (N/kW)
AS 332 Puma	8,600	7.79	190.64	442.53	74.41
SA 365 Dauphin	4,000	5.97	111.78	351.04	83.54
AS 350B Squirrel	1,950	5.34	89.75	213.14	107.21
Agusta A109	2,605	5.50	95.03	268.91	95.45
Bell 206	1,886	5.64	99.93	185.14	115.04
Bell 412	5,409	7.01	154.38	343.72	84.43
Bell AH-1 Cobra	4,545	6.71	141.45	315.22	88.16
Bell 222B	3,750	6.40	128.68	285.88	92.57
Boeing CH-46	9,706	7.62	182.41	260.99	96.89
Boeing CH-47C	14,969	9.15	262.73	279.15	93.68
MBB BO 105	2,600	4.91	75.80	336.49	85.33
MBB BK 117	3,200	5.50	95.03	330.33	86.12
Hughes 500E	1,364	4.02	50.85	263.17	96.49
AH-64 Apache	8,022	7.32	168.10	468.14	72.34
Robinson R22	623	3.83	46.18	132.34	136.06
Schweizer 300	932	4.09	52.55	173.98	118.67
Sikorsky UH-60	10,000	8.18	210.11	446.90	72.44
Sikorsky CH-53E	33,409	12.04	455.41	720.74	58.30
V-22 Osprey	27,500	5.79	105.32	1280.75	34.73

Πίνακας 7.5 Στοιχεία δίσκου στροφείου ελικοπτέρων.

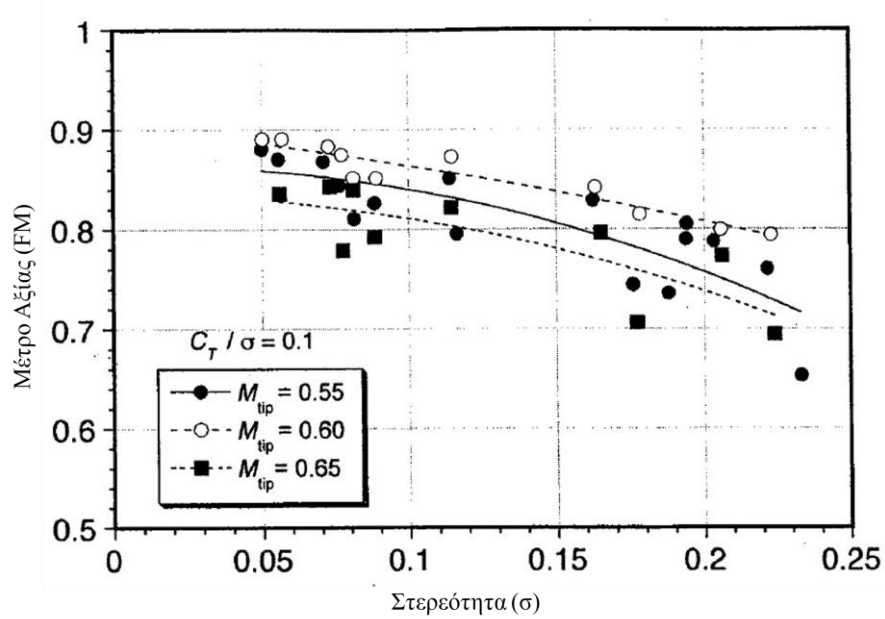
7.7.2 Σχεδιασμός κάτοψης πτερυγίων

Ο επόμενος υπολογισμός αφορά τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά της κάτοψης του κάθε πτερυγίου. Το βασικό γεωμετρικό χαρακτηριστικό τους που θα εκτιμηθεί είναι η επιφάνεια των πτερυγίων. Η επιφάνεια αυτή μπορεί να προσδιοριστεί με την βοήθεια ενός μεγέθους που ονομάζεται στερεότητα (σ) του δίσκου («solidity»), το οποίο ορίζεται ως ο λόγος της συνολικής επιφάνειας των πτερυγίων του στροφείου προς την επιφάνεια του δίσκου. Αν λοιπόν, θεωρηθεί ότι το κάθε πτερύγιο έχει σταθερό μήκος χορδής c κατά το εκπέτασμά του και ο αριθμός των πτερυγίων είναι N_b , τότε η στερεότητα δίνεται από την σχέση:

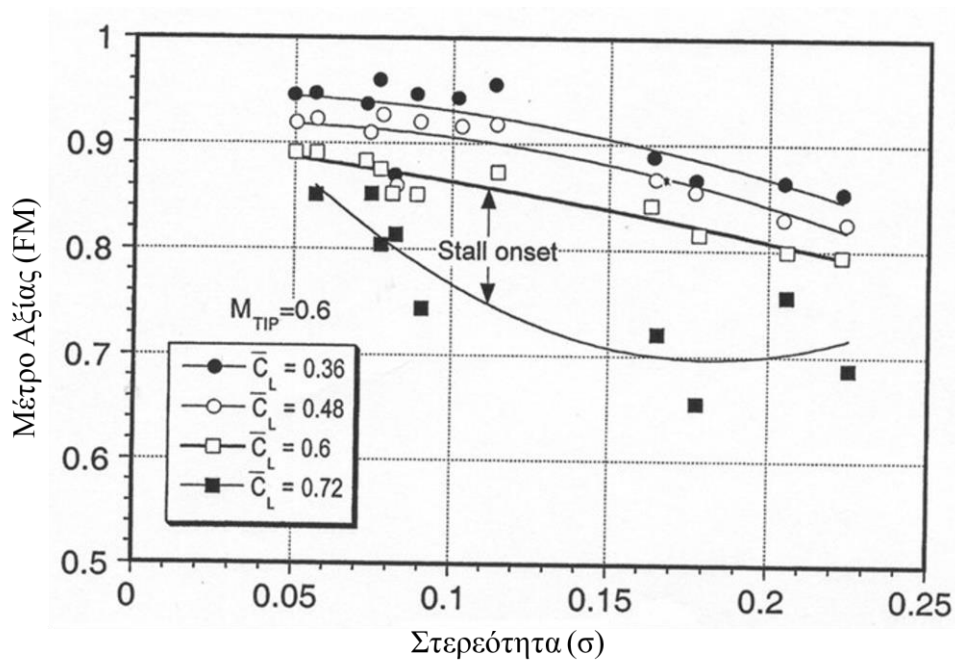
$$\sigma = \frac{N_b \cdot c \cdot R}{\pi \cdot R^2} = \frac{N_b \cdot c}{\pi \cdot R} \quad (7.24)$$

Η στερεότητα του δίσκου σχετίζεται άμεσα με το *Μέτρο Αξίας (FM)* όπως απεικονίζουν τα διαγράμματα των σχημάτων 7.12 και 7.13. Στα διαγράμματα αυτά έχουμε πειραματικά αποτελέσματα για διαφορετικές τιμές του αριθμού Mach στα άκρα (M_{tip}), καθώς και για τον μέσο συντελεστή άντωσης ($\overline{C_L}$). Παρατηρούμε ότι γενικά είναι επιθυμητές μικρές τιμές στερεότητας. Δεν θα πρέπει όμως να είναι υπερβολικά μικρές γιατί αυτό σημαίνει ότι η επιφάνεια των πτερυγίων του στροφείου θα είναι πολύ μικρή το οποίο συνεπάγεται υψηλό φόρτο πτερυγίων.

Αφού λοιπόν έχει επιλεγεί η στερεότητα του δίσκου του στροφείου και αφού είναι γνωστή η επιφάνεια του δίσκου, προσδιορίζεται και η συνολική επιφάνεια των πτερυγίων. Στη συνέχεια, επιλέγεται ο αριθμός των πτερυγίων του κύριου στροφείου το οποίο οδηγεί στον υπολογισμό επιφάνειας του κάθε ενός πτερυγίου. Η επιλογή του αριθμού των πτερυγίων βασίζεται σε μεγάλο βαθμό στην δυναμική συμπεριφορά του συστήματος, δηλαδή στο πως ταλαντώνονται τα πτερύγια. Βασίζεται σε μικρότερο βαθμό στην αεροδυναμική του όλου συστήματος. Γενικά, όσο μεγαλύτερος είναι ο αριθμός των πτερυγίων τόσο μικρότερο είναι το πλάτος των ταλαντώσεων. Μικρός αριθμός πτερυγίων σημαίνει μικρότερο βάρος του συγκροτήματος του στροφείου και η αντίσταση είναι μικρότερη. Τα ελικόπτερα μικρού σχετικά βάρους έχουν συνήθως δύο πτερύγια ενώ τα ελικόπτερα μεγάλου βάρους έχουν τέσσερα, πέντε ή ακόμα και επτά πτερύγια.



Σχήμα 7.12 Πειραματικά αποτελέσματα σχέσης στερεότητας / Μέτρου Αξίας για διάφορες τιμές ταχυτήτων του κύριου ρότορα M_{tip} [5].



Σχήμα 7.13 Πειραματικά αποτελέσματα σχέσης στερεότητας / Μέτρου Αξίας για διάφορες τιμές του μέσου συντελεστή άντωσης $\overline{C_L}$ και σταθερή ταχύτητα $M_{tip} = 0,6$ [5].

Στις περισσότερες εφαρμογές, τα περύγια των ελικοπτέρων έχουν σταθερό μήκος χορδής c σε όλο το εκπέτασμά τους. Από την στερεότητα του δίσκου του στροφείου έχουμε :

$$\sigma = \frac{N_b \cdot c}{\pi \cdot R} \Rightarrow c = \frac{\pi \cdot R \cdot \sigma}{N_b} \quad (7.25)$$

Για κάθε πτερύγιο ο λόγος διατάματος A είναι:

$$A = \frac{R}{c} \quad (7.26)$$

Μια συνήθης τιμή για τον λόγο διατάματος του πτερυγίου κύριου στροφείου είναι 15. Αν λοιπόν θεωρήσουμε μια περιοχή γύρω από αυτήν την τιμή, τότε προκύπτει η περιοχή τιμών της χορδής (c) των πτερυγίων. Με δεδομένη λοιπόν την στερεότητα του δίσκου (σ) μπορεί από την Σχέση (7.25) να προσδιοριστεί ο αριθμός των πτερυγίων (N_b). Προκειμένου να προκύψει ακέραιος αριθμός, στρογγυλεύουμε το αποτέλεσμα με αντίστοιχη διόρθωση της τιμής του μήκους χορδής (c).

7.7.3 Επιλογή αεροτομής πτερυγίων

Σε γενικές γραμμές, στην επιλογή της αεροτομής των πτερυγίων του κύριου στροφείου χρησιμοποιούνται οι ίδιες αρχές όπως και για τις αεροτομές πτερύγων αεροσκαφών. Οι αεροτομές θα πρέπει να εμφανίζουν χαμηλό συντελεστή αντίστασης (C_d) στο εύρος μεταβολής του συντελεστή άντωσης (C_l). Όπως έχει ήδη παρουσιαστεί, σημαντική παράμετρος είναι ο αριθμός Mach στο άκρο των πτερυγίων. Για να έχουμε όσο το δυνατόν μικρότερα προβλήματα από τα φαινόμενα συμπίεστικότητας είναι σημαντικό να επιλεγούν αεροτομές που να εμφανίζουν υψηλό κρίσιμο αριθμό Mach. Τέλος, καθώς τα πτερύγια δεν είναι δυνατό να φέρουν μεγάλα στρεπτικά φορτία λόγω των αρθρώσεων, θα πρέπει οι χρησιμοποιούμενες αεροτομές να εμφανίζουν χαμηλούς συντελεστές ροπής πρόνευσης (C_m).

Ο Πίνακας 7.6 συμπεριλαμβάνει στοιχεία για στροφεία ελικοπτέρων.

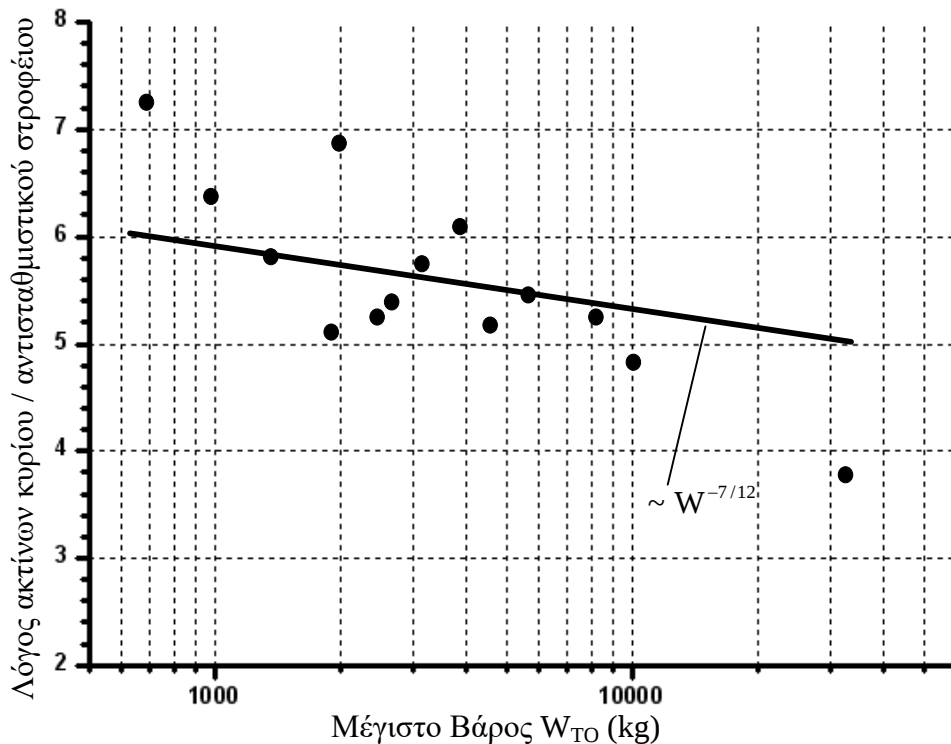
Σχεδιασμός των Στροφείων

Ελικόπτερο Παράμετρος	Aerospatiale AS 350L Ecuriel	Messerschmidt Bolkow-Blohm BK 117	Bell UH-1H	McDonnell Douglas AH-64a Apache	Boeing CH-47C Chinook	Sikorsky CH-53E
Μέγιστο ολικό βάρος (lb)	4,299	6,283	9,500	20,500	50,000	73,500
Μέγιστη συνεχής ισχύς (hp)	592	410	1,250	1,536	3,000	2,696
Διάμετρος κύριου στροφείου (ft)	35	36	48	48	60	79
Χορδή πτερυγίων κύριου στροφείου (ft)	1.15	1.04	1.75	1.75	2.67	2.50
Αριθμός πτερυγίων	3	4	2	4	3	6
Φόρτος δίσκου (psf)	4.45	6.15	5.25	11.33	8.84	14.99
Ταχύτητα ακροπτερυγίων (fps)	712	725	780	726	707	732
Στερεότητα στροφείου	0.06	0.07	0.05	0.09	0.08	0.12
Οροφή αιώρησης (ft)	7,380	8,200	6,004	12,400	5,900	9,500
Επιχειρησιακή οροφή (ft)	15,600	14,760	12,700	20,500	8,500	18,500
Ρυθμός ανόδου (fpm)	1,555	1,950	1,700	2,880	1,485	2,750
Μέγιστη ταχύτητα (kts)	147	150	128	197	160	170
Οικονομική ταχύτητα (kts)	125	136	110	145	158	150
Συντελεστής ώσης (C_T)	0.00369	0.00492	0.00363	0.00904	0.00744	0.01177
Μέσος συντελεστής άντωσης πτερυγίων ($\overline{C_L}$)	0.35	0.40	0.47	0.58	0.53	0.58

Πίνακας 7.6 Χαρακτηριστικά στροφείων ελικοπτέρων.

7.7.4 Σχεδιασμός αντισταθμιστικού στροφείου

Σε ότι αφορά το αντισταθμιστικό στροφείο στην ουρά, αυτό τοποθετείται σε σχέση με το κύριο στροφείο ώστε να μην υπάρχει πρόβλημα σύγκρουσης των πτερυγίων, αλλά και για λόγους αεροδυναμικού θορύβου. Για την σχεδίαση του αντισταθμιστικού στροφείου στην προκαταρκτική διαστασιολόγηση του ελικοπτέρου, η εκτίμηση της απαιτούμενης διαμέτρου του μπορεί να γίνει από την αξιοποίηση στατιστικών στοιχείων όπως αυτά που δίνονται στο διάγραμμα του Σχήματος 7.14. Στο σχήμα αυτό απεικονίζεται η σχέση των ακτίνων του κυρίου και του αντισταθμιστικού στροφείου σε σχέση με το μέγιστο βάρος του ελικοπτέρου (W_{TO}). Γεωμετρικά χαρακτηριστικά αντισταθμιστικών στροφείων ελικοπτέρων δίνονται στον Πίνακα 7.7.



Σχήμα 7.14 Λόγος ακτίνων κυρίου / αντισταθμιστικού στροφείου σε σχέση με το μέγιστο βάρος του ελικοπτέρου[5].

Ελικόπτερο	Ακτίνα στροφείου ουράς (m)	Χορδή πτερυγίου (m)	Αριθμός πτερυγίων (N_i)	Λόγος διαμέτρων κύριου/ουραίου στροφείου
AS 332 Puma	1.525	0.200	5	5.10
SA 365 Dauphin	0.450	0.043	11	13.26
AS 350B Squirrel	0.930	0.185	2	5.75
Agusta A109	1.015	0.201	2	5.41
Bell 206	0.826	0.134	2	6.85
Bell 412	1.295	0.297	2	5.41
Bell AH-1 Cobra	1.295	0.293	2	5.18
Bell 222B	1.050	0.244	2	6.10
MBB BO 105	0.950	0.180	2	5.18
MBB BK 117	0.970	0.200	2	5.68
Hughes 500E	0.700	0.134	2	5.75
AH-64 Apache	1.400	0.250	4	5.21
Robinson R22	0.533	0.100	2	7.19
Schweizer 300	0.646	0.119	2	6.33
Sikorsky UH-60	1.670	0.247	4	4.88
Sikorsky CH-53E	3.050	0.390	4	3.75
V-22 Osprey	1.219	0.164	4	5.49

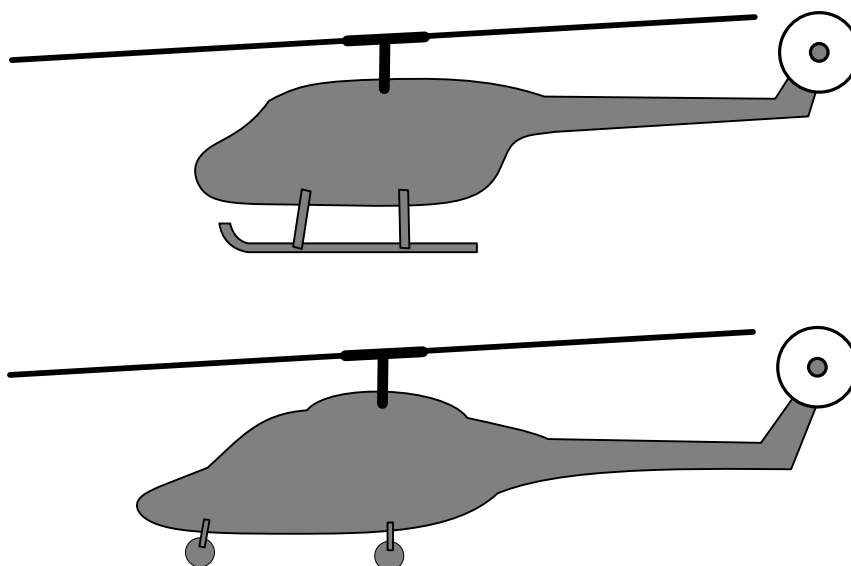
Πίνακας 7.7 Χαρακτηριστικά γεωμετρικά μεγέθη αντισταθμιστικών στροφείων ελικοπτέρων [5].

7.8 Σχεδιασμός Ατράκτου

Η άτρακτος είναι η κεντρική εκείνη κατασκευή του ελικοπτέρου στην οποία ενσωματώνονται όλα τα συστήματα και συγκροτήματα του οχήματος. Στην άτρακτο φιλοξενείται και το ωφέλιμο φορτίο του ελικοπτέρου που μπορεί να είναι είτε φορτίο, είτε επιβάτες, ή και συνδυασμός αυτών. Έτσι η άτρακτος είναι το κομμάτι του ελικοπτέρου που μεταφέρει όλα τα φορτία της κατασκευής και ολόκληρη κατά την πτήση του ελικοπτέρου «αναρτάται» από το κύριο στροφείο.

Αεροδυναμικά η άτρακτος επηρεάζει την πτήση του ελικοπτέρου με δύο βασικούς τρόπους. Παρουσιάζει οπισθέλκουσα κατά την πτήση, και επηρεάζει την αεροδυναμική απόδοση του στροφείου καθώς η ροή του κατωρεύματος μεταβάλλεται

από την άτρακτο. Το αεροδυναμικό σχήμα της ατράκτου δεν είναι πάντα εφικτό καθώς μπορούν να υπάρξουν λειτουργικοί λόγοι που επιβάλουν διαφορετική μορφή (Σχήμα 7.2).



Σχήμα 7.15 Παραδείγματα ελλιπούς και καλού αεροδυναμικού σχεδιασμού σύνδεσης ουράς με κεντρική άτρακτο όσον αφορά την μείωση της οπισθέλκουσας της ατράκτου.

Η οπισθέλκουσα που δημιουργείται στην άτρακτο είναι:

1. *Παρασιτική* οπισθέλκουσα που οφείλεται στην τριβή του αέρα πάνω στην εξωτερική επιφάνεια της ατράκτου. Τυπικό ποσοστό της σε σχέση με την συνολική οπισθέλκουσα της ατράκτου είναι 30%.
2. Οπισθέλκουσα λόγω μεγάλης διατομής της ατράκτου απέναντι στην ροή (αντίσταση *μορφής*). Τυπικό ποσοστό της είναι 20% σε σχέση με την συνολική οπισθέλκουσα.

Επιπλέον οπισθέλκουσα που δημιουργείται από την αποκόλληση της ροής στο πίσω μέρος της ατράκτου που ενώνεται με το ουραίο τμήμα. Η οπισθέλκουσα αυτή δημιουργείται εξαιτίας της απότομης μείωσης της διατομής της ατράκτου στο σημείο εκείνο. Ένα παράδειγμα καλού και όχι τόσο καλού σχεδιασμού στο θέμα αυτό απεικονίζει το Σχήμα 7.15.

3. *Επαγόμενη* οπισθέλκουσα από την λειτουργία του στροφείου λόγω των στροβίλων στα άκρα των πτερυγίων.
4. Οπισθέλκουσα *αλληλεπίδρασης* («interference drag») εξαιτίας της σύνδεσης της ατράκτου με τον άξονα του στροφείου, το σύστημα προσγείωσης και το ουραίο τμήμα.

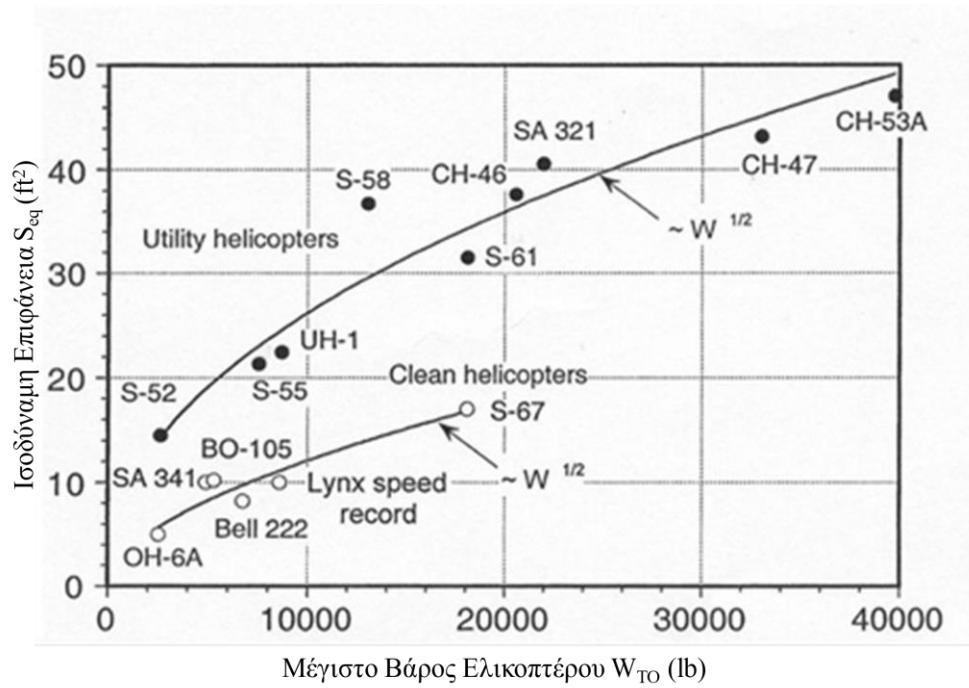
Η τυπική συνεισφορά του κάθε τμήματος του ελικοπτέρου στην *παρασιτική* οπισθέλκουσα (D_f) δίνεται στον Πίνακα 7.8. Στον πίνακα αυτό, η συνεισφορά του κάθε τμήματος του ελικοπτέρου στην συνολική *παρασιτική* οπισθέλκουσα δίνεται με τον λόγο S_{eq}/S . Στον λόγο αυτό, με το S συμβολίζεται η επιφάνεια του δίσκου του στροφείου, ενώ με το S_{eq} συμβολίζεται η *ισοδύναμη επιφάνεια*. Η επιφάνεια αυτή ορίζεται από την σχέση:

$$S_{eq} \equiv \frac{D_f}{\frac{1}{2} \rho \cdot V_{\infty}^2} \quad (7.27)$$

Οι τυπικές τιμές ισοδύναμης επιφάνειας κυμαίνονται από 10 ft^2 για μικρά ελικόπτερα ως 50 ft^2 για μεγάλων διαστάσεων οχήματα. Στο Σχήμα 7.16 δίνεται συσχέτιση της ισοδύναμης επιφάνειας με το μέγιστο βάρος του ελικοπτέρου η οποία βασίζεται σε δεδομένα υπαρχόντων οχημάτων. Στον Πίνακα 7.9 δίνεται η συνολική οπισθέλκουσα στο όχημα πλην του στροφείου (*παρασιτική και μορφής*) του κάθε τμήματος του ελικοπτέρου, αδιαστατοποιημένη ως προς την δυναμική πίεση ($\bar{q}$) και την μετωπική επιφάνεια του κάθε τμήματος του ελικοπτέρου.

Τμήμα	S_{eq} / S	% του Συνόλου
Ατρακτος	0.00210	30
Ατρακτίδια	0.00042	6
Άξονας στροφείου	0.00245	35
Άξονας ουραίου στροφείου	0.00028	4
Κύριο σύστημα προσγείωσης	0.00042	6
Ουραίο σκέλος συστήματος προσγείωσης	0.00028	4
Οριζόντιο πτερύγιο ουράς	0.00007	1
Κάθετο πτερύγιο ουράς	0.00007	1
Αλληλεπίδραση στροφείου / ατράκτου	0.00047	7
Σύστημα εξόδου καυσαερίων	0.00021	3
Διάφορα	0.00021	3
Σύνολο	0.00700	100

Πίνακας 7.8 Τυπική συνεισφορά τμημάτων ελικοπτέρου στην παρασιτική οπισθέλκουσα [5].



Σχήμα 7.16 Σχέση ισοδύναμης επιφάνειας (S_{eq}) με το μέγιστο βάρος ελικοπτέρου (W_{TO}) [5].

Τμήμα	Συνιστώσα $D/\bar{q}$ (ανά μονάδα μετωπικής επιφάνειας του κάθε τμήματος)
Άτρακτος	0.07 - 0.10
Σωληνοειδές σύστημα προσγείωσης	1.01
Αεροδυναμικό σύστημα προσγείωσης	0.40
Κόμβος στροφείου χωρίς αεροδυναμικό κάλυμμα	1.0 - 1.4
Κόμβος στροφείου με αεροδυναμικό κάλυμμα	0.5 - 0.8
Οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης λόγω κατωρεύματος στροφείου	0.02

Πίνακας 7.9 Στοιχεία συνολικής (παρασιτική συν μορφής) οπισθέλκουσας ελικοπτέρου [3].

Βιβλιογραφία

1. International Helicopter Association (<http://www.rotor.com>), December 2020.
2. Federation of American Scientists (<http://www.fas.org>), December 2020.
3. D. P. Raymer, “*Aircraft Design: A conceptual Approach*”, AIAA Education Series, 1999.
4. B. W. McCormick, “*Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*”, John Wiley & Sons, Inc., 1995.
5. J. G. Leishman, “*Principles of Helicopter Aerodynamics*”, Cambridge University Press, 2000.
6. Ι. Καλλιντέρης, “Βασική Αεροδυναμική”, Πάτρα, 2020.

Παράρτημα

Τύπος	Κενό βάρος (kg)	Μέγιστο βάρος (kg)	Βάρος Εσωτερικά μεταφερόμενου φορτίου (kg)	Μέγιστη ταχύτητα (kts)	Μέγιστη ταχύτητα πλεύσης (kts)	Μέγιστος ρυθμός ανόδου (m/s)	Αιώρηση		Επιχειρησιακή οροφή (m)	Εμβέλεια (km)
							HIGE* (m)	HOGE** (m)		
Agusta Aerospace Corporation A109E POWER	1,573	2,850	1,283	168	154	9.7	5,060	3,597	5,974	660
Agusta Aerospace Corporation A119 Koala	1,430	2,720	1,290	152	144	9.4	4,450	3,261	6,096	991
AgustaWestland/EH101	9,200	14,600	5,400	167	150	11.2	2,225	1,128	4,572	1,130
Bell Helicopter 206B3 JetRanger III	775	1,451	677	122	115	6.5	4,023	1,387	4,115	694
Bell Helicopter 206L4 LongRanger IV	1,047	2,019	972	130	110	6.7	3,048	1,981	3,048	600
Bell Helicopter 407	1,203	2,268	1,065	140	133	9.8	3,718	3,170	5,364	612
Bell Helicopter 412 EP	3,110	5,398	2,286	140	122	9.0	3,110	1,585	4,970	659
Bell Helicopter 427	1,751	2,880	1,137	140	138	8.1	2,743	1,829	3,048	722
Bell Helicopter 430	2,415	4,218	1,803	150	139	8.8	3,078	1,890	4,932	654
Bell/Agusta Aerospace Company AB139	3,500	6,000	2,500	167	157	9.1	4,775	3,662	5,862	741
Brantly International B-2B	467	757	281	87	78	7	1,057	---	1,900	322
Enstrom 280FX Shark	719	1,180	460	102	102	7.4	4,023	2,652	3,658	483

*Hover in Ground Effect, **Hover Out of Ground Effect

Π1: Προδιαγραφές πολιτικών ελικοπτέρων [1].

Παράρτημα

Τύπος	Κενό βάρος (kg)	Μέγιστο βάρος (kg)	Βάρος Εσωτερικά μεταφερόμενου φορτίου (kg)	Μέγιστη ταχύτητα (kts)	Μέγιστη ταχύτητα πλεύσης (kts)	Μέγιστος ρυθμός ανόδου (m/s)	Αιώρηση		Επιχειρησιακή οροφή (m)	Εμβέλεια (km)
							HIGE* (m)	HOGE** (m)		
Enstrom 480B/TH-28 and Guardian	760	1,360	592	125	115	8.1	4,755	4,267	---	694
Enstrom F-28F Falcon	712	1,180	467	97	97	7.4	4,023	2,347	---	446
Enstrom F28F-P Sentinel	712	1,180	467	97	97	7.4	4,023	2,347	---	423
Erickson Air-Crane S-64E	9,000	18,900	9,000	115	115	20	4,200	4,200	4,200	555
Erickson Air-Crane S-64F	9,074	21,324	11,250	104	104	20	3,811	3,811	4,800	463
Eurocopter AS332 L1 Super Puma	4,500	8,600	4,100	164	153	14.7	6,500	5,750	7,620	867
Eurocopter AS332 L2 Super Puma	4,705	9,300	4,595	170	154	10	6,740	6,000	6,095	836
Eurocopter AS350 B2 AStar	1,172	2,250	1,078	155	141	11.1	6,100	5,400	4,602	693
Eurocopter AS350 B3	1,202	2,250	1,076	155	146	12.5	7,000	6,520	5,070	686
Eurocopter AS355 N Twin Star	1,437	2,600	1,163	150	120	6.3	2,000	750	3,800	713
Eurocopter AS365 N2 Dauphin 2	2,271	4,250	1,979	165	158	10.3	3,800	3,050	5,500	910
Eurocopter AS365 N3 Dauphin 2	2,356	4,300	1,957	165	157	10.2	4,520	3,750	6,096	865

*Hover in Ground Effect, **Hover Out of Ground Effect

Π1: Προδιαγραφές πολιτικών ελικοπτέρων [1] (Συνέχεια).

Παράρτημα

Τύπος	Κενό βάρος (kg)	Μέγιστο βάρος (kg)	Βάρος Εσωτερικά μεταφερόμενου φορτίου (kg)	Μέγιστη ταχύτητα (kts)	Μέγιστη ταχύτητα πλεύσης (kts)	Μέγιστος ρυθμός ανόδου (m/s)	Αιώρηση		Επιχειρησιακή οροφή (m)	Εμβέλεια (km)
							HIGE* (m)	HOGE** (m)		
Eurocopter BK117 C1	1,765	3,350	1,585	150	136	9.0	3,855	4,085	5,090	555
Eurocopter EC 130 B4	1,370	2,400	1,040	155	140	11.6	5,875	5,320	7,010	555
Eurocopter EC 145	1,804	3,550	1,728	150	136	13	2,925	370	5,240	695
Eurocopter EC 225	5,235	10,400	5,165	175	149	7.0	2,772	2,084	5,530	857
Eurocopter EC120 B	960	1,715	755	150	128	7.36	5,151	4,788	6,096	870
Eurocopter EC135 P2	1,490	2,835	1,265	140	138	7.6	3,045	2,190	3,045	645
Eurocopter EC135 T2	1,490	2,835	1,265	140	138	7.6	3,045	2,190	3,045	620
Eurocopter EC155 B1	1,804	4,850	2,235	175	154	8.7	4,155	3,306	5,240	836
Kaman Aerospace Corporation K1200	2,334	5,443	2,947	100	100	12.7	9,756	8,534	4,572	495
Kawasaki Heavy Industries BK 117 C-2	1,870	3,550	1,680	145	134	7.8	3,048	1,220	5,450	700
MD Helicopters, Inc. MD 500E	688	1,361	673	175	155	9.0	3,444	2,652	5,029	537
MD Helicopters, Inc. MD 520N	719	1,519	801	152	123	7.9	2,835	1,707	4,024	389
MD Helicopters, Inc. MD 530F	722	1,406	684	175	154	10.5	4,877	4,389	5,700	430
MD Helicopters, Inc. MD 600N	953	1,860	900	158	134	10.7	3,383	1,800	4,024	704
MD Helicopters, Inc. MD Explorer (902)	1,519	2,834	1,304	140	134	9.8	3,719	3,169	5,669	543

*Hover in Ground Effect, **Hover Out of Ground Effect

Π1: Προδιαγραφές πολιτικών ελικοπτέρων [1] (Συνέχεια).

Παράρτημα

Τύπος	Κενό βάρος (kg)	Μέγιστο βάρος (kg)	Βάρος Εσωτερικά μεταφερόμενου φορτίου (kg)	Μέγιστη ταχύτητα (kts)	Μέγιστη ταχύτητα πλεύσης (kts)	Μέγιστος ρυθμός ανόδου (m/s)	Αιώρηση		Επιχειρησιακή οροφή (m)	Εμβέλεια (km)
							HIGE* (m)	HOGE** (m)		
PZL-Swidnik Mi-2 Plus	2,372	3,550	700	113	103	5.7	1,880	1,200	4,000	426
PZL-Swidnik S.A. W-3A Sokol	3,850	6,400	2,550	140	128	7	2,600	1,750	4,600	794
Robinson R22	388	621	233	102	96	5.1	2,865	1,585	4,227	333
Robinson R44 I	644	1,089	445	120	115	5.1	1,951	---	4,267	676
Robinson R44 II	683	1,134	451	130	117	5.1	2,728	2,286	4,267	676
Schweizer Aircraft Corporation 300C	499	930	431	94.7	82.6	3.8	1,767	838	3,658	373
Schweizer Aircraft Corporation 300CB	493	794	300	94	85	6.35	2,133	1,463	3,048	---
Schweizer Aircraft Corporation 333	567	1,157	590	120	105	7.6	2,667	2,590	3,902	590
Sikorsky Aircraft Corporation S-76C+	3,165	5,306	2,141	155	155	8.26	1,722	549	3,872	813
Sikorsky Aircraft Corporation S-92	7,212	11,861	4,649	165	153	10.8	3,450	2,172	4,572	1,008

*Hover In Ground Effect, **Hover Out of Ground Effect

Π1: Προδιαγραφές πολιτικών ελικοπτέρων [1] (Συνέχεια).

Παράρτημα

Τύπος	Μέγιστη Ταχύτητα (kph)	Ακτίνα δράσης (km)	Μέγιστο εσωτερικό φορτίο (kg)	Μέγιστο εξωτερικό φορτίο (kg)	Οροφή (m)
AH-1 HUEY COBRA	315	250	0	0	3,720
AH-6 / HUGHES 500 DEFENDER	241	185	-	-	4,635
AH-64 APACHE	365	900	0	0	6,400
AS 365 DAUPHIN	296	445	1,400	4,250	4,300
AS 532 COUGAR	327	425	4,400	4,500	5,180
AS 565 PANTHER	296	445	1,400	1,600	4,300
B0 105 PAH-1	242	225	600	0	3,200
CH-46 SEA KNIGHT	248	510	-	-	-
CH-47 CHINOOK	285	578	6,308	10,430	3,095
CH-53 SUPER STALLION	315	1036	13,607	16,330	5,640
CH-54 TARHE	204	185	9,072	>15,000	>5,000
EH 101 MERLIN	309	880	3,900+	5,440	-
KA-25 HORMONE	209	200	-	-	3,350
KA-26 HOODLUM-A	170	370	2,085	-	3,000
KA-27 HELIX-A	250	200	-	-	3,350
KA-28 HELIX-D	250	200	-	-	3,350
KA-50 HOKUM	310	250	-	-	4,000
MI-1 HARE	204	165	<150	Καμία	4,000
MI-10 HARKE	260	125	13,600	8,000	3,000
MI-17 HIP-H	250	200	4,000	3,000	3,600
MI-2 HOPLITE	200	100	800	800	4,000
MI-24 HIND –A	335	300	500 +	-	4,480
MI-24 HIND-E	335	300	500 +	-	4,480
MI-24 HIND-F	335	300	500 +	-	4,480
MI-24 HIND-G	335	300	500 +	-	4,480
MI-24/25 HIND-C	335	300	500 +	-	4,480
MI-24/25 HIND-D	335	300	500 +	-	4,480

Π2: Προδιαγραφές στρατιωτικών ελικοπτέρων [2].

Παράρτημα

Τύπος	Μέγιστη Ταχύτητα (kph)	Ακτίνα δράσης (km)	Μέγιστο εσωτερικό φορτίο (kg)	Μέγιστο εξωτερικό φορτίο (kg)	Οροφή (m)
MI-26 HALO	295	400	20000	20000	4,500
MI-28 HAVOC	300	240	0	0	4,500
MI-4 HOUND	210	250	1,700	1,300	5,400
MI-6 HOOK	300	310	12,000	8,000	4,500
MI-8 HIP-A/G	230	220	4,000	3,000	4,500
OH-58 KIOWA	241	230	907	0	3,600
OH-6 CAYUSE	241	200	1,700	0	4,800
UH-1 IROQUOIS	222	250	1,700	Διαφέρει	5,100
UH-60 BLACKHAWK	296	815	1,197	3,629	5,790
WESTLAND LYNX	259	212	907	-	3,230
WESTLAND SEA KING	226	741	3,628	3,628	1,982

Π2: Προδιαγραφές στρατιωτικών ελικοπτέρων [2] (Συνέχεια).