
6 Έλικα και Στροφείο

Περιεχόμενα

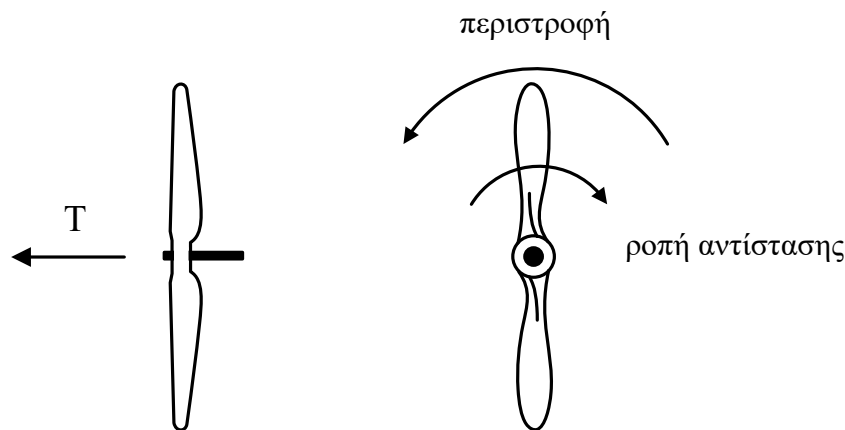
6 Έλικα και Στροφείο	126
6.1 Γενικά Χαρακτηριστικά	127
6.2 Γεωμετρία Πτερυγίου Έλικας	128
6.3 Αεροδυναμικές Δυνάμεις σε Πτερύγιο Έλικας	130
6.4 Υπολογισμός Ταχυτήτων και Απόδοσης Πτερυγίου – Δίσκος Ενέργειας	132
6.5 Στροφείο Ελικοπτέρου	135
6.5.1 Βασική Λειτουργία του Στροφείου Ελικοπτέρου	136
6.5.2 Θεωρία Δίσκου Ενέργειας για το Στροφείο	138

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

Στο παρόν θα εξετάσουμε τα γενικά αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της έλικας αεροσκάφους καθώς και του στροφείου ελικοπτέρου. Κύρια διαφορά τους από την πτέρυγα είναι η υπέρθεση της ταχύτητας περιστροφής στην ταχύτητα της ελεύθερης ροής.

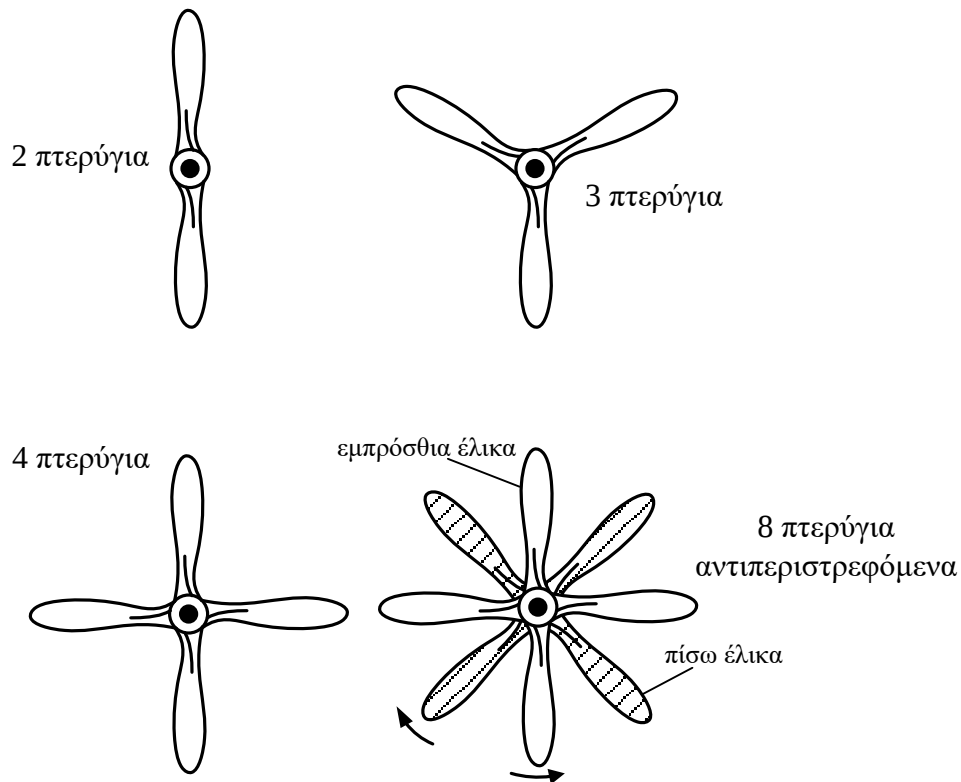
6.1. Γενικά Χαρακτηριστικά

Η έλικα δίνει την ώση στο αεροσκάφος, ενώ το στροφείο δίνει την ώση αλλά και την άντωση στο ελικόπτερο. Το βασικό χαρακτηριστικό τους είναι το περιστρεφόμενο πτερύγιο του οποίου η αεροδυναμική έχει αρκετά κοινά στοιχεία με την αεροδυναμική της πτέρυγας. Το Σχήμα 6.1 δείχνει την ωστική δύναμη (T) καθώς και τη ροπή η οποία αναπτύσσεται λόγω της αεροδυναμικής αντίστασης των πτερυγίων. Η ροπή αυτή έχει φορά αντίθετη από αυτή της περιστροφής των πτερυγίων.



Σχήμα 6.1: Η έλικα αναπτύσσει ωστική δύναμη κατά τη διεύθυνση του άξονά της και δέχεται ροπή αντίστασης στην περιστροφή της.

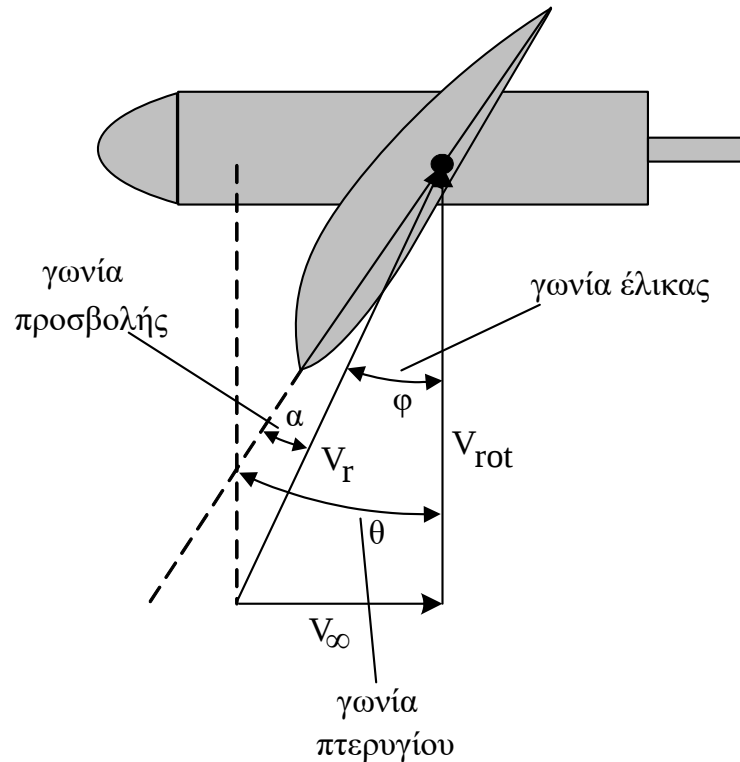
Ο αριθμός των πτερυγίων είναι συνήθως δυο, τρία ή τέσσερα όπως απεικονίζει το Σχήμα 6.2. Η ύπαρξη περιστροφικής κίνησης του αέρα στο απόρρευμα η οποία είναι απώλεια ενέργειας έχει οδηγήσει και στην πρόταση χρησιμοποίησης δεύτερης έλικας η οποία περιστρέφεται αντίθετα με την πρώτη η οποία «ακυρώνει» την περιστροφή αυτή.



Σχήμα 6.2: Παραδείγματα ελίκων με διάφορες διατάξεις πτερυγίων.

6.2 Γεωμετρία Πτερυγίου Έλικας

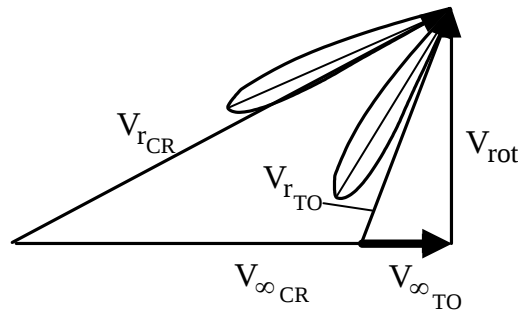
Σε αντίθεση με τη πτέρυγα, το πτερύγιο "βλέπει" ταχύτητα ροής (V_r) η οποία είναι υπέρθεση της ταχύτητας πτήσης του αεροσκάφους (V_∞) και της ταχύτητας περιστροφής της έλικας (V_{rot}) η οποία μεταβάλλεται γραμμικά με την απόσταση από τον άξονα. Η υπέρθεση αυτή των ταχυτήτων απεικονίζεται στο Σχήμα 6.3 όπου θεωρούμε μια τομή του πτερυγίου σε απόσταση r από τον άξονα.



Σχήμα 6.3: Ταχύτητες και γωνίες που ορίζουν την κατεύθυνση της ροής και τη γεωμετρία του πτερυγίου της έλικας.

Η γωνία μεταξύ της κατεύθυνσης της σχετικής ταχύτητας V_r και της V_{rot} ονομάζεται *γωνία έλικας* (ϕ). Η γωνία αυτή μεταβάλλεται προχωρώντας από τον άξονα έως το άκρο του πτερυγίου. Στην ρίζα η συνιστώσα V_{rot} είναι μικρή και επομένως η ταχύτητα V_r πλησιάζει τη V_∞ , το οποίο σημαίνει ότι η γωνία της έλικας (ϕ) πλησιάζει τις 90° . Η γωνία μεταξύ της χορδής της τομής του πτερυγίου και της V_r είναι η γωνία πρόσπτωσης (α). Τέλος, η *γωνία πτερυγίου* (θ) είναι η γωνία μεταξύ της χορδής και της συνιστώσας V_{rot} .

Η γωνία του πτερυγίου μπορεί να είναι σταθερή ("fixed-pitch propeller"), ή να μεταβάλλεται ανάλογα με τη φάση της πτήσης ("controllable-pitch propeller"). Κατά την απογείωση χρησιμοποιείται μικρή γωνία πτερυγίου ("fine pitch") ενώ κατά την πτήση η γωνία πτερυγίου είναι μεγαλύτερη ("coarse pitch"). Αυτό οφείλεται στη μεταβολή της V_∞ από τη φάση της απογείωσης σε αυτή της κανονικής πτήσης. Όπως απεικονίζει το Σχήμα 6.4 η ταχύτητα V_r περιστρέφεται λόγω της αύξησης της V_∞ .

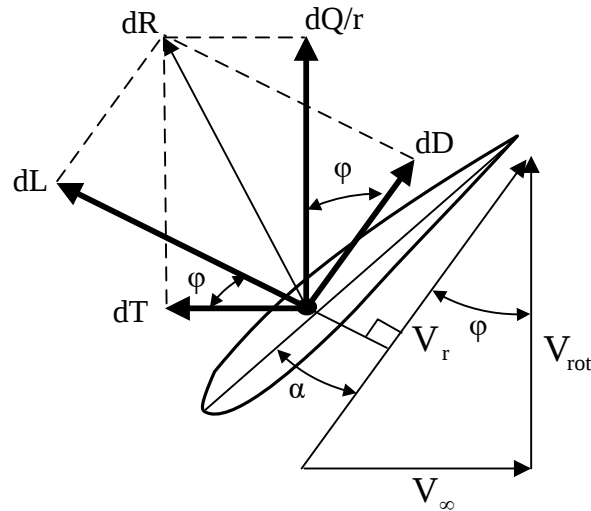


Σχήμα 6.4: Αύξηση της ταχύτητας της πτήσης V_∞ "περιστρέφει" το διάνυσμα της σχετικής ταχύτητας V_r (διάνυσμα $V_{r_{TO}}$ στην απογείωση, και διάνυσμα $V_{r_{CR}}$ στην κανονική πτήση).

Η έλικα λειτουργεί αποδοτικά (μεγάλη πρόωση με μικρή αντίσταση) όταν η γωνία πρόσπτωσης είναι μικρή. Κατά την κανονική πτήση πρέπει να περιστραφεί και το πτερύγιο ανάλογα με την περιστροφή της ταχύτητας V_r όπως δείχνει το Σχήμα 6.4. Επομένως, η γωνία πτερυγίου πρέπει να αυξηθεί στην κανονική πτήση.

6.3 Αεροδυναμικές Δυνάμεις σε Πτερύγιο Έλικας

Στα πτερύγια έλικας αναπτύσσονται δυνάμεις άντωσης και αντίστασης όπως και στην πτέρυγα. Η δύναμη πρόωσης (T) που παράγει η έλικα και η ροπή στρέψης (Q) που πρέπει να δώσει ο άξονας στην έλικα προκύπτουν από τις αεροδυναμικές δυνάμεις. Η ύπαρξη της ταχύτητας περιστροφής (V_{rot}) έχει σαν αποτέλεσμα να θεωρήσουμε εδώ την ταχύτητα $\vec{V}_r = \vec{V}_\infty + \vec{V}_{rot}$ στην ανάλυσή μας, και όχι την $\vec{V}_\infty$ όπως κάνουμε στην αεροδυναμική ανάλυση της πτέρυγας. Η $\vec{V}_r$ αλλάζει μέγεθος και κατεύθυνση κατά μήκος του εκπετάσματος του πτερυγίου λόγω της μεταβολής της $\vec{V}_{rot}$. Το Σχήμα 6.5 απεικονίζει τις δυνάμεις σε τομή πτερυγίου πάχους dr σε ακτίνα r από τον άξονα. Θεωρούμε το τμήμα αυτό σαν αεροτομή. Ολοκλήρωση των στοιχειωδών δυνάμεων άντωσης dL και αντίστασης dD κατά το εκπέτασμα δίνει τη συνολική αεροδυναμική δύναμη του πτερυγίου (R).



Σχήμα 6.5: Αεροδυναμικές δυνάμεις που ενεργούν σε τομή του πτερυγίου έλικας.

Η άντωση dL είναι κάθετη στην ταχύτητα V_r που "βλέπει" η τομή του πτερυγίου και η αντίσταση dD είναι παράλληλη σε αυτή. Οι εκφράσεις των dL και dD είναι οι ακόλουθες:

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 c dr C_\ell \quad (6.1)$$

και

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 c dr C_d, \quad (6.2)$$

όπου c είναι η χορδή στη θέση r του πτερυγίου.

Η συνολική αεροδυναμική δύναμη dR μπορεί επίσης να αναλυθεί στη δύναμη πρόωσης dT και δύναμη ροπής μεγέθους dQ/r όπως απεικονίζει το Σχήμα 6.5. Η ροπή dQ είναι η απαιτούμενη για την περιστροφή του τμήματος γύρω από τον άξονα. Από τη γεωμετρία έχουμε:

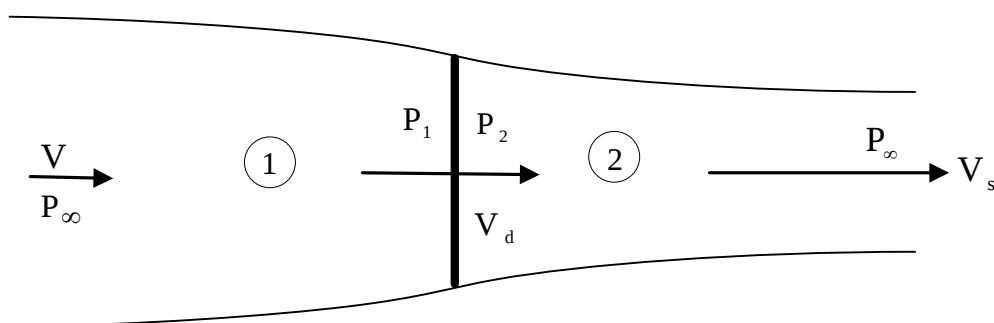
$$\boxed{dT = dL \cos \phi - dD \sin \phi} \quad (6.3)$$

και

$$\boxed{\frac{dQ}{r} = dL \sin \phi + dD \cos \phi.} \quad (6.4)$$

6.4 Υπολογισμός Ταχυτήτων και Απόδοσης Πτερυγίου – Δίσκος Ενέργειας

Στην παράγραφο αυτή θα παρουσιάσουμε ένα θεωρητικό μοντέλο που χρησιμοποιούμε για να υπολογίσουμε την ταχύτητα του αέρα στο περύγιο και την απόδοση του τελευταίου. Η έλικα θεωρείται ως δίσκος μηδενικού πάχους και επιφάνειας (S). Επίσης, αέρας περνά το δίσκο χωρίς αντίσταση και λαμβάνει ομοιόμορφα σε όλη την επιφάνεια του δίσκου ενέργεια υπό τη μορφή αύξησης της πίεσης. Σύμφωνα με το μοντέλο αυτό η ταχύτητα του αέρα είναι σταθερή σε όλη την επιφάνεια του δίσκου και θεωρούμε ότι όλη η ενέργεια που δίνεται στο δίσκο μεταφέρεται στον αέρα που περνάει από αυτόν. Η γεωμετρία της ροής με τις διάφορες ταχύτητες και πιέσεις απεικονίζεται στο Σχήμα 6.6.



Σχήμα 6.6: Θεωρία του δίσκου ενέργειας. Μοντελοποίηση της έλικας με "δίσκο" ο οποίος προσδίδει ενέργεια στον αέρα που τον διαπερνά.

Ο δίσκος δεν κινείται και οι εξωτερικές γραμμές είναι οι γραμμές ροής που χωρίζουν τον αέρα που περνά διαμέσου του δίσκου από τον υπόλοιπο αέρα. Όσο ο αέρας πλησιάζει το δίσκο η ταχύτητά του αυξάνει από V σε V_d και η πίεση μειώνεται από P_∞ σε P_1 . Ο δίσκος προκαλεί αύξηση της πίεσης σε P_2 αλλά η αρχή της διατήρησης της μάζας του αέρα που περνά μέσα από την επιφάνεια του δίσκου ορίζει ότι η ταχύτητα παραμένει σταθερή εκατέρωθεν του δίσκου και ίση με V_d . Πίσω από το δίσκο στο απόρρευμα ("slipstream") η πίεση του αέρα τελικά πέφτει στην αρχική της τιμή (P_∞) με αντίστοιχη επιτάχυνση της ροής. Η ταχύτητα στην έξοδο του χωρίου που εξετάζουμε είναι η V_s . Εφαρμόζουμε τώρα τις αρχές διατήρησης της μάζας και ορμής προκειμένου να υπολογίσουμε την ταχύτητα στο δίσκο V_d . Η ροή της μάζας του αέρα διαμέσου του δίσκου είναι:

$$\dot{m} = \rho S V_d . \quad (6.5)$$

Η αύξηση της ορμής που προκαλεί ο δίσκος ενέργειας είναι ίση με τη δύναμη πρόωσης (T):

$$T = \rho S V_d (V_s - V) . \quad (6.6)$$

Η δύναμη πρόωσης ισορροπείται από τη δύναμη που εξασκείται στο δίσκο από τη διαφορά πίεσης:

$$T = (P_2 - P_1) \cdot S . \quad (6.7)$$

Μπορούμε επίσης να συνδέσουμε τις πιέσεις μέσω της εξίσωσης του Bernoulli ασυμπίεστης ροής την οποία εφαρμόζουμε δύο φορές εκατέρωθεν του δίσκου. Επισημαίνουμε ότι η εξίσωση του Bernoulli δεν μπορεί να εφαρμοστεί δια μέσου του δίσκου (μεταξύ των πιέσεων P_1 και P_2) λόγω του έργου που αποδίδει ο δίσκος ενέργειας στον αέρα. Έχουμε λοιπόν:

$$P_\infty + \frac{1}{2} \rho V^2 = P_1 + \frac{1}{2} \rho V_d^2 , \quad (6.8)$$

$$P_\infty + \frac{1}{2} \rho V_s^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho V_d^2 . \quad (6.9)$$

συνδυάζοντας τις δυο εξισώσεις (6.8) και (6.9) παίρνουμε:

$$P_2 - P_1 = \frac{1}{2} \rho (V_s^2 - V^2) . \quad (6.10)$$

Αντικαθιστώντας την (6.10) στις (6.7) και (6.6), έχουμε:

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} \rho (V_s^2 - V^2) \cdot S &= \rho S V_d (V_s - V) \Rightarrow \\ V_d &= \frac{1}{2} (V_s + V) . \end{aligned} \quad (6.11)$$

Παρατηρούμε ότι η ταχύτητα του αέρα όταν περνά το δίσκο είναι ο μέσος όρος της αρχικής ταχύτητας του αέρα μακριά από το δίσκο και της ταχύτητας (V_s) του πλήρως ανεπτυγμένου απορρεύματος ("slipstream") της έλικας.

Συνδυάζοντας τις σχέσεις (6.6) και (6.11), προκύπτει η εξής έκφραση της πρόωσης:

$$T = \frac{1}{2} \rho S (V_s^2 - V^2) . \quad (6.12)$$

Ο ιδεατός βαθμός απόδοσης του δίσκου σαν σύστημα παραγωγής έργου ορίζεται ως εξής:

$$\eta_i \equiv \frac{\text{χρήσιμη ισχύς που αποδίδει ο δίσκος}}{\text{ρυθμός αύξησης της ενέργειας του αέρα}} .$$

Η ισχύς πρόωσης του δίσκου είναι $T \cdot V$, θεωρώντας ότι ο δίσκος κινείται με ταχύτητα V προς τα αριστερά σε ακίνητο αέρα.

Ο ρυθμός αύξησης της ενέργειας της μάζας του αέρα που περνά το δίσκο είναι:

$$\text{Ρυθμός Αύξησης Ενέργειας} = \frac{1}{2} \dot{m} (V_s^2 - V^2) = \frac{1}{2} \rho S V_d (V_s^2 - V^2).$$

Επομένως, ο ιδεατός βαθμός απόδοσης του δίσκου σαν προωθητικό σύστημα είναι:

$$n_i = \frac{T V}{\frac{1}{2} \rho S V_d (V_s^2 - V^2)}. \quad (6.13)$$

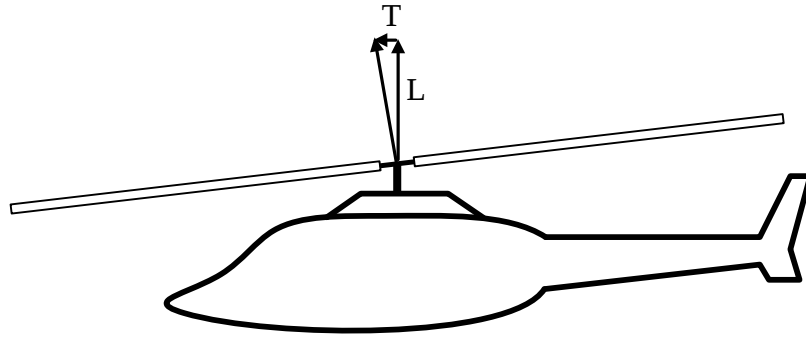
Αντικαθιστώντας την έκφραση της προωστικής δύναμης (6.6) στην ανωτέρω σχέση (6.13) παίρνουμε:

$$\begin{aligned} n_i &= \frac{\dot{m} (V_s - V)}{\frac{1}{2} \dot{m} (V_s^2 - V^2)} V \Rightarrow \\ n_i &= \frac{(V_s - V) V}{\frac{1}{2} (V_s - V) (V_s + V)} \Rightarrow \\ &\boxed{n_i = \frac{2}{1 + V_s / V}}. \end{aligned} \quad (6.14)$$

Η σχέση (6.14) δείχνει ότι για δεδομένη ταχύτητα πτήσης (V) του αεροσκάφους ο βαθμός απόδοσης μειώνεται με την αύξηση της ταχύτητας του απορρεύματος (V_s). Όμως, για την επίτευξη μεγάλης δύναμης πρόωσης T χρειάζεται υψηλή τιμή της V_s όπως δείχνει η σχέση (6.12). Η λύση για μεγάλη ισχύ πρόωσης με υψηλή απόδοση είναι να έχουμε μεγάλη μάζα του αέρα να περνά από την έλικα, δηλαδή μεγάλη επιφάνεια δίσκου, με μικρή αύξηση της ταχύτητας της ροής ($V_s / V \approx 1$). Η αντίθετη περίπτωση της μικρής διαμέτρου του δίσκου απαιτεί υψηλή ταχύτητα V_s το οποίο συνεπάγεται χαμηλή απόδοση. Τέτοια περίπτωση είναι αυτή του αεριοστρόβιλου ο οποίος έχει αρκετά χαμηλότερη απόδοση από την έλικα. Το πρόβλημα όμως της έλικας είναι ότι για υψηλές ταχύτητες περιστροφής των πτερυγίων καθώς και μεγάλης μεταφορικής ταχύτητας V η συμπίεστικότητα της ροής ειδικά στα άκρα, προκαλεί σημαντική μείωση της απόδοσης λόγω αυξημένης αντίστασης (οπισθέλκουσας).

6.5 Στροφείο Ελικοπτέρου

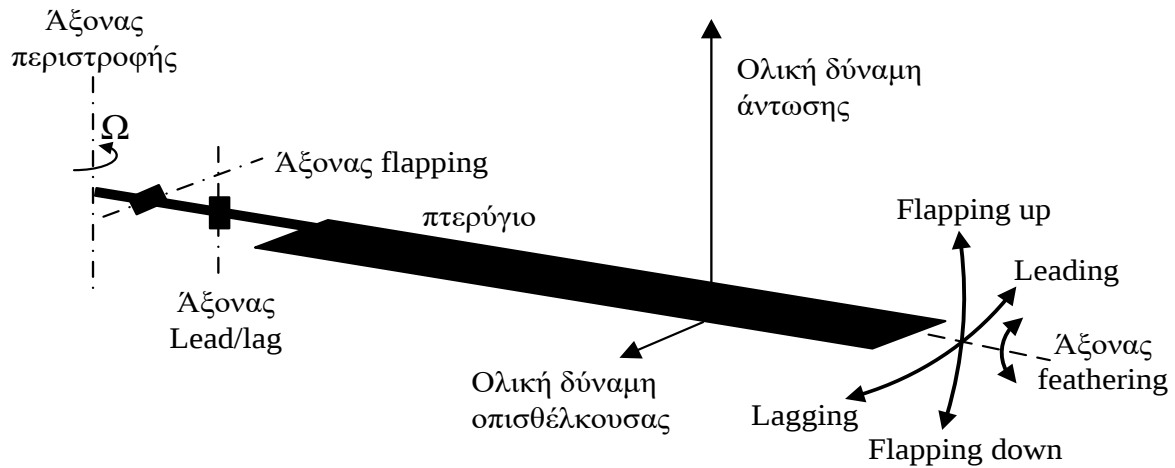
Το στροφείο ελικοπτέρου παράγει την άντωση καθώς και την ωστική δύναμη όπως απεικονίζει το Σχήμα 6.7. Η στροφή του άξονα του στροφείου προκαλεί στρέψη του διανύσματος της άντωσης L , το οποίο δημιουργεί τη συνιστώσα T .



Σχήμα 6.7: Το στροφείο του ελικοπτέρου με τη κλίση του ως προς τον ορίζοντα παράγει και την ωστική δύναμη T εκτός από την άντωση L .

Σε αντίθεση με τα πτερύγια της έλικας, τα πτερύγια του στροφείου έχουν μεγάλο εκπέτασμα. Ο συνήθης αριθμός τους είναι δύο ή τέσσερα. Η περιστροφή των πτερυγίων παράγει ροπή αντίστασης η οποία τείνει να περιστρέψει το ελικόπτερο στην αντίθετη φορά από ότι η περιστροφή των πτερυγίων.

Η μεγαλύτερη διαφορά μεταξύ του πτερυγίου στροφείου και έλικας είναι το γεγονός ότι το πτερύγιο του στροφείου εκτελεί και άλλες κινήσεις κατά τη διάρκεια της περιστροφής του. Η σημαντικότερη τέτοια κίνηση είναι η ταλάντωση του ως προς οριζόντιο άξονα ("flapping") όπως απεικονίζει το Σχήμα 6.8.

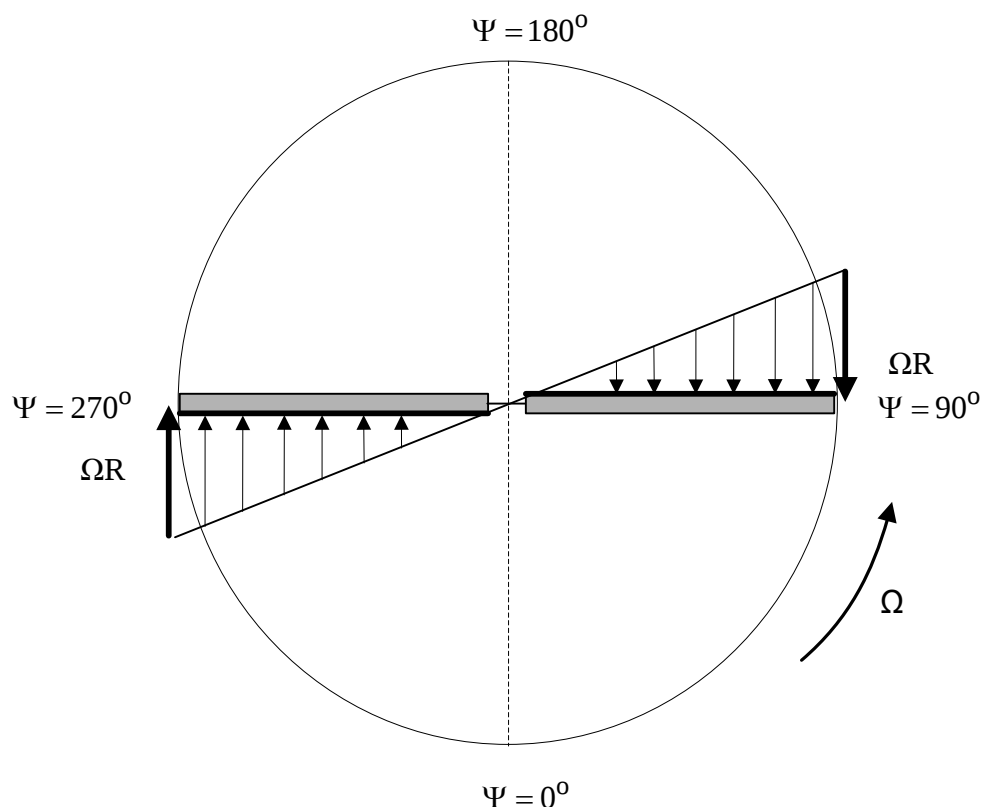


Σχήμα 6.8: Σχηματική αναπαράσταση των κινήσεων που εκτελεί το πτερύγιο στροφείου.

Επίσης οι δυνάμεις Coriolis που αναπτύσσονται κατά τη συνδυασμένη κίνηση περιστροφής και flapping προκαλούν κίνηση εμπρός-πίσω ως προς κατακόρυφο άξονα ("Lead-Lag"). Μια τρίτη κίνηση που επιτρέπεται είναι αυτή της μεταβολής της γωνίας του πτερυγίου περιστρέφοντάς το γύρω από άξονα κατά μήκος του εκπετάσματος ("feathering"). Αυτή η κίνηση μπορεί να γίνει ταυτόχρονα σε όλα τα πτερύγια του στροφείου ("collective pitch") το οποίο αλλάζει τη δύναμη ώσης του στροφείου ή σε ορισμένες γωνίες κατά τη διάρκεια της κύριας περιστροφής ("cyclic pitch") το οποίο αλλάζει τη κατεύθυνση της δύναμης πρόωσης για μανούβρες του ελικοπτέρου ("pitch roll").

6.5.1 Βασική Λειτουργία του Στροφείου Ελικοπτέρου

Κατά την *αιώρηση* του ελικοπτέρου οι ταχύτητες που "βλέπει" το στροφείο είναι συμμετρικές ως προς τον άξονα της περιστροφής και αυξάνουν γραμμικά από τον άξονα προς τα άκρα των πτερυγίων (Σχήμα 6.9). Η ταχύτητα στα άκρα (V_{tip}) είναι ίση με $\Omega \cdot R$, όπου Ω είναι η γωνιακή ταχύτητα περιστροφής και R είναι η ακτίνα του στροφείου.



Σχήμα 6.9: Ταχύτητες της ροής που "βλέπουν" τα πτερύγια στροφείου ελικοπτέρου κατά την αιώρηση.

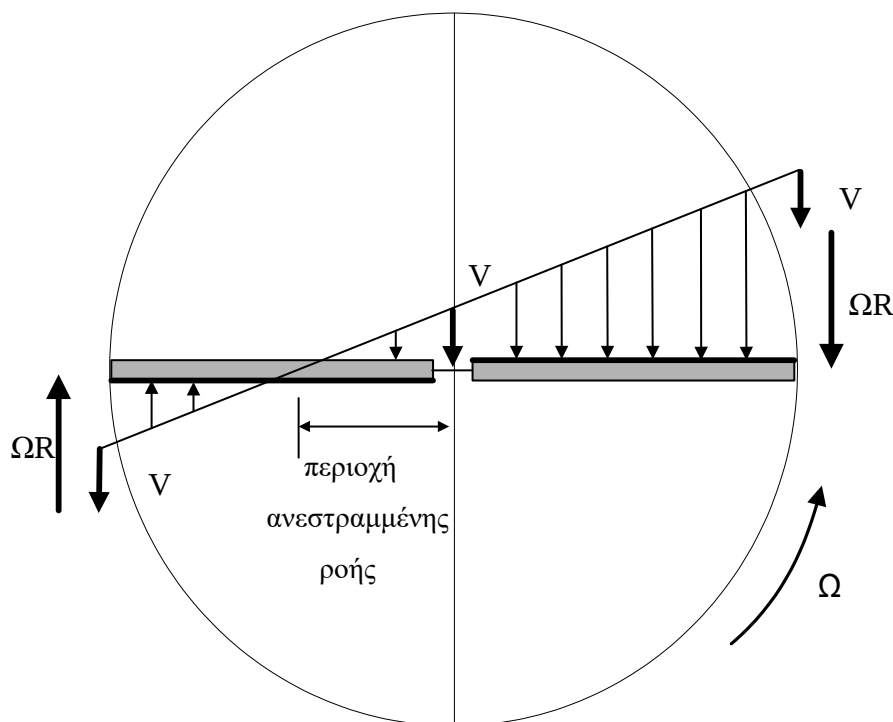
Κατά την πτήση του ελικοπτέρου η ταχύτητά του V προστίθεται στην ταχύτητα περιστροφής όπως δείχνει το Σχήμα 6.10. Δηλαδή, έχουμε για τη μεταβολή της V_{tip} κατά την περιστροφή:

$$V_{tip} = \Omega R + V \sin \Psi . \quad (6.15)$$

όπου Ψ είναι η γωνία της περιστροφής η οποία ορίζεται στο Σχήμα 6.9.

Η κατανομή της ταχύτητας κατά το εκπέτασμα του πτερυγίου εξακολουθεί να είναι γραμμική, αλλά δεν είναι συμμετρική ως προς τον άξονα. Το "υποχωρόν" πτερύγιο ($180^\circ < \Psi < 360^\circ$) "βλέπει" ακόμη και ανεστραμμένη ροή σε περιοχή κοντά στον άξονα όπως απεικονίζει το Σχήμα 6.10. Σε αντίθεση με την πτέρυγα όπου η κατανομή της άντωσης δεν παρουσιάζει πολύ έντονες μεταβολές, οι υψηλές ταχύτητες στα άκρα του πτερυγίου σε σχέση με την περιοχή κοντά στον άξονα προκαλούν μεγάλη ανομοιομορφία κατανομής της άντωσης κατά το εκπέτασμα. Κατά τη φάση της περιστροφής από $\Psi = 0^\circ$ έως $\Psi = 180^\circ$ (προώθηση πτερυγίου), η ταχύτητα πτήσης του ελικοπτέρου αυξάνει την ολική ταχύτητα της ροής που "βλέπουν" τα πτερύγια με αποτέλεσμα η συμπίεστικότητα να παίζει σημαντικό ρόλο (κυρίως αύξηση της αντίστασης). Κατά τη φάση κατά την οποία "υποχωρεί" το πτερύγιο ($180^\circ < \Psi <$

360°) η ταχύτητα V αφαιρείται από την $\Omega \cdot R$ ελαττώνοντας έτσι την ταχύτητα της ροής που "βλέπει" το πτερύγιο μειώνοντας έτσι σημαντικά την άντωση και δημιουργώντας ακόμα και πρόβλημα απώλειας στήριξης. Αυτό καθορίζει και τη μέγιστη δυνατή ταχύτητα πτήσης του ελικοπτέρου σε περίπου 400 km/h .



Σχήμα 6.10: Ταχύτητες της ροής που "βλέπουν" τα πτερύγια στροφέιου ελικοπτέρου κατά την πτήση με μεταφορική ταχύτητα (V).

6.5.2 Θεωρία Δίσκου Ενέργειας για το Στροφέιο

Στην περίπτωση της αιώρησης ελικοπτέρου, η πρόωση είναι ίση με το βάρος του ελικοπτέρου (W). Επίσης, η ταχύτητα του αέρα V αρκετά πάνω από το στροφέιο είναι μηδέν. Εφαρμόζοντας την προηγούμενη ανάλυση του δίσκου ενέργειας (σχέση (6.6)) έχουμε:

$$W = \rho S V_d (V_s - V) = \rho S V_d V_s$$

και

$$V_d = \frac{1}{2} (V_s + V) = \frac{1}{2} V_s.$$

Επομένως,

$$W = 2 \rho S V_d^2$$

και η ταχύτητα V_d είναι

$$V_d = \sqrt{\frac{W}{2\rho S}}. \quad (6.16)$$

Η ισχύς του στροφείου υπολογίζεται βάσει της (6.13):

$$P = n_i \frac{1}{2} \rho S V_d (V_s^2 - V^2) = n_i \frac{1}{2} \rho S V_d V_s^2 \Rightarrow$$

$$P = n_i 2 \rho S V_d^3.$$

Αντικαθιστώντας την έκφραση (6.16) της V_d , έχουμε:

$$P = n_i 2 \rho S \left(\frac{W}{2 \rho S} \right)^{3/2} \Rightarrow$$

$$\boxed{P = n_i \sqrt{\frac{W^3}{2\rho S}}} \quad (6.17)$$

Η περίπτωση της κάθετης ανόδου του ελικοπτέρου αναλύεται όπως προηγουμένως, με τη δύναμη πρόωσης να είναι ίση περίπου με το βάρος του οχήματος. Η ταχύτητα V είναι ίση με το ρυθμό ανόδου του ελικοπτέρου dh/dt .

Στη φάση της καθόδου ο αέρας «έρχεται» στο στροφέιο από κάτω και η ορμή του μειώνεται περνώντας από το δίσκο ενέργειας.

Βιβλιογραφία

1. J. D. Anderson, "*Fundamentals of Aerodynamics*", Mc Graw Hill, New York, 2001.
2. R. S. Shevell, "*Fundamentals of Flight*", 2nd Edition, Pearson, Stanford, 1989.