



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΕΛΟΠΟΝΝΗΣΟΥ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΚΑΤΑΣΚΕΥΑΣΤΙΚΟΣ

ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΜΟΝΑΔΑ ΙΣΧΥΟΣ ΚΑΙ ΣΥΣΤΗΜΑ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ
ΕΛΙΚΟΠΤΕΡΟΥ

Αγγέλης Ιωάννης

A.M:6598

Νούλας Γεώργιος

A.M:6593

Καθηγητής κ. Πολυζάκης Απόστολος

Πάτρα, Φεβρουάριος/2020

Πνευματικά δικαιώματα

Πανεπιστήμιο Πελοποννήσου, Μηχανολόγων Μηχανικών
Copyright © Όνομα Αγγέλης Ιωάννης, 2020
Copyright © Όνομα Νούλας Γεώργιος, 2020
Με την επιφύλαξη παντός δικαιώματος. All rights reserved.

Η έγκριση της πτυχιακής εργασίας δεν υποδηλοί την αποδοχή των γνώμων των συγγραφέων. Κατά τη συγγραφή τηρήθηκαν οι αρχές της ακαδημαϊκής δεοντολογίας.

ΜΟΝΑΔΑ ΙΣΧΥΟΣ ΚΑΙ ΣΥΣΤΗΜΑ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ

ΕΛΙΚΟΠΤΕΡΟΥ

Αγγέλης Ιωάννης

Νούλας Γεώργιος

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Σκοπός της παρούσας εργασίας είναι η παρουσίαση του κινητήρα turboshaft και η μελέτη του συστήματος μετάδοσης και τρόπου λειτουργίας ενός ελικοπτερου. Στο πρώτο μέρος παρουσιάζονται γενικές πληροφορίες για το ελικόπτερο και την χρησιμότητά του στην ανθρώπινη καθημερινότητα, καθώς επίσης γίνεται αναφορά στον κινητήρα του ελικοπτερου. Στο δεύτερο μέρος γίνεται ανάλυση στο σύστημα μετάδοσης των ελικοπτέρων. Ιδιαίτερα ανάλυση γίνεται στο Chinook, Sikorsky Agean Hawk, Kamov ka-50 και Osprey V-22. Γίνεται εκτενής αναφορά στα χαρακτηριστικά, στον τρόπο λειτουργίας, όπως επίσης στο κιβώτιο ταχυτήτων και τα στροφεία. Στο τρίτο μέρος παρουσιάζεται το design point, του οποίου ο κώδικας καταχωρήθηκε στο πρόγραμμα Matlab. Αυτό έγινε για να διαπιστώσουμε και να παρατηρήσουμε τις διάφορες τιμές που προσθέτουμε μέσα από το διάγραμμα και την συμπεριφορά του κινητήρα.

POWER UNIT AND HELICOPTER TRANSMISSION SYSTEM

Angelis Ioannis

Noulas Georgios

ABSTRACT

The purpose of this paper is to present the turboshaft engine and to study the transmission system and mode of operation of a helicopter. The first part presents general information about the helicopter and its usefulness in human daily life, as well as reference to the helicopter's engine. The second part analyzes the helicopter's transmission system. Particular analysis has been done on Chinook, Sikorsky Agean Hawk, Kamov ka-50 and Osprey V-22. Extensive reference has been made to the features, the operating mode, as well as to the gearbox and rotors. The third part presents the design point, whose code was entered in the Matlab program. This was done to observe and understand the various values we add through the diagram and the behavior of the engine.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

ΠΕΡΙΛΗΨΗ	5
ABSTRACT	6
ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ.....	10
1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	11
1.1 ΕΛΙΚΟΠΤΕΡΟ.....	11
1.2 ΕΙΔΗ	12
1.3 ΧΡΗΣΙΜΟΤΗΤΑ	14
1.4 ΙΣΤΟΡΙΚΗ ΑΝΑΔΡΟΜΗ	18
1.5 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ.....	24
1.6 ΘΕΩΡΗΤΙΚΟΣ ΚΥΚΛΟΣ BRAYTON,ΔΙΠΛΟΥ ΑΞΟΝΑ (2-SHAFT)	2727
2. ΣΥΣΤΗΜΑ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ.....	33
2.1 CHINOOK	33
2.1.1 ΙΣΤΟΡΙΚΑ	33
2.1.2 ΤΕΧΝΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ	36
2.1.3 ΑΡΧΕΣ ΠΤΗΣΗΣ	37
2.1.4 ΑΡΘΡΩΣΕΙΣ.....	3839
2.1.5 ΕΛΕΓΧΟΣ ΠΡΟΩΣΗΣ.....	40
2.1.6 ΕΛΕΓΧΟΣ ΥΨΟΥΣ	41
2.1.7 ΣΥΣΤΗΜΑ ΚΙΝΗΤΗΡΑ.....	42
2.1.8 ΚΙΒΩΤΙΟ ΤΑΧΥΤΗΤΩΝ	44
2.2 V-22 OSPREY.....	46
2.2.1 ΙΣΤΟΡΙΚΑ	46
2.2.2 ΤΕΧΝΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ.....	49
2.2.3 ΤΡΟΠΟΣ ΠΤΗΣΗΣ.....	51
2.2.4 ΠΡΟΩΣΗ	53
2.2.5 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ.....	55
2.2.6 ΣΥΣΤΗΜΑ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ ΚΙΝΗΣΗΣ.....	56
2.3 SIKORSKY AEGEAN HAWK.....	59
2.3.1 ΙΣΤΟΡΙΚΑ	59
2.3.2 ΤΕΧΝΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ	60
2.3.3 ΣΥΣΤΗΜΑ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ ΚΙΝΗΣΗΣ.....	61
2.3.4 ΡΟΤΟΡΑΣ ΚΑΙ ΠΤΗΣΕΙΣ ΕΛΕΓΧΟΥ	62
2.3.5 ΗΛΕΚΤΡΙΚΕΣ ΕΓΚΑΤΑΣΤΑΣΕΙΣ	63

2.3.6 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ.....	64
2.4 ΚΑΜΟΝ ΚΑ-50.....	65
2.4.1 ΙΣΤΟΡΙΚΑ.....	65
2.4.2 ΤΕΧΝΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ.....	66
2.4.3 ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ.....	69
2.4.4 ΔΟΜΗ.....	70
2.4.5 ΤΡΟΧΟΙ ΠΡΟΣΓΕΙΩΣΗΣ.....	71
2.4.6 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ.....	72
2.4.7 ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ.....	73
3. ΚΩΔΙΚΑΣ.....	75
4. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ.....	82
5. ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ.....	83
6. ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ.....	85
ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΕΙΚΟΝΩΝ.....	90

ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ

Θα θέλαμε να ευχαριστήσουμε θερμά τον καθηγητή κ. Πολυζάκη Απόστολο για την εμπιστοσύνη που μας έδειξε, την υπομονή που έκανε κατά την διάρκεια υλοποίησης της πτυχιακής εργασίας ,για την πολύτιμη και άμεση καθοδήγησή που είχαμε για την επίλυση διάφορων θεμάτων.

Θα θέλαμε επίσης να απευθύνουμε τις ευχαριστίες μας στους γονείς μας, που ήταν πάντα δίπλα μας και με την στήριξή τους κατάφεραν να μας σπουδάσουν και φρόντισαν για την καλύτερη δυνατή μόρφωσή μας.

1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

1.1 ΕΛΙΚΟΠΤΕΡΟ

Ελικόπτερο είναι το αεροσκάφος που κάνει χρήση ενός ή περισσότερων στροφείων για να πετύχει την ανύψωσή του από το έδαφος και την διατήρησή του σε πτήση. Την λέξη ελικόπτερο την επινόησε ο Gustave de Pontond Amecourt το 1861, από τις ελληνικές λέξεις “έλιξ” και “περό”. Οι χαρακτηριστικές διαφορές του ελικοπτέρου με το αεροπλάνο είναι ότι τα πτερύγιά του είναι κινούμενα σε αντίθεση με το τελευταίο, με αποτέλεσμα η ανύψωσή του επιτυγχάνεται σε κάθετη κίνηση, ενώ στα αεροπλάνα σε οριζόντια. Επίσης, μπορεί και κινείται προς κάθε κατεύθυνση, αλλά και να αιωρείται ακίνητο, σε αντίθεση με το αεροπλάνο που κινείται μόνο μπρος τα εμπρός. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα την χρήση των ελικοπτέρων σε χώρους όπου η δυνατότητα ελιγμών είναι περιορισμένη, καθώς και σε περιοχές όπου δεν υπάρχουν αεροδρόμια.

1.2 ΕΙΔΗ

Τα ελικόπτερα ανάλογα με το πλήθος ροτόρων που διαθέτουν, διακρίνονται σε δύο μεγάλες κατηγορίες. Στην πρώτη κατηγορία έχουμε τα ελικόπτερα με ένα κύριο ρότορα, όπου το ουραίο στροφέιο είναι ένα μικρότερο στροφέιο που τοποθετείται κάθετα στο επίπεδο περιστροφής στο τέλος της ουράς του ελικοπτέρου. Ο σκοπός του ουραίου στροφείου είναι ότι επιτρέπει στο ελικόπτερο να αναπτύξει ώση προς την αντίθετη κατεύθυνση από αυτήν που τείνει να περιστραφεί, αντισταθμίζοντας την ροπή που δημιουργείται εξαιτίας του κύριου στροφείου του. Αυτό οφείλεται στην απόσταση του ουραίου στροφείου από το κέντρο βάρους του ελικοπτέρου.

Στην δεύτερη κατηγορία ανήκουν τα ελικόπτερα με δυο κύριους ρότορες. Αντιμετωπίζουν τις επιπτώσεις της ροπής που εμφανίζονται στο ελικόπτερο λόγω της περιστροφής του κύριου στροφείου ,το οποίο δεν στηρίζεται σε ουραίο στροφέιο και ότι τα δύο κύρια στροφεία περιστρέφονται αντίστροφα. Ένα σημαντικό πλεονέκτημα είναι ότι η ισχύς που πήγαινε στου ουραίο στροφέιο, να έχει ως αποτέλεσμα της πρόσθετης άντωσης και της αντιστάθμισης της ροπής. Παρακάτω παρουσιάζονται περιπτώσεις που χρησιμοποιούν δύο κύρια στροφεία.

1) Μια τέτοια περίπτωση είναι οι ρότορες τύπου Tandem που δυο οριζόντια κύρια στροφεία τοποθετούνται το ένα πίσω από το άλλο. Για να μπορέσει το ελικόπτερο να κινηθεί εμπρός, το πίσω στροφέιο αυξάνει το pitch υψώνοντας την ουρά, ενώ ταυτόχρονα το μπροστινό στροφέιο μειώνει το pitch βυθίζοντας την μύτη. Για να κινηθεί το ελικόπτερο προς τα πίσω συμβαίνει ακριβώς το αντίθετο. Τώρα όταν θέλει το ελικόπτερο να στρίψει αριστερά, το μπροστινό στροφέιο γέρνει αριστερά και το πίσω στροφέιο γέρνει δεξιά. Ενώ το αντίθετο συμβαίνει όταν το ελικόπτερο θέλει να στρίψει δεξιά. Παρατηρείται ότι όλη η ισχύς που παράγεται συμβάλλει στην ανύψωση και ότι ο χειρισμός του ελικοπτέρου είναι ευκολότερος κατά τις μεταβολές του κέντρου βάρους του ελικοπτέρου εμπρός και πίσω.

2) Έχουμε τα ομοαξονικά στροφεία τα οποία είναι ένα ζεύγος στροφείων που τοποθετούνται το ένα πάνω στο άλλο στον ίδιο άξονα τα οποία περιστρέφονται με αντίθετη φορά. Ένα από τα πλεονεκτήματα των ομοαξονικών στροφείων είναι η αύξηση της άντωσης που παράγουν τα πτερύγια του ενός στροφείου που κινούνται

προς τα εμπρός και εξισορροπούνται από την μειωμένη άντωση που παράγουν τα πτερύγια του δεύτερου στροφείου που κινείται προς τα πίσω, αυτό συμβαίνει κατά την πτήση προς τα εμπρός. Βέβαια, υπάρχει ένα σημαντικό μειονέκτημα των ομοαξονικών στροφείων το οποίο είναι ότι αυξάνεται η μηχανική πολυπλοκότητα του συστήματος μετάδοσης των στροφείων.

3) Ένα άλλο είδος με δύο κύρια στροφεία είναι με εγκάρσια στροφεία. Είναι αυτά που τα στροφεία τους τοποθετούνται στα άκρα των φτερών, δηλαδή αριστερά και δεξιά του ελικοπτέρου. Τα στροφεία σε μια τέτοια περίπτωση περιστρέφονται αντίστροφα και είναι μεταβλητής γωνίας. Τα πλεονεκτήματα αυτών των ελικοπτέρων είναι πολλά αφού τα στροφεία είναι μεταβλητής γωνίας και μετατρέπεται σε αεροπλάνο όταν κινείται ευθεία, με αποτέλεσμα να καταγράφονται μεγαλύτερες ταχύτητες πτήσης. Αυτός ο τύπος ελικοπτέρων έχει ως αποτέλεσμα να αποφύγει τα βασικά μειονεκτήματα αυτών, την μικρή ταχύτητα πτήσης και την μικρή εμβέλεια.

1.3 ΧΡΗΣΙΜΟΤΗΤΑ

Τα ελικόπτερα έχουν μπει για να τα καλά στην ζωή μας, έχουν γίνει αναγκαία σε κάποιες περιπτώσεις και μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε διάφορες καταστάσεις. Μια από αυτές είναι η μεταφορά επιβατών (εικόνα 1.1). Έχουν δημιουργηθεί ιδιωτικές εταιρίες οι οποίες αναλαμβάνουν την μεταφορά εργαζομένων και επιβατών, κυρίως σε απομακρυσμένες και δύσκολα προσβάσιμες περιοχές. Μερικές φορές, είναι προτιμότερο να μεταφερθούν με ελικόπτερο εργαζόμενοι σε τοποθεσίες που βρίσκονται εντός θαλάσσης ή σε απομακρυσμένες περιοχές, λόγω του μικρότερου κόστους και του χρόνου μεταφοράς. Επίσης, χρησιμοποιούνται για τουριστικούς λόγους για την μεταφορά των επιβατών σε ιδιαίτερες περιοχές που πρόσβασή τους είναι περιορισμένη. Τέλος, η χρήση των ιδιωτικών ελικοπτέρων γίνεται για την μεταφορά ισχυρών ανθρώπων.



Εικόνα 1.1. Airbus H-135.

Μια άλλη χρήση που μπορεί να έχει ένα ελικόπτερο είναι η μεταφορά μεγάλων φορτίων με χρήση συρματόσχοινων ή μιάντων όπως φαίνεται στην εικόνα 1.2. Τα ελικόπτερα που χρησιμοποιούνται στις περιπτώσεις αυτές ονομάζονται εναέριοι γερανοί και καλούνται να μεταφέρουν τα βαρέα φορτία σε οποιαδήποτε τοποθεσία.



Εικόνα 1.2. Μεταφορά ενός σκάφους.

Τα ελικόπτερα επίσης, χρησιμοποιούνται για εναέρια κατάσβεση πυρκαγιών (εικόνα 1.3) τόσο σε εύκολα όσο και σε δύσκολα προσβάσιμες περιοχές καθότι διαθέτουν δεξαμενές ή κάδους που μπορούν να αποθηκεύσουν μεγάλες ποσότητες νερού. Ο λόγος που χρησιμοποιούνται και σε εύκολα προσβάσιμες περιοχές είναι ότι μπορούν να αποδεσμεύσουν άμεσα την ποσότητα νερού που κουβαλάνε έχοντας ως αποτέλεσμα την γρηγορότερη και αποτελεσματικότερη κατάσβεση της πυρκαγιάς.



Εικόνα 1.3. Πυροσβεστικό Erickson S-64.

Τα ελικόπτερα μπορούν ακόμη να χρησιμοποιηθούν ως μέσω διάσωσης, για την περισυλλογή και την άμεση μεταφορά των τραυματιών στο κοντινότερο νοσοκομείο. Εκτός της Πυροσβεστικής, ένα άλλο σώμα ασφαλείας που έχει στην διάθεσή του ένα ελικόπτερο είναι η Αστυνομία (εικόνα 1.4). Κυρίως χρησιμοποιείται για εναέριο συντονισμό και παρακολούθηση, αφού διαθέτει κάμερες υπέρυθρης απεικόνισης και προβολείς που βοηθούν σε μια επιχείρηση.



Εικόνα 1.4. Ελικόπτερο της Ελληνικής Αστυνομίας BO-105.

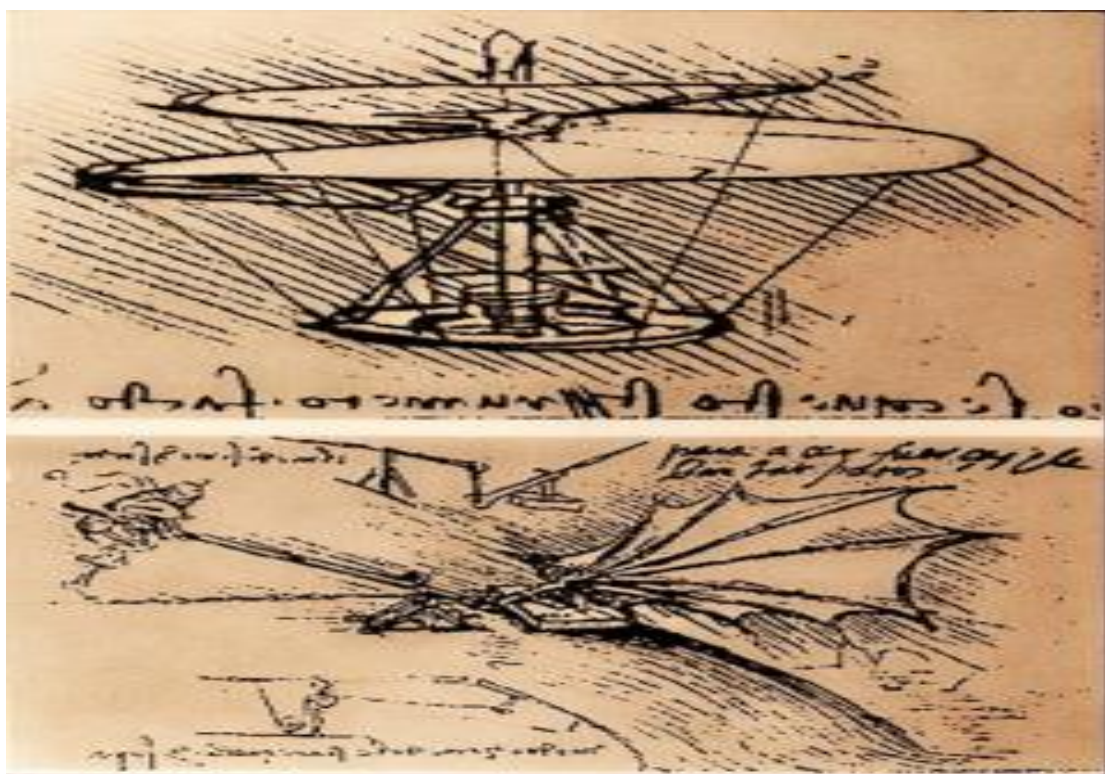
Τέλος, τα ελικόπτερα χρησιμοποιούνται και από τις στρατιωτικές δυνάμεις (εικόνα 1.5), τα οποία μπορούν να χαρακτηριστούν ως επιθετικά, αφού είναι πλήρως εξοπλισμένα και κατασκευασμένα για επιθέσεις κατά αρμάτων μάχης.



Εικόνα 1.5. Στρατιωτικό ελικόπτερο Apache AH-64D.

1.4 ΙΣΤΟΡΙΚΗ ΑΝΑΔΡΟΜΗ

Η ιδέα και η πρώτη κατασκευή κάθετης απογείωσής δημιουργήθηκε από τους Κινέζους περίπου το 400 π.χ. Ήταν ένα παιδικό παιχνίδι από μπαμπού που έμοιαζε με τον ρότορα των ελικοπτέρων, όπου περιστρεφόταν με ένα σχοινί. Το 1453, έγινε ο σχεδιασμός του πρώτου έλικα από τον Λεονάρντο Ντα Βίτσι που θα ήταν δυνατό να ανυψώσει ένα σκάφος με την με την βοήθεια του ανθρώπου (εικόνα 1.6). Ο σχεδιασμός όμως, είχε ένα λάθος, καθώς δεν διέθετε μηχανισμό που να εμποδίζει το σκάφος να περιστρέφεται αντίθετα από τον έλικα.

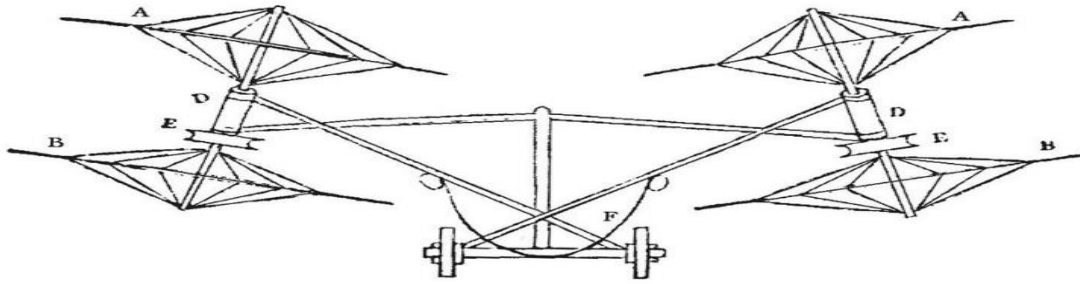


Εικόνα 1.6. Σχέδιο Λεονάρντο Ντα Βίτσι.

Όμως οι ιδέες του και οι σημειώσεις του βοήθησαν πολύ αργότερα το 1790 τον Sir George Cayley, όπου κατάφερε να φτιάξει τα δικά του μοντέλα (εικόνα 1.7). Η πρώτη επιστημονική απόπειρα πτήσης ήταν ένα μοντέλο που δημιούργησε το 1810, μια κατασκευή με ξύλινο σκελετό που δεν άντεξε όμως σε πραγματική πτήση λόγω του βάρους του και δεν μπόρεσε να κρατηθεί στον αέρα.

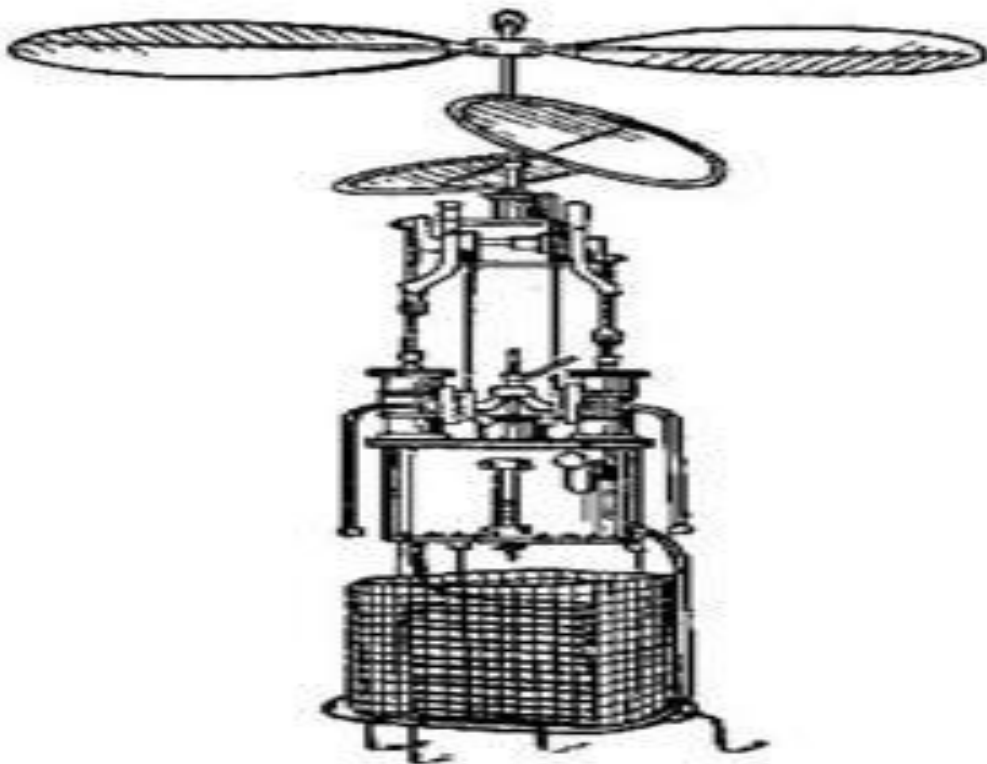
SIR GEORGE CAYLEY'S AERIAL CARRIAGE.

Fig. 1



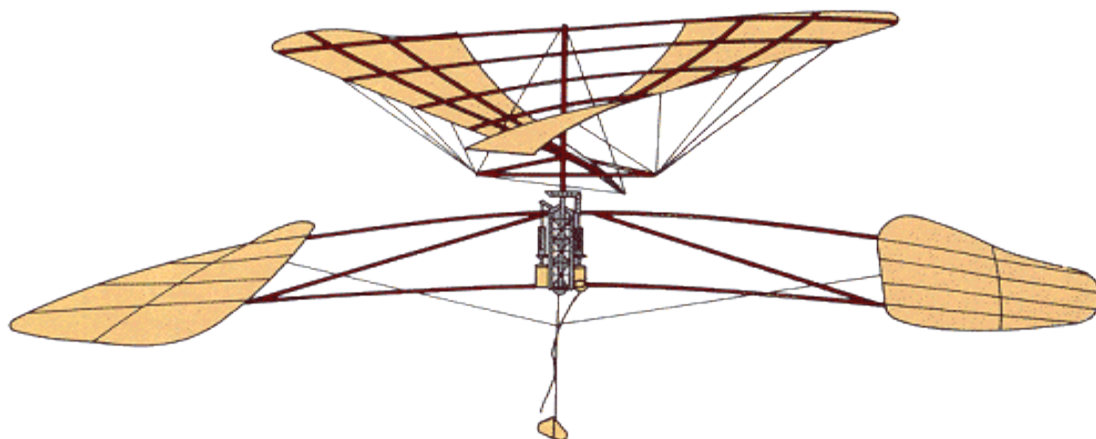
Εικόνα 1.7. Κατασκευή Sir George Cayley.

Η πρώτη μηχανή με καύσιμο δημιουργήθηκε το 1860 από τον Γάλλο Ponton Amecount χρησιμοποιώντας έναν βραστήρα που απελευθέρωνε τον ατμό και πάνω υπήρχε ένα μεταλλικό κομμάτι που συνδεόταν με έναν διπλό έλικα όπως φαίνεται στην εικόνα 1.8. Ήταν και αυτός που έδωσε την ονομασία helicopters, από την ελληνική λέξη ελικοειδής.



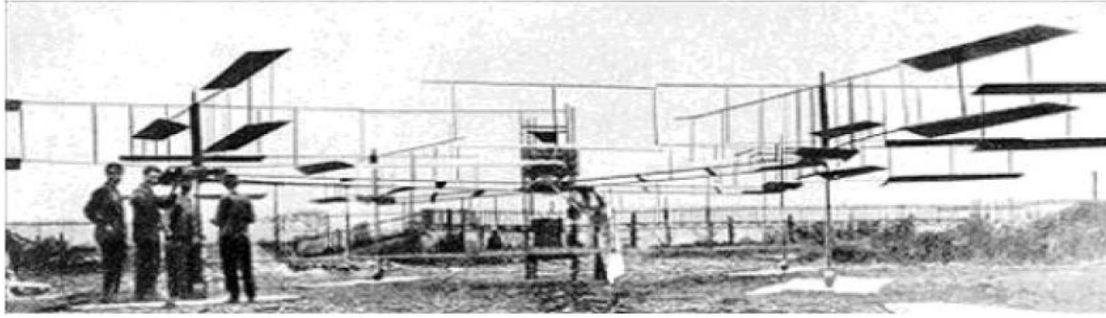
Εικόνα 1.8. Η πρώτη μηχανή με καύσιμο του Ponton Amecount.

Η ιδέα και η δημιουργία μιας ουράς ήταν απαραίτητη για την ισορροπία και την καλύτερη σταθερότητα στην πτήση, την οποία σχεδίασε ο Γερμανός Wilhelm von Achhenbach το 1874. Ο Enrico Forlanini το 1878, δημιούργησε την πρώτη πτητική μηχανή που μπορούσε να πετάξει για 20 δευτερόλεπτα περίπου στα 40 πόδια ύψος (εικόνα 1.9).



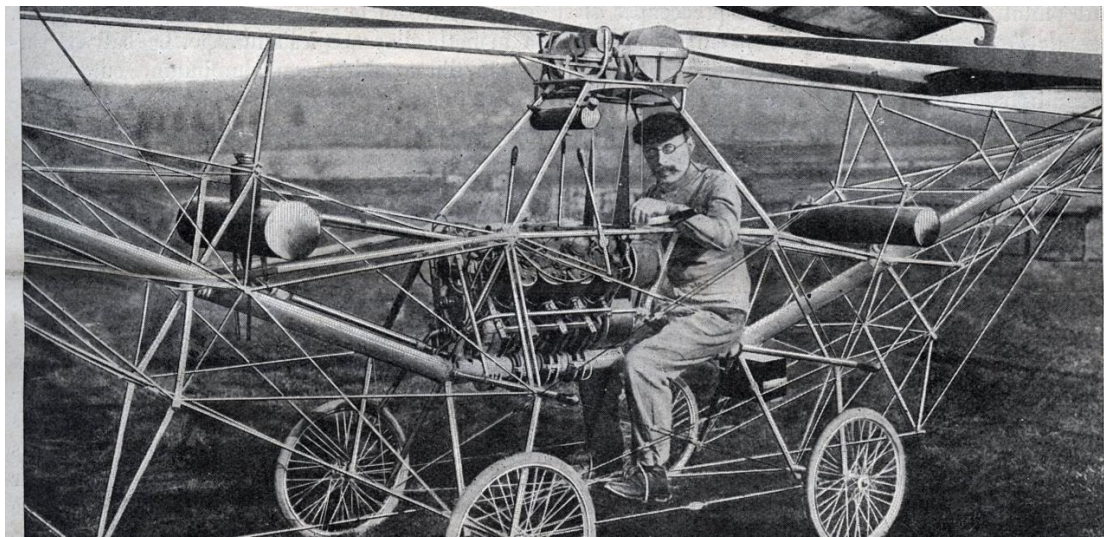
Εικόνα 1.9. Η πρώτη ιπτάμενη μηχανή του Enrico Forlanini.

Το 1900 οι Igor Ivanovitch Sikorsky και Boris Yurev, κατάφεραν να κατασκευάσουν μηχανές, οι οποίες θύμιζαν την σημερινή μορφή των ελικοπτέρων. Η κατασκευή αυτή ήταν ένα κλουβί που δεν είχε όμως την δυνατότητα να πετάξει ποτέ εξαιτίας των προβλημάτων που είχαν με την σταθερότητα και την μη δυνατότητα της μηχανής να το σηκώσουν ψηλά. Η κατασκευή αυτή ήταν σχεδιασμένη χωρίς πιλότο. Ένας Γάλλος φυσικός, ο Charles Richet, με την βοήθεια των αδερφών Breguet το 1906, κατάφεραν να δημιουργήσουν μια κατασκευή η οποία θα μπορούσε να μεταφέρει έναν πιλότο. Το μέγεθος του ελικοπτέρου ήταν πολύ μεγάλο, αντίθετα ο σκελετός πολύ λεπτός, έχοντας δύο έλικες σε κάθε πλευρά και τον πιλότο στην μέση της κατασκευής όπως φαίνεται στην εικόνα 1.10.



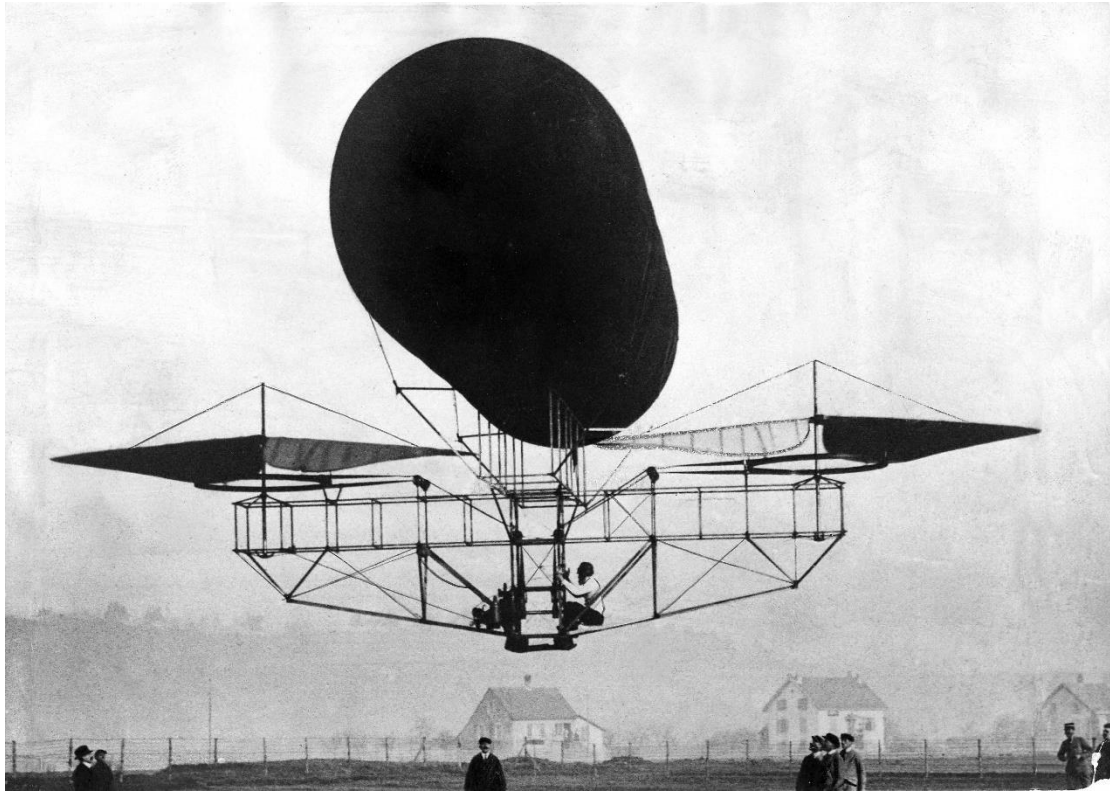
Εικόνα 1.10. Η πρώτη κατασκευή με πιλότο.

Το 1907 έχουμε την πρώτη κάθετη πτήση από τους αδερφούς Whrite, με την βοήθεια του Γαλλικού ποδηλάτου Paul Cornu (εικόνα 1.11). Χρησιμοποιήθηκε μια μηχανή με βενζίνη και ένα στροφείο σε κάθε πλευρά του.



Εικόνα 1.11. Η πρώτη κάθετη πτήση με ποδήλατο.

Την επόμενη δεκαπενταετία περίπου εμφανίστηκαν πολλές κατασκευές ελικοπτέρων που όμως αντιμετώπιζαν πολλά προβλήματα και οι προσπάθειες αυτές εγκαταλείφθηκαν. Φτάνουμε στο 1920 όπου ο Etienne Oemichen κατασκεύασε μια μηχανή χρησιμοποιώντας οχτώ στροφεία προσπαθώντας να επιτύχει σταθερότητα και καλύτερο έλεγχο (εικόνα 1.12). Η μηχανή αυτή είχε ως δύναμη ένα μπαλόνι υδρογόνου για καλύτερη άνοση.



Εικόνα 1.12. Κατασκευή του Etienne Oemichen.

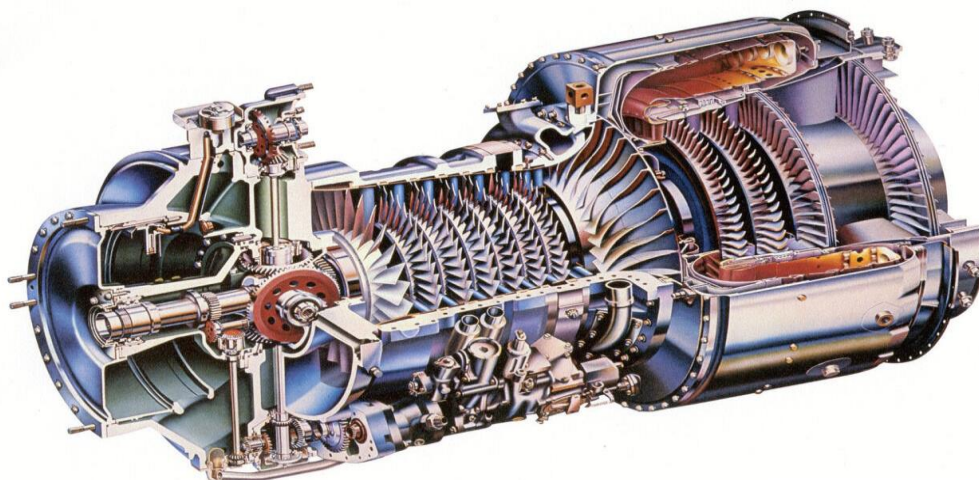
Το 1922, ο Ρώσος μηχανικός Georges de Bothezat κατάφερε να δημιουργήσει ένα από τα μεγαλύτερα ελικόπτερα του Αμερικάνικου στρατού. Η κατασκευή αυτή πέρασε στην ιστορία με την ονομασία Ιπτάμενο Χταπόδι που ναι μεν ήταν επιτυχής σε πτήσεις, αλλά αυτές καταγράφηκαν σε μικρή ταχύτητα και χαμηλό ύψος. Το ελικόπτερο FW-61, που φαίνεται στην εικόνα 1.13, ήταν ουσιαστικά το πρώτο ελικόπτερο που κατασκευάστηκε στον κόσμο.



Εικόνα 1.13. Το πρώτο ελικόπτερο FW-61.

Ο δημιουργός του ήταν ο Heinrich Focke που το 1934, ξεκίνησε αρχικά μελέτες που βοήθησαν να δημιουργηθούν τα C-19 και C-30 και κατάφερε να κατασκευάσει το FW-61. Η συνεχής χρήση του ελικοπτερου τέθηκε σε ισχύ από τον Ιγκόρ Σικόρσκι το 1939. Τέλος, η μαζική παραγωγή των ελικοπτέρων εμφανίστηκε μετά την λήξη του Β΄ παγκόσμιου πολέμου.

1.5 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ



Εικόνα 1.14. Τομή κινητήρα turboshaft.

Το ελικόπτερο είναι ένα αεροσκάφος που για την ανύψωσή του από το έδαφος και την διατήρησή του σε πτήση χρησιμοποιεί ένα ή περισσότερα οριζόντια στροφεία (ρότορες). Τα βασικά πλεονεκτήματα του ελικοπτέρου από το αεροπλάνο είναι:

- Το μέσο που παρέχει την άντωση είναι κινούμενο, δηλαδή τα πτερύγια του στροφείου, αντίθετα με το αεροπλάνο που έχει σταθερά πτερύγια.
- Για την ανύψωση και την πτήση του ελικοπτέρου δεν απαιτείται οριζόντια κίνηση, όπως τα περισσότερα αεροπλάνα.
- Μπορεί να κινείται σε κάθε κατεύθυνση ενώ το αεροπλάνο κινείται μόνο προς τα εμπρός.
- Έχει την δυνατότητα να αιωρείται (hover) ακίνητο σχεδόν, στον αέρα.

Οι παραπάνω διαφορές καθιστούν το ελικόπτερο ως απαραίτητο και αναντικατάστατο μέσο μεταφοράς σε περιορισμένους ειδικά χώρους, όπου είναι μικρή η δυνατότητα ελιγμών, ή ακόμα και περιοχές όπου δεν είναι εφικτή η κατασκευή αεροδρομίου και επίσης από ειδικά διαμορφωμένα καταστρώματα πλοίων.

Επομένως τα ελικόπτερα έχουν κάποιες απαιτήσεις όσο αναφορά την επιλογή του κινητήρα. Αυτές οι απαιτήσεις κατά σειρά προτεραιότητας είναι:

1. Να έχει μειωμένο όγκο και βάρος
2. Καλή ειδική κατανάλωση καυσίμου sfc σε συνθήκες μερικής φόρτωσης (part load) διότι οι περιπτώσεις ολικής φόρτωσης (full load) εμφανίζονται μόνο σε έκτακτη ανάγκη και για μικρό συνήθως χρονικό διάστημα.
3. Είναι μικρής σημασίας η μετωπική επιφάνεια του κινητήρα σε μεσαίες και μικρές ταχύτητες που το ελικόπτερο κινείται.

Τα ελικόπτερα σε σχέση με τα αεροσκάφη όπου έχουν σταθερά πτερύγια ιδίου βάρους, πρέπει να έχουν κινητήρα μεγαλύτερης πυκνότητας ισχύος. Οι κινητήρες turboshaft συνέβαλλαν ουσιαστικά στην αεριοπροώθηση των ελικοπτέρων και ανέδειξαν με την ανάπτυξη τους, τα συγκριτικά πλεονεκτήματά τους. Οι κινητήρες αυτοί παρέχουν πολύ μεγάλη ισχύ με μικρό βάρος και όγκο, όπως συμβαίνει και με τα βοηθητικά τους συστήματα. Οι turboshaft πρέπει να έχουν μικρό μήκος σχετικά (compact) διότι τοποθετούνται στην οροφή του σκάφους ώστε να μην εμποδίζεται η ορατότητα. Άρα οι κατασκευαστές τους εξοπλίζουν με τουλάχιστον ένα φυγοκεντρικό συμπιεστή. Αυτή η απαίτηση όμως για μεγάλη ισχύ συνεπάγεται με αυξημένους λόγους πιέσεων ($R_c=17$), που οδηγεί σε χρήση και αξονικού συμπιεστή σε σειρά με τον φυγοκεντρικό και υψηλές θερμοκρασίες εισόδου των καυσαερίων στον στρόβιλο ($T_{ET}=1500K$), το οποίο προϋποθέτει εξελιγμένο σύστημα ψύξης του στρόβιλου και πιο απαιτητικά υλικά κατασκευής που εκτοξεύουν το κόστος κατασκευής. Επιπλέον, στα περισσότερα ελικόπτερα πλέον τοποθετείται στην είσοδο του κινητήρα κάποια διάταξη σαν δίκτυο για να εμποδίζεται η εισροή διαφόρων σωμάτων από τους κινητήρες. Αυτό συμβαίνει διότι σε διάφορες αποστολές που επιτελούν τα ελικόπτερα βρίσκονται συνήθως σε χαμηλά ύψη, όπου πετούν διάφορα πουλιά η αιωρούνται πολλές φορές πάνω από το έδαφος σηκώνοντας σκόνες και σωματίδια με το κατώρευμά τους.

Για να μπορεί εύκολα να συντηρηθεί ο κινητήρας ενός ελικοπτέρου, διασπάται σε τέσσερα κομμάτια: Στο θερμό-ψυχρό μέρος, στον στρόβιλο ισχύος και στα παρελκόμενά του. Τα παρελκόμενα αποτελούνται από την υδραυλομηχανική μονάδα, τον μειωτήρα, δηλαδή το κιβώτιο που υποπολλαπλασιάζονται οι στροφές, η αντλία καυσίμων, το ψυκτικό υγρό, το φίλτρο λαδιού, τον αισθητήρα παράκαμψης του λιπαντικού, την μονάδα ελέγχου πιέσεως και υπερστροφής, τον αισθητήρα λαδιού και

καυσίμου και το σύστημα αξόνων. Στο ψυχρό μέρος βρίσκεται το προστατευτικό πλαίσιο του συμπιεστή που εμποδίζει τα διάφορα σκουπίδια ή σκόνες που ενδέχεται να προκαλέσουν την όποια ζημιά στον κινητήρα, το σύστημα του άξονα και οι παρακάτω μονάδες που αντικαθίστανται: η ηλεκτρονική μονάδα ελέγχου, το σύστημα απογαποίησης, τον καταγραφέα ιστορικού, το σύστημα εκκίνησης και όλο το σύνολο που αφορά τις καλωδιώσεις. Στο θερμό μέρος εντάσσεται ο θάλαμος καύσης, το σύστημα ψεκασμού και οι στρόβιλοι υψηλής πίεσης. Ο στρόβιλος στο τμήμα του περιλαμβάνει με την σειρά του τον στρόβιλο χαμηλής πίεσης, το σύστημα του άξονα που μεταδίδεται η κίνηση και την έξοδο των καυσαερίων.

Οι κινητήρες είναι κατά κύριο λόγο κατασκευασμένοι από ειδικό ατσάλι, (εκτός από τον άξονα του συμπιεστή που είναι κατασκευασμένος από τιτάνιο), που τον προστατεύει από τη διάβρωση. Το κέλυφος του μειωτήρα έχει κατασκευαστεί από μαγνήσιο και το τμήμα του συμπιεστή από την αεροεισαγωγή, έχει κατασκευαστεί από αλουμίνιο. Τα ελικόπτερα για λόγους ασφαλείας και επειδή τα περισσότερα δεν διαθέτουν εκτινασόμενα καθίσματα, στις περισσότερες των περιπτώσεων εξοπλίζονται με δύο κινητήρες. Εξάιρεση αποτελούν τα μικρά ελικόπτερα για τους προφανείς λόγους κόστους κτήσης. Στα ελικόπτερα που επιχειρούν πάνω από το υδάτινο στοιχείο επιλέγονται αναγκαστικά δύο κινητήρες καθώς επίσης διαθέτουν και κάποιους ειδικούς πλωτήρες όπου φουσκώνουν αυτόματα όταν έρχονται σε επαφή με υδάτινο κώλυμα, ώστε να μπορεί το πλήρωμα να εγκαταλείψει εγκαίρως πριν βυθιστεί. Άξιο αναφοράς επίσης είναι πως όταν το ελικόπτερο έρθει σε επαφή με το νερό, δηλαδή να προσθαλασσωθεί, λόγω του ότι οι κινητήρες και το κιβώτιο βρίσκονται στην οροφή, το ελικόπτερο αναποδογυρίζει. Για τον λόγο αυτό το πλήρωμα εκπαιδεύεται στην διαφυγή από την ανάποδη θέση. Η μεγάλη τεχνολογική εξέλιξη των turboshaft έχει οδηγήσει σε πιο αποδοτικούς και αξιόπιστους κινητήρες, πράγμα που δίνει την δυνατότητα στην κατασκευή διάφορων μεγεθών και τύπων.

1.6 ΘΕΩΡΗΤΙΚΟΣ ΚΥΚΛΟΣ BRAYTON, ΔΙΠΛΟΥ ΑΞΟΝΑ (2-SHAFT)

Η διαδικασία υπολογισμού του θεωρητικού κύκλου διπλού άξονα είναι παρόμοια με του μονού με την μόνη διαφορά που προκαλείται από την προσθήκη ενός επιπλέον στροβίλου (Power Turbine, PT).

Δεδομένα εισόδου(input file)

Τα δεδομένα της ατμόσφαιρας είναι:

Σε τυπική ατμόσφαιρα ISO έχω:

- περιβάλλουσα πίεση $P_a=101.3$ kPa,
- περιβάλλουσα θερμοκρασία: $T_a=288$ K.

Τα δεδομένα εργαζόμενου μέσου είναι:

- Το εργαζόμενο μέσο έως και την είσοδο του θαλάμου καύσης είναι αέρας με παροχή μάζας: \dot{m} (kg/s).
- Η ειδική θερμότητα c_p και η σταθερά γ , στην παρούσα ανάλυση, θα δοθούν σταθερές τιμές στο «θερμό» και «ψυχρό» μέρος του κινητήρα.

Επομένως έχουμε: $c_{pc}=1.005$ kJ/(kg/K) , $\gamma_c=1,4$ μέχρι την είσοδο του θαλάμου καύσης και $c_{ph}=1,150$ kJ/(kg/K) , $\gamma_h=1,333$ από την είσοδο του θαλάμου καύσης και πίσω.

Τα δεδομένα εισαγωγής είναι:

- Εφόσον θέλουμε να πάρουμε τα αποτελέσματα των χαρακτηριστικών του κινητήρα ανεξάρτητα από το μέγεθος ή τις διαστάσεις του, θα υποθέσουμε παροχή μάζας $\dot{m}=1$ (kg/s).
- Η ταχύτητα Mach του αέρα στην είσοδο θα είναι ίση με το μηδέν, $M_{IN}=0$, αφού ο κινητήρας είναι ακίνητος.
- Οι απώλειες της θερμοκρασίας και της πίεσης της εισαγωγής συμβολίζονται με DT_{INloss} % και DP_{INloss} % αντίστοιχα. Σε περίπτωση που τα τοιχώματα του κινητήρα θεωρηθούν ιδανικά και αδιαβατικά τότε οι απώλειες πίεσης και θερμοκρασίας θα είναι μηδέν. ($DP_{INloss} = DT_{INloss} = 0$)

Τα δεδομένα του συμπιεστή (compressor) είναι:

- Η τιμή του λόγου πίεσης (compressor pressure ratio), R_c , του συμπιεστή είναι μεταβλητή, με τα πιο συνήθη όρια να κυμαίνονται από 5-30.
- Η τιμή που ορίζουμε για τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης του συμπιεστή (Compressor isentropic efficiency), $\eta_{isC}=0.77-0.91$. Ο συντελεστής απόδοσης εξαρτάται από τον λόγο R_c και θα έχει τιμή μικρότερη από την τιμή που έχει στην διαμόρφωση του μονού άξονα, δηλαδή $\eta_{isCT}=0.89$, λόγω ότι θα λειτουργεί με μικρότερους σχετικά λόγους πίεσης. Κάτι ανάλογο συμβαίνει και με τον αντίστοιχο πολυτροπικό συντελεστή και θεωρείται ότι παίρνει τιμή $\eta_{polPT}=0.86$.
- Η ισχύς (ή το έργο) που καταναλώνει ο συμπιεστής (Compressor «work»), συμβολίζεται με CW (MW).

Τα δεδομένα διαχωριστή μάζας αέρα ψύξης (Premass) και τα δεδομένα μίκτη μάζας αέρα ψύξης (Mixer):

- Το ποσοστό της μάζας του αέρα (Cooling air percentage) που χρησιμοποιείται για την ψύξη των πρώτων βαθμίδων του στροβίλου και παρακάμπει το θάλαμο καύσης συμβολίζεται με Dm_c (%). Αυτό το ποσοστό εξαρτάται από την θερμοκρασία εισόδου στον στροβίλο TET. Η ψύξη όμως κρίνεται απαραίτητη όταν η θερμοκρασία εισόδου των καυσαερίων στον στροβίλο είναι $TET > 1300K$. Παράλληλα, η πτώση θερμοκρασίας $DT_{cooling}$ δίνεται με μία εμπειρική σχέση που είναι συνάρτηση της θερμοκρασίας εισόδου του στροβίλου (TET).

Τα δεδομένα του θαλάμου καύσης (Combustion Chamber) είναι:

- Ο συντελεστής απόδοσης καύσης (Combustion efficiency) ορίζεται ως $\eta_{CC}=0.985-0.995$ και οι απώλειες πίεσης μέσα στον θάλαμο καύσης (Combustor pressure loss) ορίζονται ως $DP_{CCloss}=3-5$ (%).
- Η θερμογόνο δύναμη του καυσίμου (Fuel Calorific Value), συμβολίζεται με FCV (MJ/kg), καθώς και η παροχή του καυσίμου \dot{m}_f (kg/s).
- Η θερμική ισχύς (ή έργο θερμότητας) που προσδίδεται στο εργαζόμενο μέσο από το καύσιμο (Heat Input), συμβολίζεται με HI (MW).

Τα δεδομένα του στροβίλου είναι:

- Μεταβάλλουμε την τιμή της θερμοκρασίας TET, με τα όρια να κυμαίνονται από 900-1500 (K). Το άνω όριο καθορίζεται από την θερμική αντοχή καθώς και τη μέθοδο ψύξης του στροβίλου. Το κάτω όριο καθορίζεται από τον λόγο πίεσης του συμπιεστή. Η τιμή του ισεντροπικού βαθμού απόδοσης του στροβίλου (Turbine isentropic efficiency) ορίζεται ως $\eta_{isT}=0,83-0,97$ και εξαρτάται από τον λόγο R_T και θα έχει τιμή μικρότερη από την τιμή που έχει στην διαμόρφωση του μονού άξονα, δηλαδή $\eta_{isCT}=0.88$, λόγω ότι θα λειτουργεί με μικρότερους σχετικά λόγους πίεσης.
- Η ισχύς (ή έργο) που παράγει ο στρόβιλος (Turbine «work»), συμβολίζεται με TW (MW).

Τα δεδομένα εξαγωγής (Exhaust) είναι:

- Οι απώλειες της θερμοκρασίας και της πίεσης της εξαγωγής του στροβίλου (Exhaust temperature and pressure losses) συμβολίζεται με $DT_{EXHloss}$ % και $DP_{EXHloss}$ % ,αντίστοιχα. Σε κάθε περίπτωση που τα τοιχώματα θεωρηθούν ιδανικά και αδιαβατικά, τότε οι απώλειες μηδενίζονται. Δηλαδή ισχύει: $DP_{EXHloss}=DT_{EXHloss}=0$.
- Η ταχύτητα Mach εξόδου του αέρα (Exit Mach Number), είναι $M_{ex}=0$, αφού ο κινητήρας είναι βιομηχανικού τύπου, πράγμα που δείχνει ότι τα καυσαέρια εξέρχονται με την μικρότερη δυνατή ταχύτητα, ώστε να έχουν αποδώσει το μεγαλύτερο δυνατό έργο στον στρόβιλο ισχύος. Επιδιώκεται να υπάρχει παρ'όλα αυτά, μια ελάχιστη διαφορά πίεσης μεταξύ αυτής της εξόδου της εξαγωγής του στροβίλου και αυτής του περιβάλλοντος $DP_{EXH}=2-3\%$ (περίπου δηλαδή $1.003P_a$ που αντιστοιχεί σε ταχύτητα εξόδου 80-100 km/s), ώστε να εξασφαλίζεται η απρόσκοπτη ροή των καυσαερίων.

Διευκρινίζεται ότι όλες οι μονάδες των μεγεθών είναι εκφρασμένες στο Διεθνές Σύστημα Μονάδων,SI εκτός αν αναφέρεται διαφορετικά.

Υπολογιστική διαδικασία(calculation procedure)

1-2 INTAKE

$$P_1 = P_a \cdot \left[1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \cdot M_{in}^2 \right]^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (6-1)$$

$$P_{02} = P_{01} \cdot \left(1 - \frac{DP_{INloss}}{100} \right) \quad (6-2)$$

$$T_1 = T_a \cdot \left[1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \cdot M_{in}^2 \right] \quad (6-3)$$

$$T_{02} = T_{01} \quad (6-4)$$

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_1 = \dot{m} \quad (6-5)$$

2-3 COMPRESSOR

$$P_{03} = P_{02} \cdot R_c \quad (6-6)$$

$$T_{03} = T_{02} \cdot \left[1 + \frac{R_c^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1}{\eta_{isc}} \right] \quad (6-7)$$

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_2 \quad (6-8)$$

$$CW = \dot{m}_2 \cdot c_{pc} \cdot (T_{03} - T_{02}) \cdot 10^{-6} \quad (\text{MW}) \quad (6-35)$$

3-4 PREMASS

$$P_{04} = P_{03} \quad (6-9)$$

$$T_{04} = T_{03} \quad (6-10)$$

5-6 MIXER

Κάνουμε την ακόλουθη απλουστευμένη υπόθεση:

$$\text{εάν } T_{05} < 1300 \text{ τότε } D_{mc} = 0 \text{ και } DT_{cooling} = 0, \quad (6-11)$$

ενώ αν $T_{05} \geq 1300$ τότε $D_{mc} = 0.025 \cdot T_{05} - 25$ και

$$DT_{cooling} = 0.333 \cdot T_{05} - 333.333 \quad (6-12)$$

3-4 PREMASS

$$\dot{m}_4 = \dot{m} \cdot \left(1 - \frac{D_{mc}}{100} \right) \quad (6-13)$$

4-5 COMBUSTION CHAMBER (BURNER)

$$P_{05} = P_{04} * \left[1 - \frac{\Delta P_{CCloss}}{100} \right] \quad (6-14)$$

$$T_{05} = TET \quad (6-15)$$

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_4 \cdot (c_{ph} \cdot T_{05} - c_{pc} \cdot T_{04})}{n_{CC} \cdot FCV \cdot 10^6} \quad (6-16)$$

$$\dot{m}_5 = \dot{m}_4 + \dot{m}_f \quad (6-17)$$

$$FAR_{45} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_4} \quad (6-18)$$

5-6 MIXER

$$P_{06} = P_{05} \quad (6-19)$$

$$T_{06} = T_{05} - DT_{cooling} \quad (6-20)$$

$$\dot{m}_6 = \dot{m} + \dot{m}_f \quad (6-21)$$

6-7 COMPRESSOR TURBINE

$$T_{07} = T_{06} - \frac{CW}{\dot{m}_6 \cdot 10^{-6} \cdot c_{ph}} \quad (6-36)$$

$$P_{07} = P_{06} * \left(1 - \frac{1 - \frac{T_{07}}{T_{06}}}{\eta_{isT}} \right)^{\frac{\gamma_h}{(\gamma_h - 1)}} \quad (6-37)$$

$$\dot{m}_7 = \dot{m}_6 \quad (6-26)$$

8-9 EXHAUST

$$P_{09} = P_\alpha * 1.003 \quad (6-38)$$

$$\dot{m}_9 = \dot{m}_6 \quad (6-39)$$

7-8 POWER TURBINE

$$P_{08} = \frac{P_{09} \cdot 100}{100 - DP_{EXHloss}} \quad (6-40)$$

$$T_{08} = T_{07} \cdot \left\{ 1 - \left[1 - \left(\frac{P_{08}}{P_{07}} \right)^{\frac{(\gamma_h - 1)}{\gamma_h}} \right] \cdot \eta_{isT} \right\} \quad (6-41)$$

$$\dot{m}_8 = \dot{m}_6 \quad (6-42)$$

$$PTW = \dot{m}_7 \cdot c_{ph} \cdot (T_{07} - T_{08}) \cdot 10^{-6} \quad (MW) \quad (6-43)$$

8-9 EXHAUST

$$T_{09} = T_{08} * (1 - \frac{DT_{EXHloss}}{100})$$

Σε αυτό το σημείο κάθε κελί του πίνακα είναι συμπληρωμένο. Οπότε προχωράμε στο στάδιο υπολογισμών που είναι η ανάλυση λειτουργίας:

PERFORMANCE

$$UW = PTW \quad (MW) \quad (6-45)$$

$$HI = \dot{m}_f * FCV \quad (MW) \quad (6-30)$$

$$SW = \frac{UW}{\dot{m}} \quad (MW*s/kg = MJ/kg) \quad (6-32)$$

$$\eta_{th} = \frac{UW}{HI} \quad (6-33)$$

$$sfc = 1 / (\eta_{th} * FCV) \quad [kg / (MW*s) = kg/MJ] \quad (6-34)$$

2. ΣΥΣΤΗΜΑ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ

2.1 CHINOOK

2.1.1 ΙΣΤΟΡΙΚΑ

Το Chinook (εικόνα 2.1 και 2.2) είναι ένα Αμερικάνικο ελικόπτερο με διπλό-ελικοειδή έλικα που αναπτύχθηκε από την αμερικανική εταιρεία Vertol και κατασκευάστηκε από την Boeing Vertol (γνωστή αργότερα ως Boeing Rotor craft Systems). Το Chinook είναι ένα από τα βαρύτερα ελικόπτερα. Το όνομά του, Chinook, προέρχεται από τους Αμερικανούς ανθρώπους του Chinook της σύγχρονης Ουάσινγκτον.

Το Chinook σχεδιάστηκε αρχικά από την Vertol, η οποία είχε αρχίσει να εργάζεται το 1957 σε ένα νέο ελικόπτερο με στροφέα, ονομαζόμενο Vertol Model 107 ή V-107. Περίπου την ίδια χρονική στιγμή, το αμερικανικό Υπουργείο Στρατού ανακοίνωσε την πρόθεσή του να αντικαταστήσει το Sikorsky CH-37 Mojave που διέθετε εμβολοφόρο κινητήρα με ένα νέο ελικόπτερο με αεριοστρόβιλο. Τον Ιούνιο του 1958, ο Στρατός των ΗΠΑ διέταξε έναν μικρό αριθμό V-107 από την Vertol, υπό την ονομασία YHC-1A.

Μετά από τις δοκιμές, θεωρήθηκε από ορισμένους αξιωματικούς του Στρατού ότι ήταν πολύ βαρύ για τις αποστολές επίθεσης και πολύ ελαφρύ για μεταφορικούς σκοπούς. Ενώ το YHC-1A θα βελτιωνόταν και θα υιοθετούνταν από το US Marine Corps ως CH-46 Sea Knight, ο στρατός ζήτησε ένα βαρύτερο ελικόπτερο μεταφοράς και διέταξε ένα διευρυμένο παράγωγο του V-107, το μοντέλο Vertol 114. Στις 21 Σεπτεμβρίου 1961, το rotor craft προ παραγωγής πραγματοποίησε την πρώτη του πτήση. Το 1962, το HC-1B επαναπροσδιορίστηκε το CH-47A με το σύστημα προσδιορισμού αεροσκαφών Tri-Service των Ηνωμένων Πολιτειών.

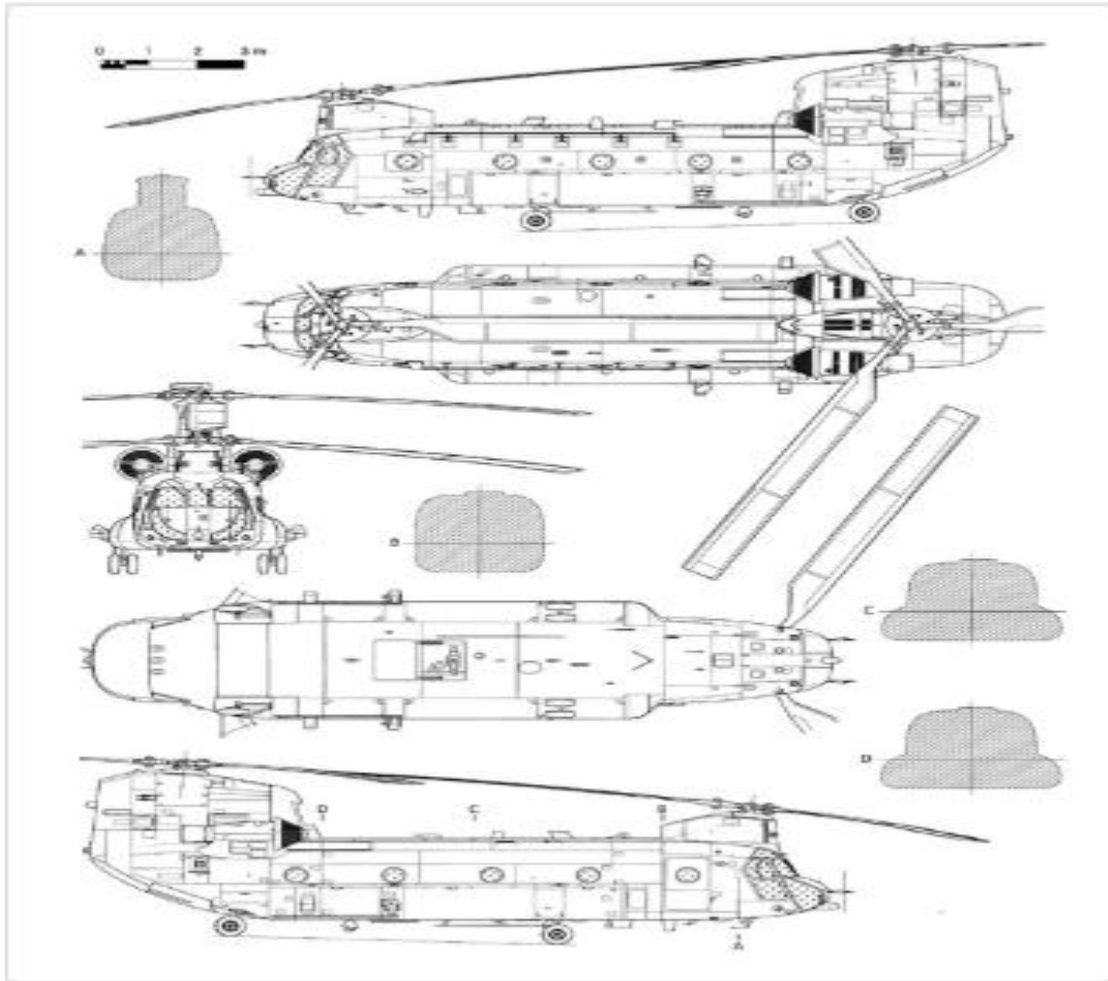
Το Chinook διαθέτει διάφορα μέσα φόρτωσης διαφόρων φορτίων, συμπεριλαμβανομένων των πολλαπλών θυρών κατά μήκος της ατράκτου, μιας ευρείας ράμπας φόρτωσης που βρίσκεται στο πίσω μέρος της ατράκτου και συνολικά τριών εξωτερικών κοιλιακών αγκίστρων φορτίου για τη μεταφορά των φορτίων κάτω από την επιφάνεια.

Το 1962, με την εισαγωγή του στην υπηρεσία, το ελικόπτερο ήταν πολύ ταχύτερο από τα σύγχρονα ελικόπτερα της δεκαετίας του και εξακολουθεί να είναι ένα από τα ταχύτερα ελικόπτερα στον κόσμο.

Η στρατιωτική έκδοση του ελικοπτέρου έχει εξαχθεί σε πολλά έθνη ανά τον κόσμο. Ο στρατός των Η.Π.Α. και η βασιλική αεροπορία ήταν οι δύο μεγαλύτεροι χρήστες. Η πολιτική έκδοση του Chinook είναι το Boeing Vertol 234. Χρησιμοποιήθηκε από τους πολιτικούς φορείς όχι μόνο για τη μεταφορά επιβατών και εμπορευμάτων, αλλά και για την εναέρια πυρόσβεση και για την υποστήριξη των βιομηχανιών εξόρυξης, κατασκευής και εξόρυξης πετρελαίου.



Εικόνα 2.1.Ελικόπτερο Chinook.



Εικόνα 2.2. Διάφορες όψεις από το Chinook.

2.1.2 ΤΕΧΝΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ

Στον παρακάτω πίνακα παρουσιάζονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά ενός ελικοπτέρου Chinook.

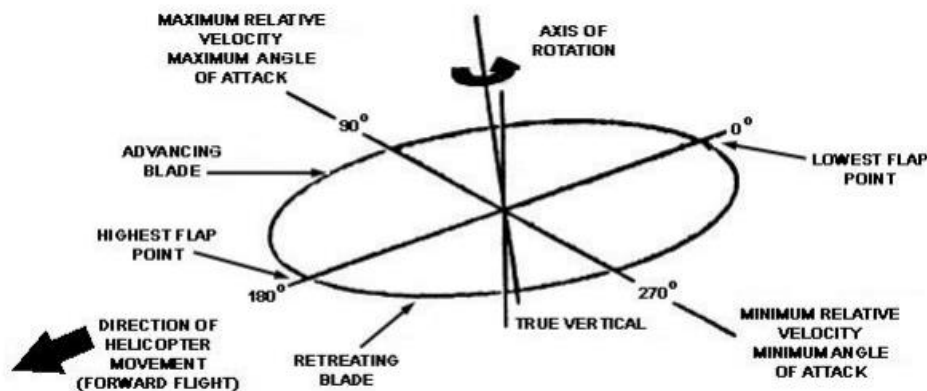
Πίνακας 2.1.

Πλήρωμα:	3 (πιλότος, δεύτερος μηχανικός, μηχανικός πτήσης ή φορτωτής)	
Χωρητικότητα (ωφέλιμο φορτίο):	10.886 kg	
Μήκος:	30 m	
Μήκος ατράκτου:	16 m	
Πλάτος ατράκτου:	3,78 m	
Ύψος:	5,77 m	
Βάρος:	11.148 kg	
Μέγιστο βάρος απογείωσης:	22.680 kg	
Τροφοδοσία:	2 × κινητήρες Lycoming T55-GA-714A, 3.529 kW ο καθένας	
Κύρια διάμετρος του ρότορα:	18 m	
Κύρια περιοχή στροφέα:	520 m ²	
Τμήμα λεπίδας:	ρίζα: Boeing VR-7	συμβουλή: Boeing VR-8
Μέγιστη ταχύτητα:	310 km/h	
Ταχύτητα κρουαζιέρας:	300 km/h	
Εύρος:	740 km	
Περιοχή μάχης:	370 km	
Περιοχή πορθμείων:	1.216 km	
Όριο υπηρεσίας:	6.100 m	
Βαθμός ανόδου:	7,73 m/s	
Φόρτιση δίσκου:	46 kg/m ²	
Ισχύς / μάζα:	0,46 kW/kg	

2.1.3 ΑΡΧΕΣ ΠΤΗΣΗΣ

Το ελικόπτερο διαφέρει από το αεροσκάφος σταθερής πτέρυγας στο ότι οι επιφάνειες ανύψωσης περιστρέφονται. Αυτό επιτρέπει στις επιφάνειες να κινούνται για να παράγουν στροβιλισμό ενώ το ελικόπτερο παραμένει ακίνητο. Στο Chinook, η ανύψωση και η πρόωση προέρχονται από δύο ομάδες τριών πτερυγίων και του ρότορα. Κάθε σετ πτερυγίων τοποθετείται σε μία κεφαλή ρότορα, μία προς τα εμπρός και η άλλη προς τα πίσω.

Στην πορεία πτήσης, η ασυμμετρία της ανύψωσης (lift) προκαλείται από τον σχετικό άνεμο, ο οποίος λειτουργεί ως ένας άνεμος της κεφαλής το πτερύγιο που προχωράει και αυξάνει τον στροβιλισμό, ενώ ενεργεί ως ουρανοειδής άνεμος σε ένα πτερύγιο που υποχωρεί και μειώνει την ανύψωση. Ο κύκλος του πτερυγίου που φαίνεται στην εικόνα 2.3 απεικονίζει τον τρόπο που διατηρεί το σύστημα του ρότορα σε συμμετρική ανύψωση μέσω της πλήρους άρθρωσης του έλικα.



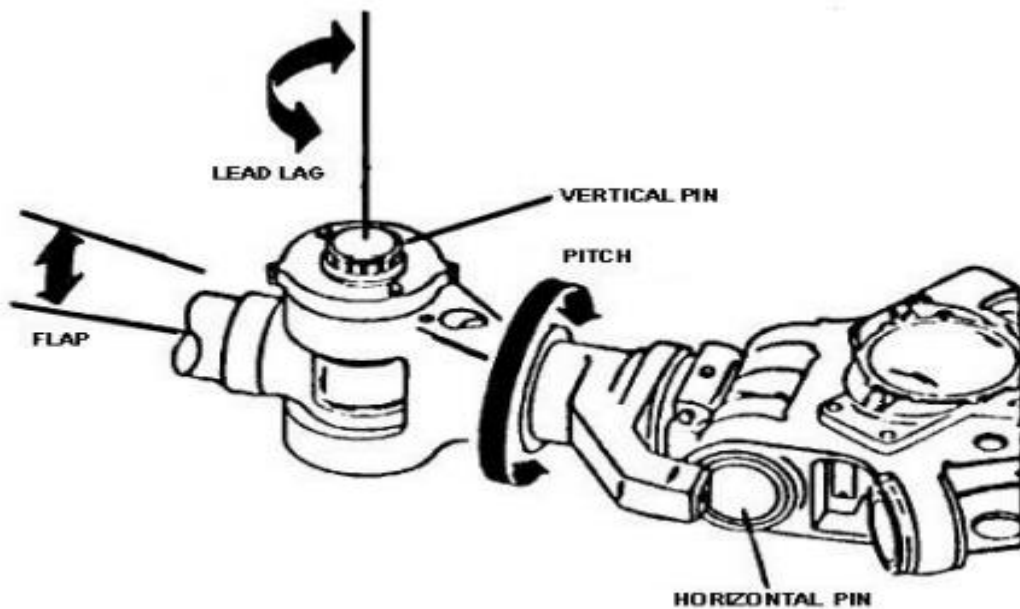
Εικόνα 2.3. Κύκλος πτερυγίου ελικοπτέρου.

Για να εξισωθεί η ανύψωση σε όλο τον κύκλο, τα πτερύγια επιτρέπεται να κινούνται προς τα πάνω και προς τα κάτω. Τα προωθητικά πτερύγια κινούνται προς τα πάνω

λόγω της αυξημένης ανύψωσης ενώ τα περύγια υποχωρούν προς τα κάτω λόγω μειωμένης ανύψωσης. Το αποτέλεσμα είναι η μείωση της γωνίας προσβολής της προωθητικής λεπίδας και η αύξηση της γωνίας προσβολής της λεπίδας που υποχωρεί. Με αυτόν τον τρόπο, ο ανυψωτήρας εξισώνεται κατά μήκος του δίσκου περιστροφικής πτέρυγας.

2.1.4 ΑΡΘΡΩΣΕΙΣ

Ένα πλήρως αρθρωτό συγκρότημα πτερυγίων (εικόνα 2.4) είναι ικανό να κινείται σε τρεις κατευθύνσεις γύρω από την προσάρτησή του στην κεφαλή του ρότορα. Μετακινείται προς τα πάνω και προς τα κάτω, γύρω από έναν οριζόντιο άξονα ‘μεντεσέ’, εμπρός και πίσω (οδηγεί και επιβραδύνει) γύρω από έναν κατακόρυφο άξονα και περιστρέφεται (αυξάνει ή μειώνει το ύψος). Οι κινήσεις του κυλίνδρου και η πτύχωση προκαλούνται από εξωτερικές αεροδυναμικές δυνάμεις που επικρατούν στο επίπεδο περιστροφής των πτερυγίων είναι πίσω από τον πιλότο. Οι αλλαγές κλίσης ελέγχονται από τον πιλότο, είτε συλλογικά για να μεταβάλλουν την ανύψωση, είτε κυκλικά για να μεταβάλλουν την κατεύθυνση της πτήσης.

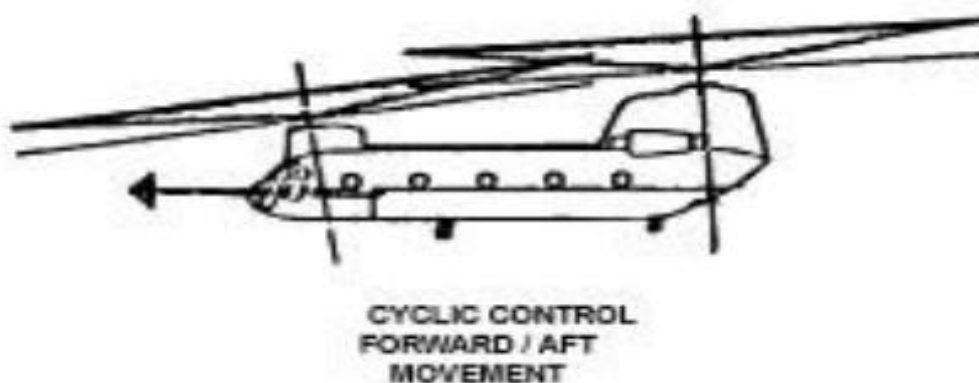


Εικόνα 2.3. Άρθρωση Chinook.

2.1.5 ΕΛΕΓΧΟΣ ΠΡΟΩΣΗΣ

Για πτήση προς τα εμπρός, ο πιλότος κινεί το μοχλό ελέγχου προς τα εμπρός. Αυτό αυξάνει την ώθηση των πρυμνών πτερυγίων και μειώνει την ώθηση των εμπρόσθιων πτερυγίων, προκαλώντας το ελικόπτερο να περιστρέψει τη μύτη προς τα κάτω και να προχωρήσει προς τα εμπρός όπως φαίνεται στην εικόνα 2.5. Δεδομένου ότι υπάρχει μια μεγάλη ποικιλία διαμηκών ελέγχων, η εγγενής ικανότητα για υψηλή ταχύτητα προς τα εμπρός και ακραίες καταστάσεις στη διαμονή του κέντρου βαρύτητας.

Όταν ο πιλότος θέλει το ελικόπτερο να κινηθεί πλευρικά ή να κυλήσει προς τα αριστερά ή τα δεξιά, μετακινεί το μοχλό ελέγχου στην επιθυμητή κατεύθυνση. Αυτή η ενέργεια κλίνει το επίπεδο περιστροφής και των δύο σειρών πτερυγίων του ρότορα προς την ίδια κατεύθυνση, προκαλώντας αντίστοιχη κίνηση του ελικοπτερίου.



Εικόνα 2.4. Κυκλικός έλεγχος για κίνηση εμπρός.

2.1.6 ΕΛΕΓΧΟΣ ΥΨΟΥΣ

Η ανύψωση μπορεί να μεταβάλλεται για να παράγει μεταβάλλοντας την ώθηση των λεπίδων. Όταν ο έλεγχος ώθησης στο θάλαμο διακυβέρνησης ανυψωθεί, το βήμα και των έξι λεπίδων αυξάνεται ταυτόχρονα, προκαλώντας το ανέβασμα του ελικοπτερίου όπως φαίνεται στην εικόνα 2.6. Η μείωση του ρυθμιστή ώσης μειώνει το βήμα και των έξι λεπίδων, προκαλώντας την μείωση του ύψους του ελικοπτερίου. Μια ενδιάμεση

ρύθμιση του χειριστηρίου ώσης επιτρέπει την διατήρηση ενός επιθυμητού ύψους. Η αυτόματη περιστροφή (κάθοδος χωρίς ισχύ κινητήρα) επιτυγχάνεται μειώνοντας τον έλεγχο ώσης και διατηρώντας ελαφρά κίνηση προς τα εμπρός προς τη θέση προσγείωσης.



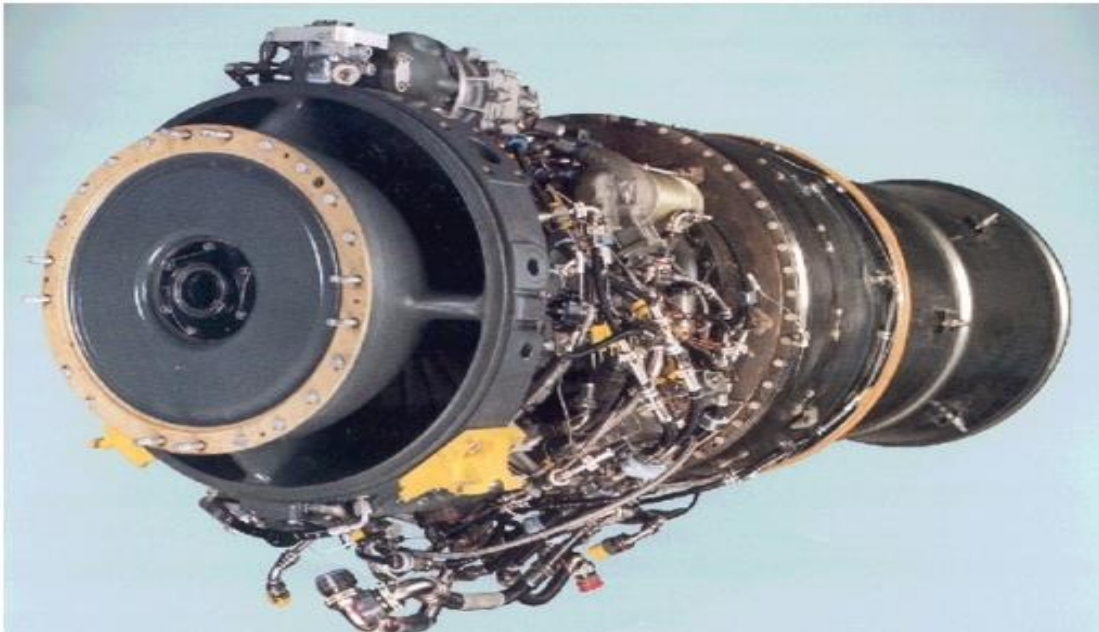
Εικόνα 2.5. Έλεγχος ύψους Chinook.

2.1.7 ΣΥΣΤΗΜΑ ΚΙΝΗΤΗΡΑ

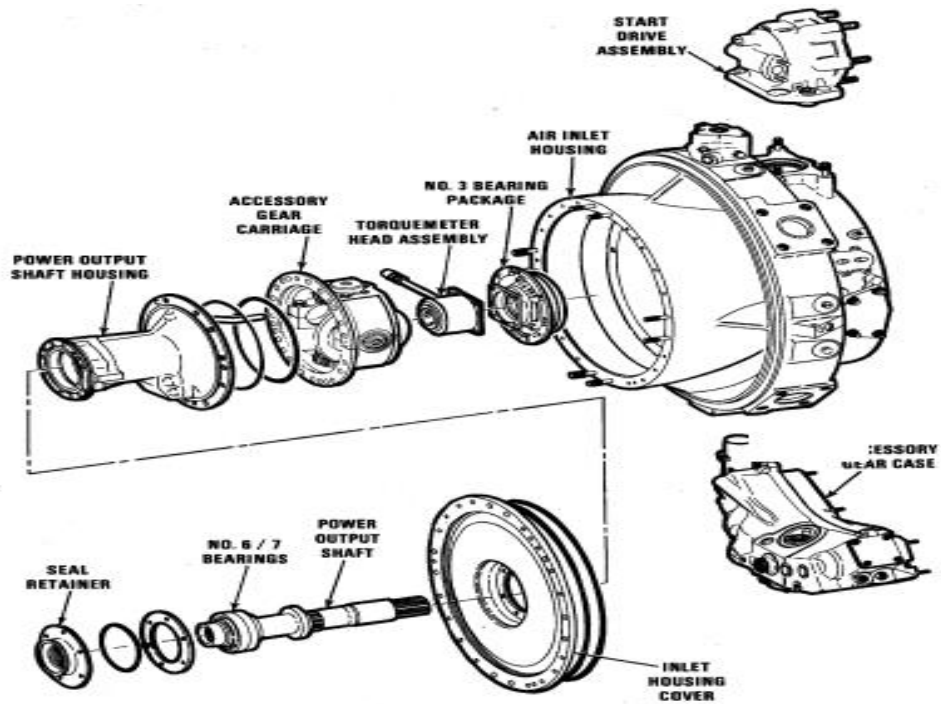
Στοιχεία ανίχνευσης συνεχούς τύπου τα οποία δρομολογούνται γύρω από κάθε κινητήρα συνδεδεμένο σε μονάδα ελέγχου στη δομή του αεροσκάφους.

- Φιάλες πυροσβεστήρων.
- Αισθητήρια καλώδια.
- Λαβές ελέγχου πυρκαγιάς.

- Λαμπτήρες προειδοποίησης χειρισμού πυρκαγιάς.
- Διακόπτης πυρός πυροσβεστήρα.
- Διακόπτης δοκιμής ανιχνευτή φωτιάς.
- Σύστημα πυροσβεστήρα διαμερίσματος κινητήρα.
- Οθόνες εισόδου κινητήρα.



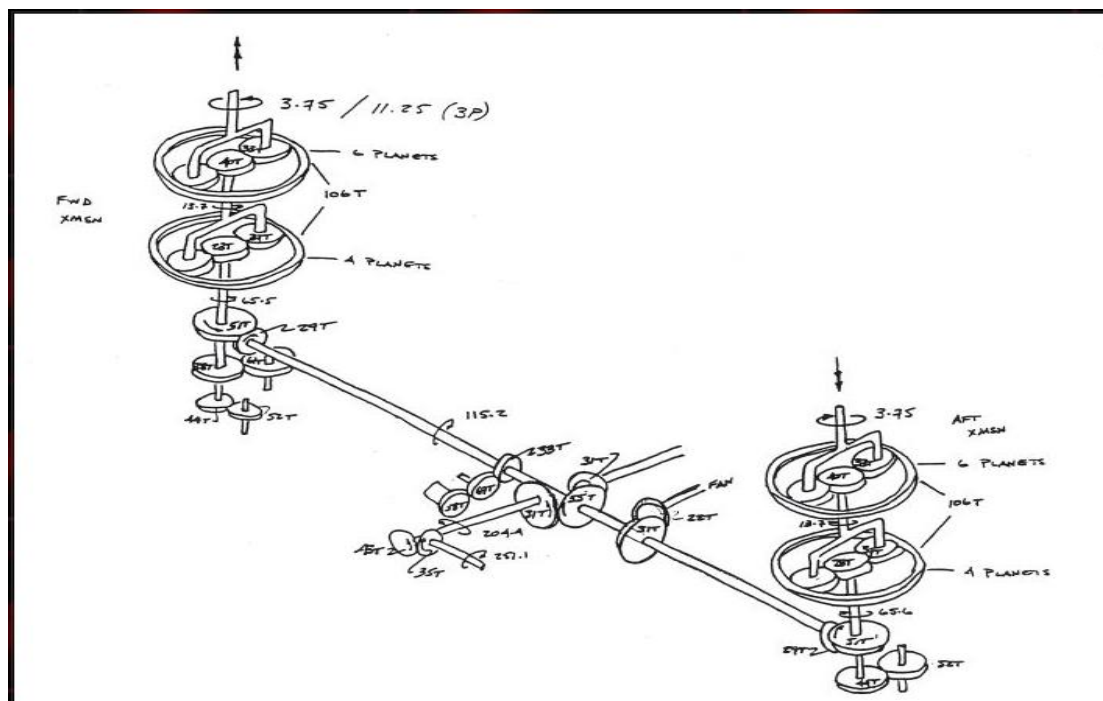
Εικόνα2.6.Κινητήρας Chinook.



Εικόνα 2.7. Engine Air Inlet Section (72-A00).

2.1.8 ΚΙΒΩΤΙΟ ΤΑΧΥΤΗΤΩΝ

Η μείωση του λόγου μετάδοσης μεταξύ του κινητήρα και των περιστροφικών περυγίων είναι 66,96: 1. Όλοι οι άξονες συγχρονισμού είναι ελεύθεροι να επιπλέουν στις εισόδους τους και να ασφαρίζονται στις μεταδόσεις στις εξόδους τους.



Εικόνα 2.8. Σχέδιο μετάδοσης κίνησης.

Στην εικόνα 2.9 φαίνεται ένα σχέδιο με την τοποθέτηση και τη λειτουργία των κινητήριων αξόνων που συνδέουν τα κιβώτια ταχυτήτων και τα γρανάζια μέσα στα διάφορα κιβώτια CH-47D. Μετά από προσεκτική εξέταση, μπορεί κανείς να δει ότι δεν υπάρχει άκαμπτη σύνδεση μεταξύ της εισόδου και της εξόδου είτε της προώθησης είτε της πρόσοψης. Τα τμήματα του ηλιακού / πλανητικού γραναζιού (το πάνω μέρος των κιβωτίων ταχυτήτων) περιστρέφονται γύρω από το ένα το άλλο.

Από την είσοδο στην έξοδο σε κάθε στοιχείο της μονάδας κίνησης υπάρχει μεγάλη μείωση της ταχύτητας. Αυτό μεταφράζεται σε μια τεράστια αύξηση της ροπής που χρησιμοποιείται για την οδήγηση του συστήματος του ρότορα. Οι αριθμοί που συνδέονται με ένα "T" υποδεικνύουν τον αριθμό των δοντιών σε ένα συγκεκριμένο εργαλείο. Οι αριθμοί που συνδέονται με ένα σύμβολο περιστροφής είναι η ταχύτητα που περιστρέφεται το ανά δευτερόλεπτο. Το σύστημα του ρότορα περιστρέφεται με 225 στροφές ανά λεπτό (RPM) με αποτέλεσμα 3,75 πτερύγια να περνούν από το ίδιο σημείο στο διάστημα ενός δευτερολέπτου.

2.2 V-22 OSPREY

2.2.1 ΙΣΤΟΡΙΚΑ

Το Bell Boeing V-22 Osprey είναι ένα αμερικανικό στρατιωτικό αεροσκάφος πολλαπλών αποστολών (εικόνες 2.10 και 2.11), στρατιωτικό, με κατακόρυφη απογείωση και προσγείωση (VTOL), και μικρές ικανότητες απογείωσης και προσγείωσης (STOL). Έχει σχεδιαστεί για να συνδυάζει τη λειτουργικότητα ενός συμβατικού ελικοπτερου με τις επιδόσεις κρουαζιέρας μεγάλης απόστασης και υψηλής ταχύτητας ενός αεροσκάφους με στροβιλοκινητήρα.

Η αποτυχία της επιχείρησης Eagle Claw κατά τη διάρκεια της κρίσης του ομήρου του 1980 στο Ιράν έδωσε έμφαση στην απαίτηση για ένα νέο αεροσκάφος μεγάλης απόστασης, υψηλής ταχύτητας και κάθετης απογείωσης για το Υπουργείο Άμυνας των Ηνωμένων Πολιτειών.

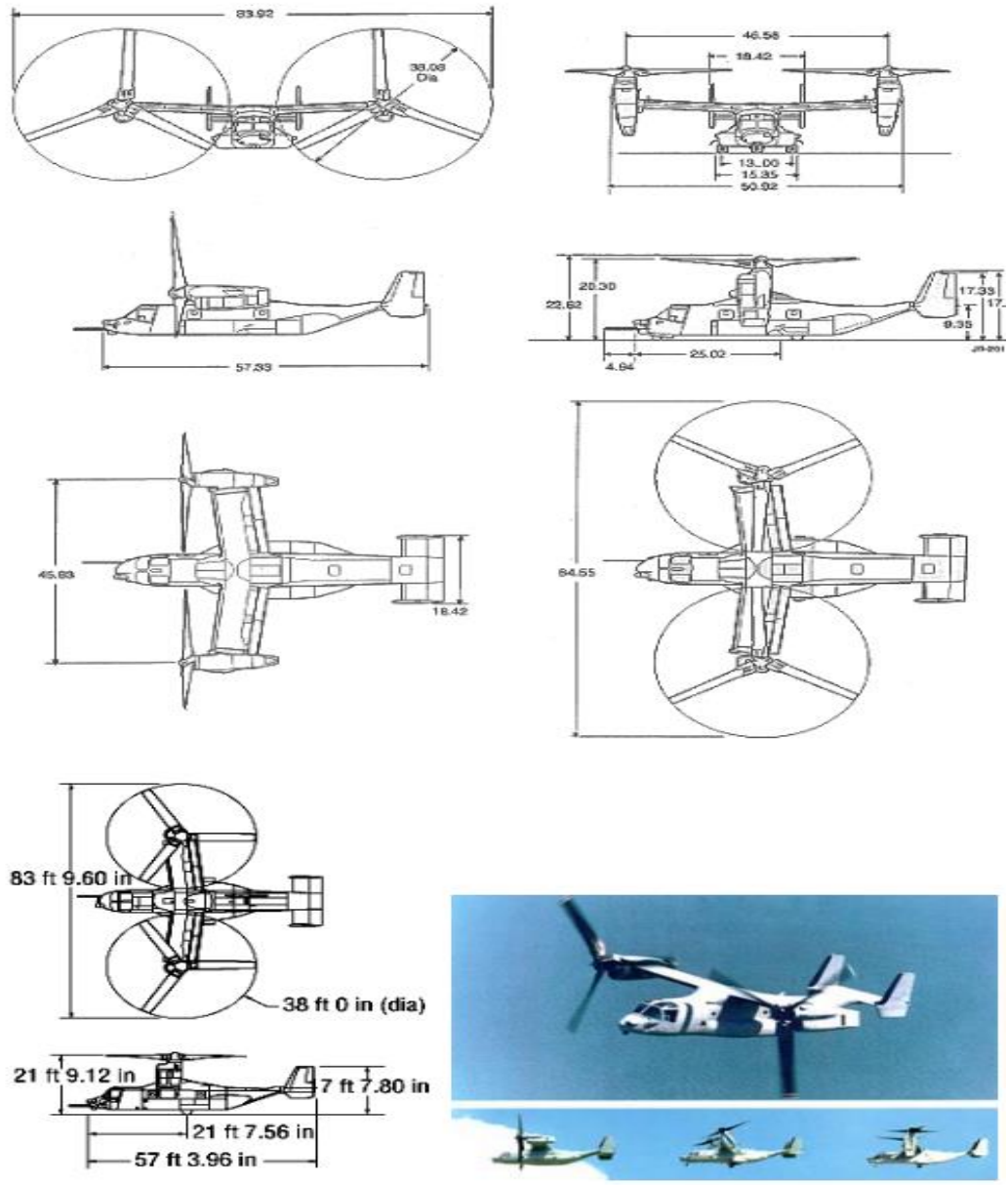
Σε απάντηση, το πρόγραμμα αεροσκαφών Vertical Experimental (JVX) για την αποβίβαση / προσγείωση της κοινής υπηρεσίας άρχισε το 1981. Η συνεργασία μεταξύ Bell Helicopter και Boeing Helicopters είχε βραβευτεί με σύμβαση ανάπτυξης το 1983 για τα αεροσκάφη τύπου V-22. Η ομάδα Bell Boeing παράγει από κοινού το αεροσκάφος. Το V-22 έμεινε για πρώτη φορά το 1989 και άρχισε τις δοκιμές πτήσης και τις αλλαγές στο σχεδιασμό. Η πολυπλοκότητα και οι δυσκολίες του να είσαι ο πρώτος στρατιωτικός εκπρόσωπος της στρατιωτικής θητείας οδήγησαν σε πολλά χρόνια ανάπτυξης.

Το Αμερικανικό Ναυτικό Σώμα ξεκίνησε την εκπαίδευση του πληρώματος για το MV-22B Osprey το 2000 και το έθεσε σε λειτουργία το 2007. συμπλήρωσε και στη συνέχεια αντικατέστησε τους Boeing Vertol CH-46 Sea Knights.

Η πολεμική αεροπορία των Η.Π.Α. απέκτησε το 2009 την έκδοση του tilt rotor, CV-22B. Από τότε που ξεκίνησε να εξυπηρετεί το Αμερικανικό Ναυτικό Σώμα και την Πολεμική Αεροπορία, ο Osprey αναπτύχθηκε σε επιχειρήσεις μεταφορών και αεροπορικών μεταφορών για το Ιράκ, το Αφγανιστάν, τη Λιβύη και το Κουβέιτ. Το Πολεμικό Ναυτικό του Ηνωμένου Βασιλείου σκοπεύει να χρησιμοποιήσει τα φορτηγά CMV-22B για φορτοεκφόρτωση (COD) από το 2021.



Εικόνα 2.10.V-22 Osprey Ελικόπτερο.



Εικόνα 2.11. Διάφορες κατόψεις του Ελικοπτέρου.

2.2.2 ΤΕΧΝΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΗΚΑ

Στον παρακάτω πίνακα παρουσιάζονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά ενός ελικοπτέρου V-22 Osprey.

Πίνακας 2.2

Πλήρωμα:	3-4 (πιλότος, επικεφαλής και 1 ή 2 μηχανικοί πτήσης/ επικεφαλής πληρώματος / φορτωτές / πυροσβέστες)
Χωρητικότητα:	24 στρατιώτες (καθισμένοι), 32 στρατιώτες (φορτωμένοι με το δάπεδο), ή (9,070 kg) εσωτερικού φορτίου ή έως 6,000 kg εξωτερικού φορτίου (διπλό άγκιστρο)
Μήκος:	17,48 m
Διπλωμένο μήκος:	19,091 m
Πτερύγια:	13,97 m
Πλάτος:	25,776 m
Πλάτος διπλωμένο:	5,61 m
Ύψος:	6,73 m
Ύψος διπλωμένο:	5,51 m
Πτέρυγα:	28,00 m ²
Βάρος:	14.432 kg
Μεικτό βάρος	17.917 kg
Βάρος καταπολέμησης:	19.374 kg
Μέγιστο βάρος απογείωσης VTO:	21.546 kg
Μέγιστο βάρος απογείωσης STO:	24.948 kg
Μέγιστο βάρος απογείωσης STO, πορθμείο:	27.442 kg
Χωρητικότητα καυσίμου:	Πορθμείο Μέγιστο 4,451 US gal (3,706 imp gal · 16,850 l) JP-4 / JP-5 / JP-8 στο MIL-T-5624 2,436 US gal (2,028 imp gal, 9,220 l) σε προαιρετική βοηθητική δεξαμενή καμπίνας 1.228 US gal (1.023 imp gal, 4.650 l) σε τρεις δεξαμενές μερικώς αυτοσφραγιζόμενες δεξαμενές 787 US gal (655 imp gal, 2.980 l) σε δέκα πτερύγια με αυτοκόλλητες δεξαμενές 1,93 USgal (1,61 impgal, 7,3 l) λάδι κινητήρα

	25,375 USgal (21,129 impgal, 96,05 l) έλαιο μετάδοσης
Τροφοδοσία:	2 × κινητήρες turboprop / turboshaft Rolls-Royce T406-AD-400, 6.150 hp (4.590 kW) το καθένα κατ 'ανώτατο όριο στις 15.000 σ.α.λ. σε επίπεδο θάλασσας, 15 ° C (59 ° F) 5,890 hp (4,392 kW) με μέγιστη συνεχή ταχύτητα 15.000 σ.α.λ. σε επίπεδο θάλασσας, 59 ° F (15 ° C)
Κύρια διάμετρος ρότορα:	12 m
Κύρια περιοχή στροφέα:	210,7 m ²
Μέγιστη ταχύτητα:	509 km/h
Ταχύτητα στάσης:	200 km/h
Εύρος:	1.628 km
Πεδίο μάχης:	720 km
Περιοχή πορθμείων:	4.130 km
Μέγιστη αναλογία ολίσθησης:	4.5: 1
Βαθμός ανόδου:	11.8-20.3 m/s
Φόρτιση φορτίου:	102 kg/m ²
Ισχύς / μάζα:	0.426 kW/kg

2.2.3 ΤΡΟΠΟΣ ΠΤΗΣΗΣ

Το Osprey είναι το πρώτο αεροσκάφος παραγωγής παγκοσμίως, με έναν προωθητή τριών πτερυγίων, στροβιλοκινητήρα και τη μονάδα μετάδοσης που τοποθετείται σε κάθε πτέρυγα. Είναι ταξινομημένο ως μηχανοκίνητο αεροσκάφος ανελκυστήρα από

την Ομοσπονδιακή Διοίκηση Αεροπορίας . Για απογείωση και προσγείωση, τυπικά λειτουργεί ως ελικόπτερο με οριζόντια γέφυρα και ρότορες.

Από τη στιγμή που μεταφέρονται με αεροπλάνο, οι κόμβοι στρέφονται προς τα εμπρός κατά 90° σε λιγότερο από 12 δευτερόλεπτα για οριζόντια πτήση, μετατρέποντας το V-22 σε αεροσκάφος με στροβιλοκινητήρες υψηλότερης ταχύτητας. Η ικανότητα κυλιόμενης απογείωσης και προσγείωσης της STOL επιτυγχάνεται με την κλίση των γωνιών προς τα εμπρός έως 45° . Άλλοι προσανατολισμοί είναι δυνατοί. [104] Έχει μια σειρά πορθμείων πάνω από 2.100 nmi. Το εύρος λειτουργίας του είναι 1.100 nmi.

Τα σύνθετα υλικά αποτελούν το 43% της ατράκτου του αεροσκάφους και τα περύγια του προωθητήρα χρησιμοποιούν επίσης σύνθετα υλικά.

Για την αποθήκευση, οι ρότορες του V-22 αναδιπλώνονται σε 90 δευτερόλεπτα και το περύγιο περιστρέφεται ώστε να ευθυγραμμίζεται με την άτρακτο, εμπρός-πίσω (εικόνα 2.12). Λόγω της απαίτησης για περιστρεφόμενους ρότορες, η διάμετρος των 38 ποδιών (11,6 m) είναι μικρότερη από τη βέλτιστη για κατακόρυφη απογείωση 5 ποδιών (1,5 m), με αποτέλεσμα την υψηλή φόρτωση του δίσκου.

Οι περισσότερες αποστολές χρησιμοποιούν πτήση σταθερής πτέρυγας 75% ή περισσότερες φορές, μειώνοντας τη φθορά και το λειτουργικό κόστος. Αυτή η πτήση σταθερής πτέρυγας είναι υψηλότερη από τις τυπικές αποστολές ελικοπτέρων επιτρέποντας επικοινωνίες μεγαλύτερης εμβέλειας για καλύτερη γραμμή εντολών και ελέγχου.

Η καύση των καυσαερίων από τους κινητήρες V-22 μπορεί να προκαλέσει ζημιά στα καταστρώματα πτήσης και τις επικαλύψεις των πλοίων. Η Ναυτική Διοίκηση Αερομεταφορών (NAVAIR) σχεδίασε μια προσωρινή επιδιόρθωση φορητών θερμικών ασπίδων τοποθετημένων κάτω από τους κινητήρες και διαπίστωσε ότι μια μακροπρόθεσμη λύση θα απαιτούσε επανασχεδιασμό των καταστρωμάτων με θερμική αντοχή, παθητικά θερμικά εμπόδια και μεταβολές στη δομή του πλοίου.

Παρόμοιες αλλαγές απαιτούνται για τις λειτουργίες F-35B. [107] Το 2009, η DARPA ζήτησε λύσεις για την εγκατάσταση ισχυρής ψύξης στο θάλαμο διακυβέρνησης. Ένα ανθεκτικό στη θερμότητα αντιολισθητικό μεταλλικό ψεκασμό που ονομάζεται Thermion έχει δοκιμαστεί σε USS Wasp.



Εικόνα 2.12. Ρότορας ενός κινητήρα V-22.

2.2.4 ΠΡΟΩΣΗ

Οι δύο κινητήρες Rolls-Royce AE 1107C της V-22 συνδέονται με κινητήριους άξονες σε ένα κοινό κεντρικό κιβώτιο ταχυτήτων, έτσι ώστε ένας κινητήρας να μπορεί να τροφοδοτήσει και τους δύο προωθητές σε περίπτωση βλάβης κινητήρα.

Οποιοσδήποτε κινητήρας μπορεί να τροφοδοτήσει και τους δύο προωθητές μέσω του κινητήριου άξονα του περυγίου . Ωστόσο, το V-22 δεν είναι γενικά ικανό να αιωρείται σε έναν κινητήρα.

Σε περίπτωση αποτυχίας ενός κιβωτίου ταχυτήτων του προωστήρα, ο προωθητής δεν μπορεί να φτερωθεί και οι δύο κινητήρες πρέπει να σταματήσουν πριν από την προσγείωση σε περίπτωση έκτακτης ανάγκης. Τα χαρακτηριστικά αυτό παρακολούθησης είναι φτωχά εν μέρει λόγω της χαμηλής αδράνειας των στροφών .

Τον Σεπτέμβριο του 2013, η Rolls-Royce ανακοίνωσε ότι αύξησε την ισχύ του κινητήρα AE-1107C κατά 17% μέσω της υιοθέτησης νέας τουρμπίνας Block 3, της αυξημένης ροής της βαλβίδας καυσίμου και των ενημερώσεων λογισμικού.

Θα πρέπει επίσης να βελτιώσει την αξιοπιστία σε συνθήκες υψηλού υψομέτρου, υψηλής θερμοκρασίας και να ενισχύσει τους περιορισμούς μέγιστου ωφέλιμου φορτίου από 6.000 έως 8.000 σ.β. (4.500 έως 6.000 kW). Αναφέρεται ότι αναβαθμίζεται η αναβάθμιση της κατηγορίας 4, η οποία μπορεί να αυξήσει την ισχύ έως και 26%, παράγοντας σχεδόν 10.000 σ.β. (7.500 kW), και να βελτιώσει την κατανάλωση καυσίμου.

Τον Αύγουστο του 2014, ο αμερικανικός στρατός εξέδωσε αίτημα για πληροφορίες (RFI) για πιθανή αντικατάσταση των κινητήρων AE-1107C. Οι υποβολές πρέπει να έχουν ονομαστική ισχύ τουλάχιστον 6.100 σ.β. (4.500 kW) στις 15.000 σ.α.λ., να λειτουργούν έως και 25.000 πόδια (7.600 μ.) Έως και 130 βαθμούς Κελσίου (54 βαθμούς Κελσίου) και να ταιριάζουν στις υπάρχουσες αριστερές πτέρυγες με ελάχιστες δομικές ή εξωτερικές τροποποιήσεις. [112] Τον Σεπτέμβριο του 2014, το Πολεμικό Ναυτικό των ΗΠΑ, που ήδη αγόραζε κινητήρες χωριστά σε αεροσκάφη, αναμενόταν να εξετάσει έναν εναλλακτικό προμηθευτή κινητήρων για να μειώσει το κόστος. Η General Electric GE38 είναι μια επιλογή, δίνοντας το συνηθισμένο χαρακτήρα με το Sikorsky CH-53K King.

Το V-22 έχει μέγιστη ταχύτητα πλύσης περιστροφής άνω των 80 κόμβων (92 mph, 150 km / h), περισσότερο από το κατώτερο όριο ενός τυφώνα των 64 κόμβων (115 mph, 119 km / h).

Ο ρότορας συνήθως εμποδίζει τη χρήση της πόρτας του δεξιού περυγίου στην αιώρηση. η πίσω κεκλιμένη ράμπα χρησιμοποιείται για την ανάρρωση και την

ανύψωση. [76] [117] Το V-22 χάνει το 10% της κατακόρυφης ανύψωσης του κατά τη διάρκεια ενός ελικοειδούς σχεδιασμού όταν λειτουργεί σε λειτουργία ελικοπτέρου λόγω της αντίστασης ροής αέρα των περύγων, ενώ ο σχεδιασμός του tilt rotor έχει καλύτερες επιδόσεις σύντομης απογείωσης και προσγείωσης.

Τα V-22s πρέπει να διατηρούν τουλάχιστον 25 πόδια (7.6 m) κατακόρυφου διαχωρισμού μεταξύ τους για να αποφεύγουν την αλληλοεπικάλυψη του ρότορα του άλλου, γεγονός που προκαλεί στροβιλισμό και ενδεχομένως απώλεια ελέγχου.

2.2.5 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ

Το σύστημα πρόωσης του V-22 αποτελείται από διπλούς αντιστρεπτικούς περιστρεφόμενους προωθητήρες που είναι προσαρτημένοι στα κιβώτια ταχυτήτων που κινούνται από κινητήρες στροβιλοσυλλέων Allison AE 1107C. Οι κινητήρες, τα κιβώτια ταχυτήτων pro rotor (PRGB), τα κιβώτια ταχυτήτων (TAGB), τα χειριστήρια

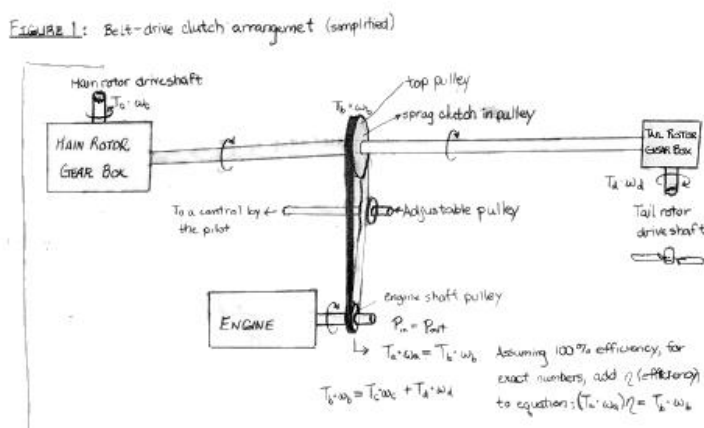
του προωθητήρα και οι συσκευές υπέρυθρης ακτινοβολίας (IR) βρίσκονται όλα στην περιστρεφόμενη γέφυρα στο τέλος κάθε πτέρυγας. Ένας αγωγός διασύνδεσης μεταφέρει ενέργεια από κάθε οδόστρωμα στο μεσαίο κιβώτιο ταχυτήτων (MWGB). Αυτή είναι η καρδιά της τεχνολογίας tilt rotor.

Το AE 1107C παρέχει στο V-22 Osprey ένα σύγχρονο, στιβαρό μοτέρ. Τα προηγμένα χαρακτηριστικά της τεχνολογίας περιλαμβάνουν: όλα τα αξονικά συστατικά τουρμπίνα-μηχανής υψηλής απόδοσης, μόνο τέσσερα κύρια ρουλεμάν ρότορα, θετική συλλογή σκουπιδιών, δομοστοιχειωτή κατασκευή και διπλή ανεξάρτητη ψηφιακή μηχανή πλήρους ελέγχου (FADECs).

Το AE 1107C μπορεί να αναπτύξει πάνω από 7 ίππους ιπποδύναμης ανά λίβρα βάρους - την υψηλότερη αναλογία οποιουδήποτε κινητήρα στην κατηγορία του. Ο σύγχρονος σχεδιασμός του προσφέρει ένα ευέλικτο πυρήνα κοινό για τους turboprop κινητήρες AE 2100 και AE 3007. Η βασική τεχνολογία επωφελείται από 200 εκατομμύρια ώρες λειτουργίας T56 σε όλο το φάσμα των στρατιωτικών επιχειρήσεων και πάνω από ένα εκατομμύριο ώρες στην οικογένεια κινητήρων Rolls-Royce.

Ο αξονικός σχεδιασμός δύο αξόνων αποτελείται από έναν συμπιεστή 14 σταδίων που ακολουθείται από έναν δακτυλιοειδή καυστήρα που έχει κρυώσει με εξώθηση, έναν στρόβιλο γεννήτριας αερίου δύο σταδίων και έναν στρόβιλο ισχύος δύο σταδίων. Διαθέτει έξι σειρές μεταβλητών πτερυγίων συμπιεστή, διπλή FADEC, ένα αυτόνομο σύστημα πετρελαίου που επιτρέπει την κάθετη λειτουργία, την αρθρωτή κατασκευή και την ικανότητα συντήρησης «σε κατάσταση συντήρησης».

2.2.6 ΣΥΣΤΗΜΑ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ ΚΙΝΗΣΗΣ



Εικόνα 2.13. Σύστημα μετάδοσης κίνησης ελικοπτέρου.

Ο σκοπός του συστήματος μετάδοσης ισχύος του ελικοπτέρου είναι να πάρει ενέργεια από τον κινητήρα και να τον μεταφέρει σε άλλα εξαρτήματα που βοηθούν στην εξουσία και τον έλεγχο του ελικοπτέρου (εικόνα 2.13). Η μετάδοση παίρνει την έξοδο του κινητήρα (ροπή στρέψης σε μια ορισμένη γωνιακή ταχύτητα) και την μεταφέρει στους στροφείς με άλλη γωνιακή ταχύτητα και ροπή (για να αποφευχθεί η βλάβη του συστήματος). Τα άλλα εξαρτήματα είναι κυλινδρικά κιβώτια ταχυτήτων κύριας και ουράς.

Ανάλογα με τη διάταξη του ελικοπτέρου, ενδέχεται να χρειαστούν και άλλοι άξονες μετάδοσης κίνησης και κιβώτια ταχυτήτων σε διάφορες τοποθεσίες. Το κύριο κιβώτιο ταχυτήτων του δρομέα χρησιμεύει για να μειώσει την ταχύτητα με την οποία περιστρέφεται ο άξονας του κινητήρα.

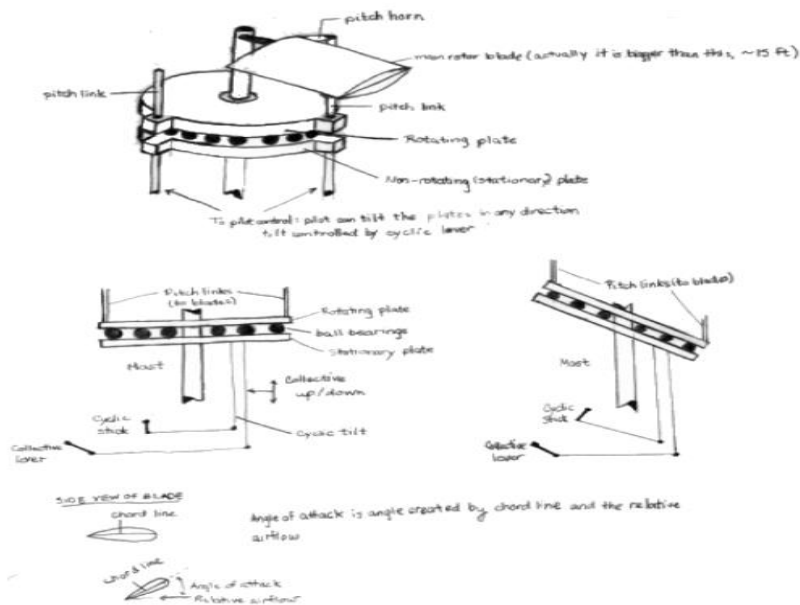
Αυτό γίνεται για να αποτρέψετε την περιστροφή των άκρων των λεπίδων ταχύτερα από την ταχύτητα του ήχου. Αυτό είναι ανεπιθύμητο καθώς θα απαιτούσε τα πτερύγια να είναι εξαιρετικά ισχυρές. Συνήθως, οι στροφές του κύριου ρότορα είναι περίπου 1/7 των στροφών του κινητήρα.

Το κιβώτιο ταχυτήτων στροφών ουράς έχει τις ίδιες λειτουργίες με το κιβώτιο ταχυτήτων του κύριου ρότορα, αν και τα πτερύγια του ουραίου ρότορα μπορούν να περιστρέφονται με μεγαλύτερη ταχύτητα περιστροφής, καθώς το μήκος των λεπίδων είναι πολύ μικρότερο (ταχύτητα κορυφής = ακτίνα * γωνιακής ταχύτητα).

Παρόλο που οι συμπλέκτες ποικίλλουν ανάλογα με το μοντέλο, οι δύο συνηθέστερες είναι οι ιμάντες και οι φυγοκεντρικές διατάξεις. Όπως για παράδειγμα, στο ελικόπτερο

R22 από τον Robinson, η διάταξη του συμπλέκτη οδηγείται από μάντα. Σε αυτή τη διάταξη, που παρατηρείται κυρίως σε μικρά ελικόπτερα, η τροχαλία στον άξονα του κινητήρα συνδέεται με μια τροχαλία στον άξονα κίνησης που οδηγεί στο κιβώτιο ταχυτήτων του κύριου ρότορα και στο κιβώτιο ταχυτήτων όπως φαίνεται στην εικόνα 2.13. Συνολικά, υπάρχουν έξι τροχαλίες και μάντες δίπλα-δίπλα. Οι μάντες είναι χαλαρά τοποθετημένοι γύρω από τον κινητήρα και τις τροχαλίες του άξονα οδήγησης. Προκειμένου η τροχαλία του άξονα κινητήρα να κινηθεί στην ανώτερη τροχαλία, ο χειριστής του ελικοπτέρου πρέπει να μετακινήσει μια ρυθμιζόμενη τροχαλία, που ονομάζεται αδράνεια, και να την σπρώξει ενάντια στους μάντες. Αυτό με τη σειρά του σφίγγει τη ζώνη και επιτρέπει στην τροχαλία του κινητήρα να οδηγεί τον άξονα οδήγησης.

Στην κορυφαία τροχαλία, υπάρχει συμπλέκτης πυραύλων. Κάθε φορά που ο άξονας του κινητήρα κινεί τον άξονα στην ανώτερη τροχαλία, οι κύλινδροι μέσα στον συμπλέκτη ωθούνται προς το εξωτερικό τύμπανο και εμποδίζουν την άνω τροχαλία να υπερβεί τις στροφές του άξονα κινητήρα. Αυτός ο συμπλέκτης χρησιμεύει ως μονάδα ελεύθερης περιστροφής. Π.χ. κάθε φορά που ο άξονας του κινητήρα ξεκινά με περιστροφή αργότερα από τον κύριο άξονα του ρότορα (π.χ. ο κινητήρας σταματάει), οι κύλινδροι μέσα στον συμπλέκτη κινούνται προς τα μέσα και επιτρέπουν στο εξωτερικό τύμπανο να περιστρέφεται με ταχύτερη ταχύτητα από το εσωτερικό τμήμα. Αυτό το χαρακτηριστικό του συμπλέκτη θα μπορούσε να επιτρέψει στον πιλότο να προσγειωθεί με ασφάλεια σε ελικόπτερο αν ο κινητήρας σταματήσει ή απλά σταματήσει να λειτουργεί.



Εικόνα 2.14.

Οι συλλογικοί και κυκλικοί μοχλοί ελέγχουν το ελικόπτερο. Αυτοί οι δύο ελέγχουν την κίνηση του συστήματος swash plate (εικόνα 2.14). Αποτελείται από δύο πλάκες που χωρίζονται από ρουλεμάν. Η επάνω πλάκα περιστρέφεται ελεύθερα.

Η πλάκα βάσης είναι μια μη περιστρεφόμενη πλάκα και μπορεί να κινείται κατακόρυφα και να γέρνει προς οποιαδήποτε κατεύθυνση. Ο χειριστής μπορεί να επηρεάσει την κατακόρυφη θέση των πλακών μετακινώντας το συλλογικό μοχλό και την κλίση μέσω του κυκλικού μοχλού.

Ο μοχλός κυκλικού χειρισμού μπορεί να προσανατολίσει τις πλαϊνές πλάκες προς οποιαδήποτε κατεύθυνση. Η περιστρεφόμενη πλάκα έχει συνδετήρες ανύψωσης που τη συνδέουν με τα κέρατα βήματος στην λεπίδα. Αυτό επιτρέπει στην περιστρεφόμενη πλάκα να αλλάζει τη γωνία κάθε λεπίδας. Ρυθμίζοντας το μοχλό συλλογικού χειρισμού, ο χειριστής μπορεί να μετακινήσει την σταθερή πλάκα προς τα επάνω και να αλλάξει τη γωνία προσβολής της λεπίδας. Αν αυξηθεί (μέχρι τη γωνία αναμονής), το ελικόπτερο ανυψώνεται.

2.3 SIKORSKYAEGEANHAWK

2.3.1 ΙΣΤΟΡΙΚΑ

Το Sikorsky Sea hawk (ή Sea Hawk) έχει ένα διπλό κινητήρα στροβιλοσυμπιεστή, είναι ένα ελικόπτερο πολλαπλών αποστολών Ηνωμένου Πολιτικού Ναυτικού που βασίζεται στον αμερικανικό στρατό UH-60 Black Hawk και μέλος της οικογένειας Sikorsky S-70. Οι πιο σημαντικές τροποποιήσεις είναι ο πτυσσόμενος κύριος ρότορας και μια αρθρωτή ουρά για να μειώσει το αποτύπωμα του στα πλοία.

Το Πολεμικό Ναυτικό των Η.Π.Α. χρησιμοποιεί το αεροσκάφος H-60 κάτω από τις ονομασίες μοντέλων SH-60B, SH-60F, HH-60H, MH-60R και MH-60S. Η Sea hawk μπορεί να χειριστεί αντιαεροπορικό πόλεμο (ASW), αντιαεροπορικό πόλεμο (ASUW), ναυτικό ειδικό πόλεμο, πολεμική αεροπορία, πολεμική αεροπορία, πολεμική αεροπορία, (NSR), έρευνα και διάσωση (SAR), καταπολέμηση της έρευνας και διάσωσης (CSAR), κάθετη αναπλήρωση (VERTREP) και ιατρική εκκένωση (MEDEVAC).

Εικόνα 2.15. Sikorsky Aegean hawk



2.3.2 ΤΕΧΝΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΗΚΑ

Στον παρακάτω πίνακα παρουσιάζονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά ενός ελικοπτέρου Sikorsky Aegean hawk.

Πίνακας 2.3.

Πλήρωμα:	3-4 άτομα
Χωρητικότητα:	5 επιβάτες σε καμπίνα, φορτίο εκφόρτωσης 2.700 kg ή εσωτερικό φορτίο 1.900 kg για μοντέλα Β, F και Η
Μήκος:	19,75 m
Διάμετρος στροφέα:	16,35 m
Ύψος:	5,2m
Περιοχή δίσκου:	210 m ²
Βάρος:	6.895 kg
Χρήσιμο φορτίο:	3,031 kg
Βάρος φορτίου:	8,055 kg). για αποστολή ASW
Μέγιστη. Βάρος απογείωσης:	10.400 kg
Τροφοδοσία:	2 × γενικός ηλεκτρικός αμορτισέρ T700-GE-401C, ισχύς απογείωσης 1.890 στρέμματα (1.410 kW)
Μέγιστη ταχύτητα:	270 km/h
Εύρος:	834 km σε ταχύτητα κρουαζιέρας
Όριο υπηρεσίας:	3.580 m
Βαθμός ανόδου:	8,38 m/s

2.3.3 ΣΥΣΤΗΜΑ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ ΚΙΝΗΣΗΣ

- Κύριο κιβώτιο ταχυτήτων δύο σταδίων.
- Ανιχνευτής τσιπ με βύσμα γρήγορης αποσύνδεσης (κύριο κιβώτιο ταχυτήτων).
- Υπερβολικό σύστημα ψύξης λαδιού και λίπανσης.
- Κύρια προσαρτώμενη διάταξη κιβωτίου ταχυτήτων με απομόνωση με αντισυντονισμό Σύστημα (ARIS).

2.3.4 ΡΟΤΟΡΑΣ ΚΑΙ ΠΤΗΣΕΙΣ ΕΛΕΓΧΟΥ

- Σύστημα κύριου ρότορα (BMR) χωρίς έδρανο, που αποτελείται από:
 - Ένα τεμάχιο κεφαλή / σκελετός στροφείου.
 - Τέσσερα σύνθετα πτερύγια κύριου ρότορα ενισχυμένα με ίνες με λωρίδες κατά της διάβρωσης, μανσέτα ελέγχου, ελαστομερές καθυστέρηση μολύβδου αποσβεστήρες και ειδική βαφή άκρων λεπίδων.
- Έλεγχος κύριου ρότορα με διπλό υδραυλικό σύστημα ώθησης.
- Ηλεκτρικό σύστημα περιποίησης (κυκλικό).

2.3.5 ΗΛΕΚΤΡΙΚΕΣ ΕΓΚΑΤΑΣΤΑΣΕΙΣ

- Δύο εκκινητές / γεννήτριες (2 x 160 A, 28 VDC)
- Μπαταρία νικελίου-καδμίου, (24 V, 17 Ah)
- Σύνδεση εξωτερικής τροφοδοσίας (STANAG 3302)
- Σύστημα διανομής ισχύος
- Δύο βασικά πηνία
- Δύο πηνία υψηλής φόρτισης (80 A) - για προαιρετικό εξοπλισμό μόνο
- Δύο πηνία υψηλής ισχύος (200 A)

2.3.6 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ

Η οικογένεια PW200 είναι η κινητήρια δύναμη της νέας γενιάς ελικοπτέρων που έχουν συγκεντρώσει το μεγαλύτερο μέρος των παγκόσμιων πωλήσεων στους ανταγωνιστές της χάρη σε πρωτοφανή επίπεδα αξιοπιστίας και οικονομίας. Περισσότεροι από 5.400 κινητήρες PW206 / 207 έχουν παραχθεί από τότε που η οικογένεια τέθηκε σε λειτουργία τη δεκαετία του 1990, συσσωρεύοντας πάνω από 12,9 εκατομμύρια ώρες πτήσης σε έκτακτες ιατρικές υπηρεσίες, την ασφάλεια και την άμυνα, τις υπηρεσίες κοινής ωφελείας, τις επιχειρήσεις και άλλες επιχειρήσεις.



Εικόνα 2.16. Κινητήρας PW200.

2.4 ΚΑΜΟΝ ΚΑ-50

2.4.1 ΙΣΤΟΡΙΚΑ

Ο Kamon Ka-50 "Μαύρος καρχαρίας" (Ρωσικά: Чёрная акула, Ρωμανισμός: Chyornayaakula, Αγγλικά: kite fin καρχαρίας, NATO αναφορά: Hokum A) είναι ένα ρωσικό ελικόπτερο επίθεσης με το διακριτικό ομοαξονικό σύστημα ρότορα του σχεδίου Kamon γραφείο. Σχεδιάστηκε στη δεκαετία του 1980 και εγκρίθηκε για υπηρεσία στο ρωσικό στρατό το 1995. Κατασκευάζεται από την εταιρεία Progress στην Arsenyev. Χρησιμοποιείται ως ένα πολύ οπλισμένο ελικόπτερο αναζήτησης. Είναι το πρώτο επιχειρησιακό ελικόπτερο στον κόσμο με σύστημα εκτόξευσης διάσωσης .

Στα τέλη της δεκαετίας του 1990, οι εταιρείες Kamon και Israel Aerospace Industries ανέπτυξαν μια έκδοση cockpit με τη σειρά τους, το Kamon Ka-50-2 "Erdogan" (Ρωσικά: Эрдоган, Τουρκικά: Erdoğan), για να ανταγωνιστεί στον επιθετικό ανταγωνισμό ελικοπτέρων της Τουρκίας. Ο Kamon σχεδίασε επίσης μια άλλη έκδοση δύο θέσεων, το Kamon Ka-52 "Alligator" .

Το Ka-50 είναι η έκδοση παραγωγής του πρωτοτύπου V-80Sh-1. Η παραγωγή του επιθετικού ελικοπτέρου διατάχθηκε από το σοβιετικό συμβούλιο υπουργών στις 14 Δεκεμβρίου 1987. Η ανάπτυξη του ελικοπτέρου αναφέρθηκε για πρώτη φορά στη Δύση το 1984, ενώ η πρώτη φωτογραφία εμφανίστηκε το 1989. Κατά τη διάρκεια των επιχειρησιακών δοκιμών από το 1985 έως το 1986, ο φόρτος εργασίας του πιλότου βρέθηκε να είναι παρόμοιος με αυτόν ενός πιλότου-μαχητή-βομβαρδιστή, έτσι ώστε ο χειριστής να μπορεί να εκτελεί τόσο πτητικές όσο και ναυτικές λειτουργίες.

Όπως και τα άλλα ελικόπτερα Kamon, διαθέτει το χαρακτηριστικό ομοαξονικό αντίστροφο περιστρεφόμενο σύστημα ρότορα του Kamon, το οποίο απομακρύνει την ανάγκη για όλο το συγκρότημα του στροφείου ουράς και βελτιώνει τις ακροβατικές ιδιότητες του αεροσκάφους - μπορεί να εκτελέσει βρόχους, ρολά και "χωνί" (circle-strafig) όπου το αεροσκάφος διατηρεί μια οπτική επαφή με το στόχο, ενώ φέρει κύκλους διαφορετικού υψομέτρου, ανύψωσης και ταχύτητας αέρα γύρω από αυτό. [παραπομπή που απαιτείται]

Η παράλειψη του ουραίου ρότορα είναι ένα ποιοτικό πλεονέκτημα, επειδή ο περιστρεφόμενη ροπή μπορεί να χρησιμοποιήσει έως και 30% της ισχύος του κινητήρα.

Για βελτιωμένη πιλοτική επιβίωση, το Ka-50 είναι εφοδιασμένο με κάθισμα εκτόξευσης K-37-800, που είναι ένα σπάνιο χαρακτηριστικό για ένα ελικόπτερο. Πριν από την εκτόξευση

του πυραύλου στο κάθισμα εκτόξευσης, οι λεπίδες του δρομέα εκτοξεύονται με εκρηκτικές φορτίσεις στο δίσκο του δρομέα και ο θόλος αποβάλλεται.

Μετά από τις αρχικές δοκιμές πτήσης και τις δοκιμές συστήματος, το Συμβούλιο διέταξε την πρώτη παρτίδα ελικόπτερο το 1990. Το ελικόπτερο επίθεσης περιγράφηκε αρχικά ως «Ka-50» τον Μάρτιο του 1992 σε συμπόσιο στο Ηνωμένο Βασίλειο . Το ελικόπτερο αποκαλύφθηκε στο Mosa ero show '92 στο Zhukovskiy τον Αύγουστο του 1992.

Τον επόμενο μήνα, το δεύτερο παράδειγμα παραγωγής έκανε το ξένο ντεμπούτο του στο Farnborough Airshow, όπου εμφανίστηκε με την εικόνα ενός λυκάνθρωπου στο πηδάλιο του - κερδίζοντας το δημοφιλές ψευδώνυμο "Λυκάνθρωπος". Το πέμπτο πρωτότυπο, ζωγραφισμένο μαύρο, έπαιξε το ρόλο του τίτλου στην ταινία Чёрная акула (Black Shark), που έκανε το Ka-50 γνωστό με το τρέχον ψευδώνυμό του.

Τον Νοέμβριο του 1993, τέσσερα ελικόπτερα παραγωγής μεταφέρθηκαν στο Κέντρο Εκπαίδευσης για την Καταπολέμηση της Αεροπορίας του Στρατού στο Torzhok για να ξεκινήσουν τις δοκιμές πεδίου.

Ο πρόεδρος της Ρωσικής Ομοσπονδίας εξουσιοδότησε τη διοργάνωση του Ka-50 με το ρωσικό στρατό στις 28 Αυγούστου 1995. Η κατάρρευση της Σοβιετικής Ένωσης οδήγησε σε σοβαρή πτώση στις προμήθειες στον τομέα της άμυνας. Αυτό είχε ως αποτέλεσμα μόνο μια δωδεκάδα Ka-50 παραδοθεί, αντί των προγραμματισμένων αρκετές εκατοντάδες για να αντικαταστήσει το Mil Mi-24.

Η διαμόρφωση ενός θέσης θεωρήθηκε ανεπιθύμητη από το NATO. Τα πρώτα δύο πρωτότυπα Ka-50 είχαν ψευδή παράθυρα ζωγραφισμένα επάνω τους , τα οποία παραπλανήθηκαν με επιτυχία τις πρώτες δυτικές αναφορές του αεροσκάφους στα μέσα της δεκαετίας του '80 [25], σε σημείο που ορισμένοι αναλυτές συμπέραναν ότι η κύρια αποστολή του ήταν ένα αεροσκάφος υπεροχής του αέρα για το κυνήγι και τη θανάτωση ελικοπτέρων επίθεσης του NATO, μια ανησυχητική αλλά αναμενόμενη σοβιετική κίνηση από τους σχεδιαστές του NATO μετά την πρόσφατη αξιολόγηση του προγράμματος J-CATCH.

Το Ka-50 και οι τροποποιήσεις του έχουν επιλεγεί ως ελικόπτερο υποστήριξης των ειδικών δυνάμεων, ενώ το Mil Mi-28 έχει γίνει το πυροβολικό κύριο ελικόπτερο του στρατού. Η παραγωγή του Ka-50 ξεκίνησε πάλι το 2006. Το 2009, η Ρωσική Πολεμική Αεροπορία έλαβε τρεις μονάδες που κατασκευάστηκαν από ελλιπή αεροσκάφη που χρονολογούνται από τα μέσα της δεκαετίας του 1990.



Εικόνα 2.17.Καμον Ka-50.

2.4.2 ΤΕΧΝΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ

Στον παρακάτω πίνακα παρουσιάζονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά ενός ελικοπτέρου Καμον Ka-50.

Πίνακας 2.4

Πλήρωμα:	1
Μήκος:	16 m
Ύψος:	4,93 m
Βάρος:	7.700 kg
Μεικτό βάρος:	9.800 kg
Μέγιστο βάρος απογείωσης:	10.800 kg
Κινητήρας:	2 × κινητήρες turboshaft Klimov VK-2500, 1.800 kW
Κύρια διάμετρος του ρότορα:	2 × 14,5 m
Κύρια περιοχή δρομέα:	330,3 m ²
Μέγιστη ταχύτητα:	315 km/h
Ταχύτητα κρουαζιέρας:	270 km/h
Εύρος:	545 km
Περιοχή μάχης:	470 km
Περιοχή πορθμείων:	1.160 km
Όριο υπηρεσίας:	5.500 m
Βαθμός ανόδου:	12 m/s
Φόρτιση δίσκου:	30 kg/m ²
Ισχύς / μάζα:	0,33 kW/kg

2.4.3 ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ

Το πρώτο ελικόπτερο υποστήριξης με ένα μόνο κάθισμα παγκοσμίως. Κομματιαίοι, αντίθετοι και ευρέως διαχωρισμένοι ημι-άκαμπτοι ρότορες τριών λεπίδων, με αιχμηρό άκρο λεπίδας, προσαρτημένο στην πλήμνη από χαλύβδινες πλάκες. μικρή διατομή ατράκτου, με αισθητήρες μύτης. αεροπλάνο επίπεδης οθόνης, βαριά θωράκιση που προστατεύεται από

συνδυασμένη θωράκιση από χάλυβα / αλουμίνιο και πλάκες αλουμινίου σε απόσταση, με κάτοπτρο πίσω από το παρμπρίζ.

Μικρές στρογγυλές οπές, με πηδάλιο και μεγάλο πτερύγιο. Υψηλός επιπλέον ιστός στην πίσω άτρακτο, με βοηθητικά πτερύγια στην τελική πλάκα. Ανασυρόμενο σύστημα προσγείωσης μεσαία ανοιχτά φτερά, που φέρουν λοβοί ECM στις άκρες. τέσσερις πυλώνες οπλισμών όπλων. Κινητήρες άνω των πτερυγίων, υψηλή ευελιξία για γρήγορο, χαμηλή πτήση, στενό φάσμα επίθεσης · εν μέρει αποσυναρμολογημένο μπορεί να μεταφερθεί με αεροπλάνο στο φορτηγό II-76. Μεγάλο μέρος του δέρματος της ατράκτου που σχηματίζεται από μεγάλα αρθρωτά πλαίσια πόρτας, παρέχοντας πρόσβαση στον εσωτερικό εξοπλισμό από το επίπεδο του εδάφους.

2.4.4 ΔΟΜΗ

Η άτρακτος είναι χτισμένη γύρω από χάλυβα δοκού στρέψης, από ένα τετράγωνο τμήμα 1.0m. Το κεντρικό τμήμα του πτερυγίου περνά μέσα από τη δοκό. Το σύστημα cockpit είναι τοποθετημένο στο μπροστινό μέρος της δοκού, στο κιβώτιο ταχυτήτων και στους κινητήρες στις πλευρές. Τα υλικά από σύνθετα υλικά με βάση τον άνθρακα αποτελούν 35% κατά βάρος δομή, συμπεριλαμβανομένων των στροφείων. Περίπου 350 κιλά θωράκισης προστατεύει τον πιλότο, τους κινητήρες, το σύστημα καυσίμων και τον κόλπο πυρομαχικών. τα κουφώματα και το παρμπρίζ είναι γυαλί αλεξίσφαιρου πάχους 55 mm.

2.4.5 ΤΡΟΧΟΙ ΠΡΟΣΓΕΙΩΣΗΣ

Τύπος με υδραυλικά συρόμενο τρίκυκλο. Διπλή τροχήλατη μονάδα ρύθμισης της μύτης και μονοί κύλινδροι όλοι οι ημι-εκτεθειμένοι όταν είναι ψηλότεροι. Όλοι οι τροχοί συστέλλονται προς τα πίσω. Φέρει ελαστικά χαμηλής πίεσης.

2.4.6 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ

Δύο 1,633 kW Klimov TV3- 117VMA αξονοστροβίλους με βασικό μειωτήρα VR-80 και δύο ενδιάμεσα κιβώτια ταχυτήτων PVR-800, με φίλτρα σκόνης εισόδου αέρα και καταστολείς θερμότητας εξάτμισης. Ακολούθησε η χρήση των στροβιλοφόρων

αξόνων 1,838kW TV3-117VMA-SB3. Δύο κύριες δεξαμενές καυσίμου, γεμάτες με δικτυωτό αφρό, στο εσωτερικό της ακτίνας του κιβωτίου ατράκτου.

Συνολική εσωτερική χωρητικότητα περίπου 1.800 λίτρα. Μπροστινή μηχανή τροφοδοσίας δεξαμενών πίσω τροφοδοτεί δεξιά και APU. Κάθε δεξαμενή προστατεύεται από στρώματα φυσικού καουτσούκ. Πρόβλεψη για τέσσερις δεξαμενές καυσίμου των 500 λίτρων. Η μετάδοση παραμένει λειτουργική για 30 λεπτά μετά την αποτυχία του συστήματος πετρελαίου.

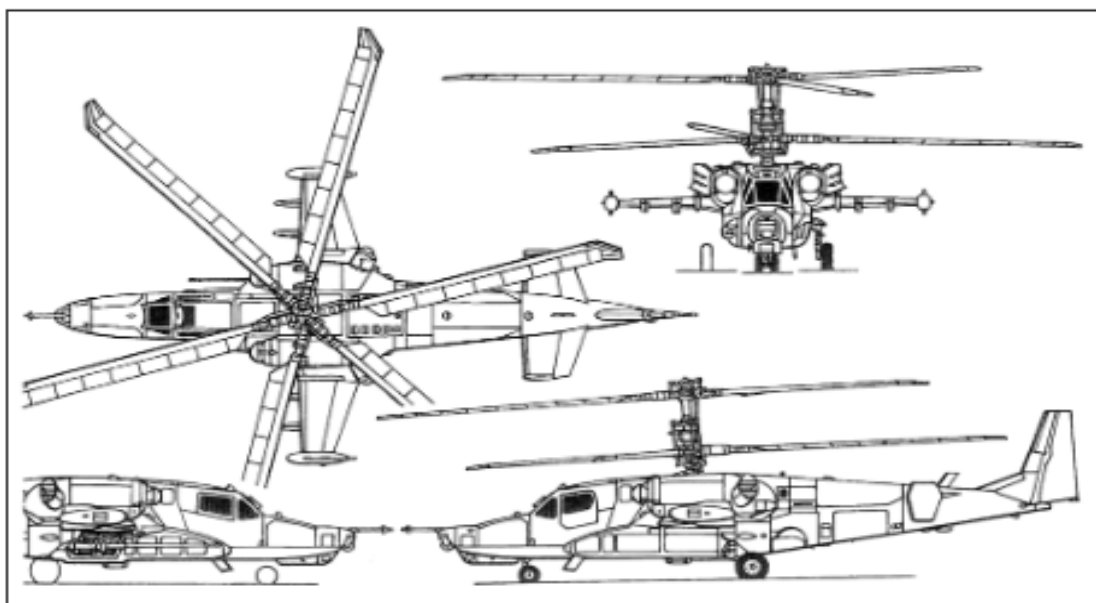
2.4.7 ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ

Όλα τα συστήματα έχουν ρυθμιστεί για επιχειρησιακή εγκατάσταση μακριά από τη βάση για έως και 12 ημέρες χωρίς ανάγκη για εξοπλισμό εδάφους συντήρησης. τον ανεφοδιασμό, την αεροηλεκτρονική και την εξυπηρέτηση των όπλων από το επίπεδο του εδάφους. AI-9V APU για εκκίνηση κινητήρα και γείωση τροφοδοσίας υδραυλικής

και ηλεκτρικής ισχύος στην κορυφή της κεντρικής ατράκτου. Σύστημα κατά του πάγου για τις εισαγωγές αέρα κινητήρα, δρομείς, αισθητήρες ΑΟΑ και στροφής. Απόψυξη του αλεξήνεμου και του θόλου με ψεκασμό υγρού.

Σύστημα πλοήγησης και εντοπισμού PrPNK Rubikon (L-041) βασισμένο σε πέντε υπολογιστές: τέσσερις Orbita BLVM-20-751 s για οθόνες μάχης και πλοήγησης και προσδιορισμό στόχου, συν ένα BCVM-80-30201 για το WCS.

Ενσωματώνει το σύστημα πλοήγησης PNK-800 Radian, το οποίο διαθέτει C-061K δεδομένα βήματος και κατεύθυνσης, υποσυστήματα σχεδίασης θέσης ταχύτητας και υψόμετρου IK-VSP-VI-2 και PA-4-3. Σειρά 3 Έλεγχος καταγραφής δεδομένων πτήσης U3. Ekran BITE και σύστημα προειδοποίησης. Σύστημα οξυγόνου ΚΚΟ-VK-LP με παροχή 2 λίτρων για 90 λεπτά. Ηλεκτρική τροφοδοσία από δύο γεννήτριες 400kW σε τριφασικούς AC 115 V 400Hz. 500W μετατροπέας ανορθωτές για παροχή 27V DC.



Εικόνα 2.18. Διάφορες όψεις του ελικοπτέρου.

3. ΚΩΔΙΚΑΣ

Προκειμένου να καταστεί δυνατή η εύρεση του σημείου σχεδιασμού ενός κινητήρα ελικοπτέρου διπλού ρότορα, γράφτηκε πρόγραμμα. Ο κώδικας που υλοποιεί το πρόγραμμα αυτό παρουσιάζεται παρακάτω και είναι γραμμένος σε γλώσσα προγραμματισμού Matlab. Έγινε επιλογή της συγκεκριμένης γλώσσας εξαιτίας της ευκολίας που παρέχει στην εκτέλεση μαθηματικών πράξεων μεγάλου όγκου αλλά και της γρήγορης και εύκολης δημιουργίας διαγραμμάτων.

Το πρόγραμμα που γράφτηκε δίνει την δυνατότητα στον χρήστη να βρει σημεία σχεδιασμού κινητήρων διπλού ρότορα αλλάζοντας διάφορες παραμέτρους. Τέτοιες είναι η παροχή μάζας και η ταχύτητα εισαγωγής του αέρα στον κινητήρα, η θερμογόνος δύναμη του καυσίμου που θα χρησιμοποιηθεί, οι απώλειες σε διάφορα σημεία του και οι συντελεστές απόδοσης. Ο κώδικας φαίνεται παρακάτω.

```
function [] = Design_Point_Performance()  
%Ειδική θερμότητα στροβίλου στην εισαγωγή και στον συμπιεστή σε J/(Kg*K)  
(σελ. 139).  
Cpc=1005;  
%Ειδική θερμότητα στροβίλου στον θάλαμο καύσης σε J/(Kg*K) (σελ. 139).  
Cphb=1100;
```

%Ειδική θερμότητα στρόβιλου στον στρόβιλο και στην εξαγωγή σε $J/(Kg \cdot K)$ (σελ. 139).

Cphe=1150;

%Λόγος ειδικών θερμοτήτων, γ , στην εισαγωγή και στον συμπιεστή (σελ. 139).

gc=1.400;

%Λόγος ειδικών θερμοτήτων, γ , στον θάλαμο καύσης (σελ. 139).

ghb=1.353;

%Λόγος ειδικών θερμοτήτων, γ , στον στρόβιλο και στην εξαγωγή (σελ. 139).

ghe=1.333;

prompt='Επεξεργασία ιδιοτήτων ατμοσφαιρικού αέρα; ';

str=input(prompt,'s');

disp(' ');

switch str

case {'YES', 'Y', 'yes', 'y', 'NAI', 'N', 'ναι', 'ν'}

prompt='Ατμοσφαιρική πίεση (Pa): ';

Pa=input(prompt);

disp(' ');

prompt='Ατμοσφαιρική Θερμοκρασία (K): ';

Ta=input(prompt);

disp(' ');

prompt='Ατμοσφαιρική πυκνότητα (Kg/m³): ';

da=input(prompt);

disp(' ');

otherwise

%Ατμοσφαιρική πίεση σε Pa.

Pa=101325;

%Ατμοσφαιρική Θερμοκρασία σε K.

Ta=288;

%Ατμοσφαιρική πυκνότητα σε Kg/m³.

da=1.225;

end

```

%Εισαγωγή δεδομένων από τον χρήστη.
prompt='Παροχή μάζας αέρα m (για χαρακτηριστικά κινητήρα ανεξάρτητα από
μέγεθος και διαστάσεις, συνήθως ίσο με 1) (kg/s): ';
m=input(prompt);
disp(' ');
prompt='Ταχύτητα Mach εισόδου του αέρα (=0 αν ο κινητήρας είναι ακίνητος.)
(m/s): ';
Min=input(prompt);
disp(' ');
prompt='Απώλεια πίεσης εισαγωγής σε % (=0 εαν τα τοιχώματα είναι αδιαβατικά
και ιδανικά.): ';
DPinloss=input(prompt);
disp(' ');
prompt='Απώλεια θερμοκρασίας εισαγωγής σε % (=0 εαν τα τοιχώματα είναι
αδιαβατικά και ιδανικά.): ';
DTinloss=input(prompt);
disp(' ');
prompt='Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης συμπίεστη (0.77 - 0.89): ';
hisc=input(prompt);
disp(' ');
prompt='Συντελεστής απόδοσης καύσης (0.985 - 0.995): ';
hcc=input(prompt);
disp(' ');
prompt='Απώλεια πίεσης θαλάμου καύσης σε % (3-5): ';
DPccloss=input(prompt);
disp(' ');
prompt='Θερμογόνος δύναμη καυσίμου (J/kg): ';
FCV=input(prompt);
disp(' ');
prompt='Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης στροβίλου (0.83 - 0.97): ';
hisc2=input(prompt);
disp(' ');
prompt='Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης στροβίλου ισχύος (0.83 - 0.88): ';

```

```

hispt=input(prompt);
disp(' ');
prompt='Απώλεια πίεσης εξαγωγής σε % (=0 αν τα τοιχώματα είναι αδιαβατικά και
ιδανικά.): ';
DPexhloss=input(prompt);
disp(' ');
prompt='Απώλεια θερμοκρασίας εξαγωγής σε % (=0 αν τα τοιχώματα είναι
αδιαβατικά και ιδανικά.): ';
DTexhloss=input(prompt);
disp(' ');

```

```

%Υπολογισμός δεδομένων διεργασίας 1-2.

```

```

%Πίεση στην εισαγωγή.

```

```

P1=Pa*(1+((gc-1)/2)*Min^2)^(gc/(gc-1));

```

```

%Ολική πίεση στην αρχή της εισαγωγής. Για υπολογισμό δεξ σελίδα 89 στο βιβλίο.

```

```

Po1=P1+da*(Min^2)/2;

```

```

%Ολική πίεση στην αρχή του συμπιεστή.

```

```

Po2=Po1*(1-DPInloss/100);

```

```

%Θερμοκρασία στην αρχή της εισαγωγής.

```

```

T1=Ta*(1+((gc-1)/2)*Min^2);

```

```

%Ολική θερμοκρασία στην αρχή της εισαγωγής. Για υπολογισμό δεξ σελίδα 88 στο
βιβλίο.

```

```

To1=T1+(Min^2)/(2*Cpc);

```

```

%Ολική θερμοκρασία στην αρχή του συμπιεστή.

```

```

To2=To1;

```

```

%Παροχή μάζας αέρα στον συμπιεστή.

```

```

m2=m;

```

```

%Υπολογισμός δεδομένων διεργασίας 2-3.

```

```

%Λόγος πιέσεων με τιμές από 5 έως 30 (δες βιβλίο σελίδα 254).

```

```

Rc=5:0.01:30;

```

```

%Ολική πίεση στην αρχή του διαχωριστή μάζας αέρα ψύξης.

```

```

Po3=Po2.*Rc;
%Ολική θερμοκρασία στην αρχή του διαχωριστή μάζας αέρα ψύξης.
To3=To2*(1+(Rc.^((gc-1)/gc)-1)/hisc);
%Παροχή μάζας αέρα στον διαχωριστή μάζας αέρα ψύξης.
m3=m2;

%Ισχύς συμπίεστη.
CW=m2*Cpc*(To3-To2);

%Υπολογισμός δεδομένων διεργασίας 3-4.
%Ολική πίεση στην αρχή του θαλάμου καύσης.
Po4=Po3;
%Ολική θερμοκρασία στην αρχή του θαλάμου καύσης.
To4=To3;

% Υπολογισμοί για διάφορες τιμές θερμοκρασίας καυσαερίων που εισέρχονται στον
στρόβιλο (TET), με τιμές από 900K εως 1500K (δες βιβλίο).
i=0;
for TET=900:100:1500
    if TET< 1300
        %Ποσοστό μάζας αέρα που χρησιμοποιείται για την ψύξη του στροβίλου
        παρακάμπτοντας τον θάλαμο καύσης.
        Dmc=0;
        %Πτώση θερμοκρασίας στον στρόβιλο λόγω του Dmc.
        DTcooling=0;
    else
        Dmc=0.025*To5-25;
        DTcooling=0.333*To5-333.333;
    end

    %Παροχή μάζας αέρα στον θάλαμο καύσης.
    m4=m*(1-Dmc/100);

```

% Υπολογισμός δεδομένων διεργασίας 4-5.

% Ολική πίεση στην αρχή του μίκτη μάζας αέρα ψύξης.

$$Po5 = Po4 * (1 - DP_{ccloss} / 100);$$

% Ολική θερμοκρασία στην αρχή του μίκτη μάζας αέρα ψύξης.

$$To5 = TET;$$

% Παροχή καυσίμου.

$$mf = m4 * (C_{phb} * To5 - C_{pc} * To4) / (h_{cc} * FCV);$$

% Παροχή μάζας αέρα στον μίκτη μάζας αέρα ψύξης.

$$m5 = m4 + mf;$$

$$FAR = mf / m4;$$

% Υπολογισμός δεδομένων διεργασίας 5-6.

% Ολική πίεση στην αρχή του στροβίλου.

$$Po6 = Po5;$$

% Ολική θερμοκρασία στην αρχή του στροβίλου.

$$To6 = To5 - DT_{cooling};$$

% Παροχή μάζας αέρα στον στροβίλο.

$$m6 = m + mf;$$

% Υπολογισμός δεδομένων διεργασίας 6-7.

% Ολική θερμοκρασία στην αρχή του στροβίλου ισχύος.

$$To7 = To6 - CW / (C_{phe} * m6);$$

% Ολική πίεση στην αρχή του στροβίλου ισχύος.

$$Po7 = Po6 * (1 - (1 - To7 / To6) / hisct)^{(ghe / (ghe - 1))};$$

% Υπολογισμός δεδομένων στο σημείο 9.

% Ολική θερμοκρασία στην έξοδο.

$$Po9 = Pa * 1.003;$$

% Παροχή μάζας αέρα στην έξοδο.

$$m9 = m6;$$

% Υπολογισμός δεδομένων διεργασίας 7-8.

% Ολική πίεση στην αρχή της εξαγωγής.

```

Po8=Po9*100/(100-DPexhloss);
%Ολική θερμοκρασία στην αρχή της εξαγωγής.
To8=To7*(1-(1-(Po8./Po7).^((ghe-1)/ghe))*hispt);
%Παροχή μάζας αέρα στην εξαγωγή.
m8=m6;
%Ισχύς στρόβιλου ισχύος.
PTW=m8*Cphe.*(To7-To8);

%Υπολογισμός δεδομένων διεργασίας 8-9.
%Ολική πίεση στην έξοδο.
To9=To8*(1-DTexhloss/100);

%Υπολογισμός δεδομένων απόδοσης.
%Ωφέλιμη ισχύς.
UW=PTW;
%Θερμική ισχύς.
HI=mf*FCV;
%Ειδική ισχύς
SW=UW/m;
%Συντελεστής θερμικής απόδοσης.
hth=UW./HI;
%Ειδική κατανάλωση καυσίμου.
sfc=1./(hth*FCV);

[rows cols]=size(sfc);
for j=1:cols
    if sfc(j)<0
        sfc(j)=10^-5;
    elseif sfc(j)>(10^-5)
        sfc(j)=10^-5;
    end
end
end

```



```

plot(SW,sfc,'LineWidth',2)
xlabel('SW (J/kg)');
ylabel('sfc (kg/W*s)');
title('Design Point Performance: 2-Shaft GT');
legend({'TET=900K','TET=1000K','TET=1100K','TET=1200K','TET=1300K','TET=1400K','TET=1500K'},'Location','northeast','NumColumns',2)
    i=i+1;
    if i==1
        hold;
    end
end
hold;
End

```

4. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Η βέλτιστη επιλογή είναι το αμερικανικό Osprey V-22, καθώς είναι κατασκευασμένο με εγκάρσια στροφεία που του δίνουν την δυνατότητα να κινούνται ευθεία. Ο τύπος αυτός το καθιστά ικανό να αγγίζει ταχύτητες αεροσκάφους με στροβιλοκινητήρα χωρίς να αυξάνεται η επικινδυνότητα. Η λειτουργικότητα, η ταχύτητα, οι επιδόσεις πτήσης μεγάλων αποστάσεων όπως επίσης και της κάθετης απογείωσης το καθιστούν ιδανική. Δεν είναι τυχαίο ότι αποτελεί ένα σημαντικό αμερικανικό στρατιωτικό αεροσκάφος πολλαπλών αποστολών. Επιπλέον είναι το πρώτο αεροσκάφος με ένα προωθητή τριών πτερυγίων και μονάδα μετάδοσης που τοποθετείτε σε κάθε πτέρυγα. Είναι ταξινομημένο ως μηχανοκίνητο αεροσκάφος ανελκυστήρα και λειτουργεί ως ελικόπτερο με οριζόντια γέφυρα και ρότορες. Επιπροσθέτως εξυπηρετεί το αμερικανικό ναυτικό σώμα και την πολεμική αεροπορία και αναπτύχθηκε σε

επιχειρήσεις τόσο μεταφορών όσο και αεροπορικών μεταφορών. Το V-22 οδήγησε σε πολλά χρόνια ανάπτυξης η οποία δεν σταματά εδώ, αφού το πολεμικό ναυτικό του Ηνωμένου Βασιλείου σκοπεύει να χρησιμοποιήσει τα φορτηγά CUV-22B για φορτοεκφόρτωση από το 2021.

5. ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

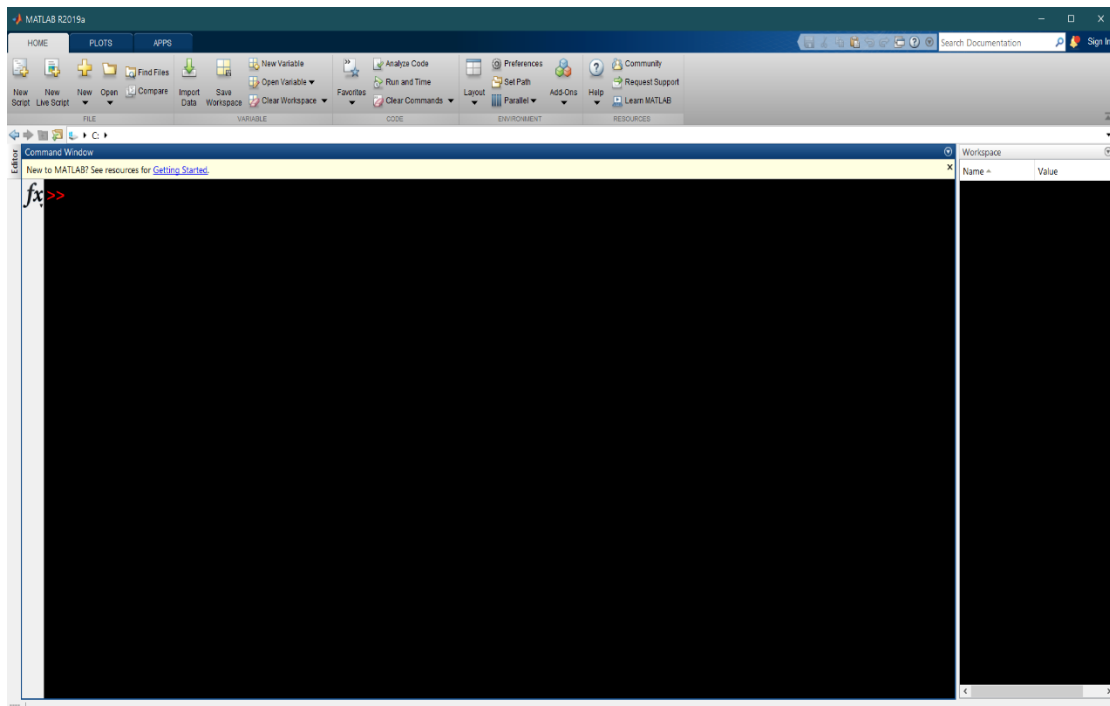
1. “Λειτουργία Αεριοστρόβιλων και Παραγωγή Ενέργειας- Προώθηση Θεωρία” . Απόστολος Πολυζάκης ISBN: 978-960-98311-1-6
2. ["Boeing Marks 50 Years of Delivering Chinook Helicopters"](#). Boeing. 16 August 2012
3. <https://www.britannica.com/technology/jet-engine/Basic-engine-types>
4. Goebel, Greg. [Origins: Vertol V-107 & V-114 Archived](#) 23 June 2012 at the [Wayback Machine](#). Vectorsite.net.
5. Spenser, Jay P. *Whirlybirds, A History of the U.S. Helicopter Pioneers*. University of Washington Press, 1998. [ISBN 0-295-97699-3](#).
6. Holmes, Alexander (26 October 1962). ["The Quiet Americans-Our Marines Overseas"](#). *Los Angeles Times*. [Archived](#) from the original on 26 October 2012. Retrieved 5 July 2017.
7. <https://en.wikipedia.org/wiki/>
8. Warwick, Graham (1 April 2008). ["Chinook: Five decades of development"](#). *Flight International*. [Archived](#) from the original on 11 October 2008. Retrieved 29 March 2010.
9. ["Chinook Information and diagrams about the transmission system"](#). [Archived](#) from the original on 30 March 2015. Retrieved 13 November 2014.
10. <https://www.lockheedmartin.com/en-us/capabilities/sikorsky.html>
11. Belden, Tom (21 May 1982). ["This Whirlybird's an early bird: Boeing Vertol's Army copter delivered on budget"](#). *The Philadelphia Inquirer*. [Archived](#) from the original on 8 June 2011. Retrieved 5 April 2010.

12. ["Type Certificate Data Sheet No. H9EA" \(.pdf\)](#). Federal Aviation Administration. ["Chinook Copter to Vietnam"](#). *The New York Times*. 11 August 1965. [Archived](#) from the original on 3 November 2012. Retrieved 29 March 2010.
13. <https://aerospace.honeywell.com/en/learn/products/engines/t55-turboshaft-engine>
14. Anderton, David & Miller, Jay – Boeing Helicopters CH-47 Chinook. Arlington: Aerofax, Inc, 1989, p. 8, [ISBN 0-942548-42-6](#)
15. Szulcs, Tad (25 July 1971). ["U.S., Britain Quietly Back Military Build-Up of Iran"](#). *The New York Times*. [Archived](#) from the original on 5 June 2011. Retrieved 5 April 2010.
16. [^](#) Roy, Amit (23 February 1980). ["Iran feeling squeeze of European embargo"](#). *Spokesman-Review*.
17. [^](#) ["U.S. cuts off plane parts to Iran"](#). *Chicago Tribune*. 9 November 1979. [Archived](#) from the original on 26 October 2012. Retrieved 5 July 2017.
18. [RL31384, "V-22 Osprey Tilt-Rotor Aircraft: Background and Issues for Congress."](#) [Archived](#) at the [Wayback Machine](#) *Congressional Research Service*.
19. Goodrich, Joseph L. ["Bell-Boeing team lands contract to develop new tilt-rotor aircraft, 600 jobs expected from \\$1.714-billion project for Navy."](#) [Archived](#) 2015-01-11 at the [Wayback Machine](#) *Providence Journal*.
20. ["Pentagon halts spending on V-22 Osprey."](#) [Archived](#) at the [Wayback Machine](#) *Chicago Tribune*.
21. <https://www.rolls-royce.com/>
22. Mitchell, Jim. ["V-22 makes first flight in full airplane mode."](#)[Archived](#) at the [Wayback Machine](#) *Dallas Morning News*.
23. Jones, Kathryn. ["V-22 tilt-rotor passes tests at sea."](#) *Dallas Morning News*,
24. ["Navy halts test flights of V-22 as crash investigated."](#)[Archived](#) [Wayback Machine](#) *Fort Worth Star-Telegram*,
25. ["M777: He Ain't Heavy, He's my Howitzer."](#) [Archived](#) [Wayback Machine](#)*Defense Industry Daily*,
26. https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=15
27. <https://www.history.navy.mil/research/library/online-reading-room/title-list-alphabetically/v/v-22-osprey-tilt-rotor-aircraft.html>
28. <http://www.hellenic-college.gr/works/helcolpedia/projects/transportations/air/helicopter-batakis-2013.pdf>

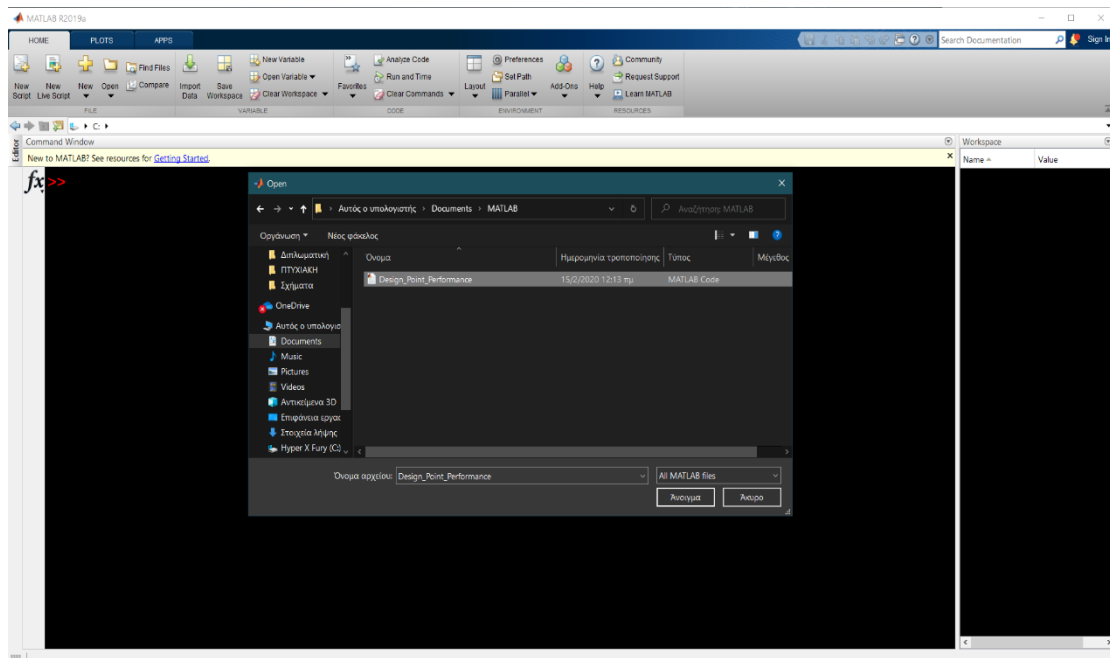
29. <https://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/v-22-history.htm>

6. ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ

Για την εκτέλεση του προγράμματος ο χρήστης θα πρέπει να ακολουθήσει τα παρακάτω βήματα. Αφού εκτελέσει την εφαρμογή Matlab όπως φαίνεται στην εικόνα A.1, θα πρέπει να ‘ανοίξει’ το αρχείο Design_Point_Performance.m που περιέχει τον κώδικα του προγράμματος (εικόνα A.2).

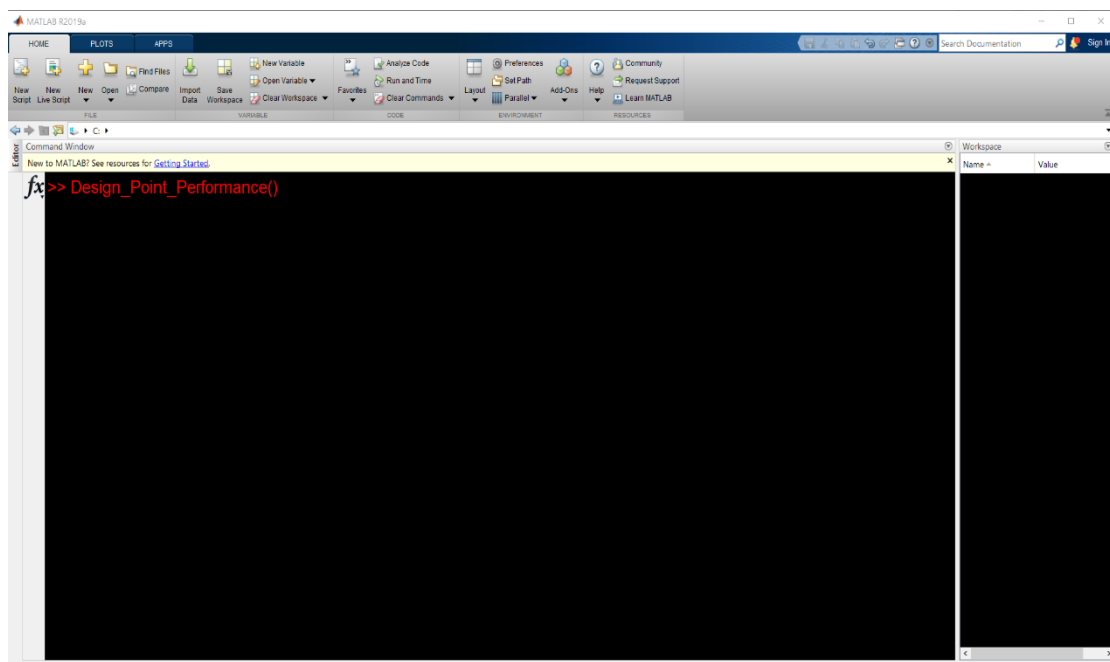


Εικόνα A.1.



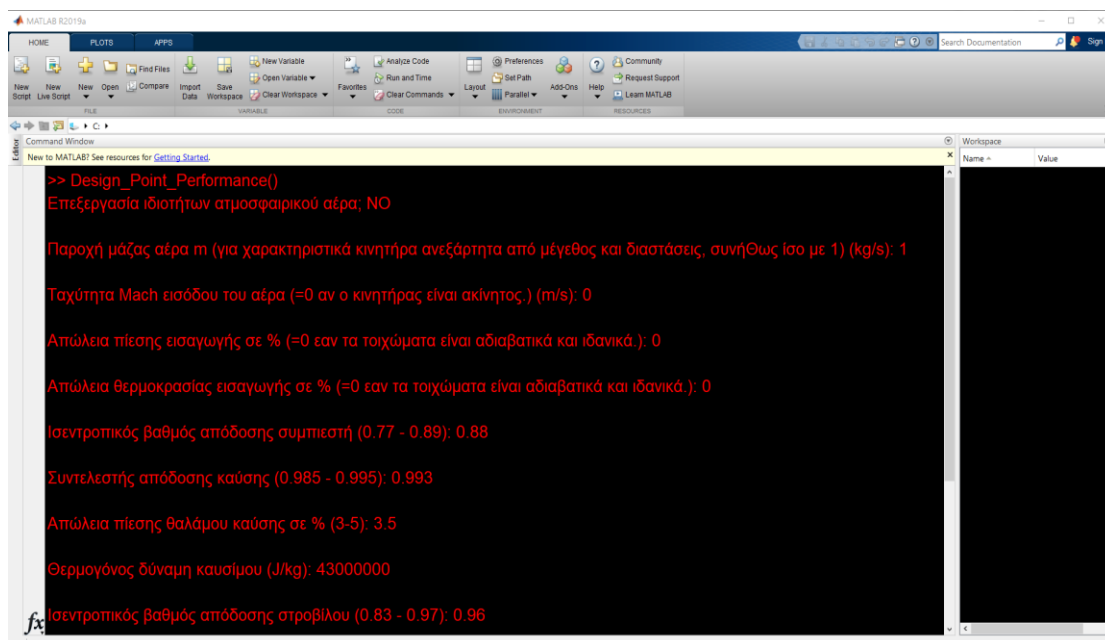
Εικόνα Α.2.

Στην συνέχεια πληκτρολογούμε την εντολή `Design_Point_Performance()` στο command window της εφαρμογής Matlab, όπως φαίνεται στην εικόνα Α.3.



Εικόνα Α.3.

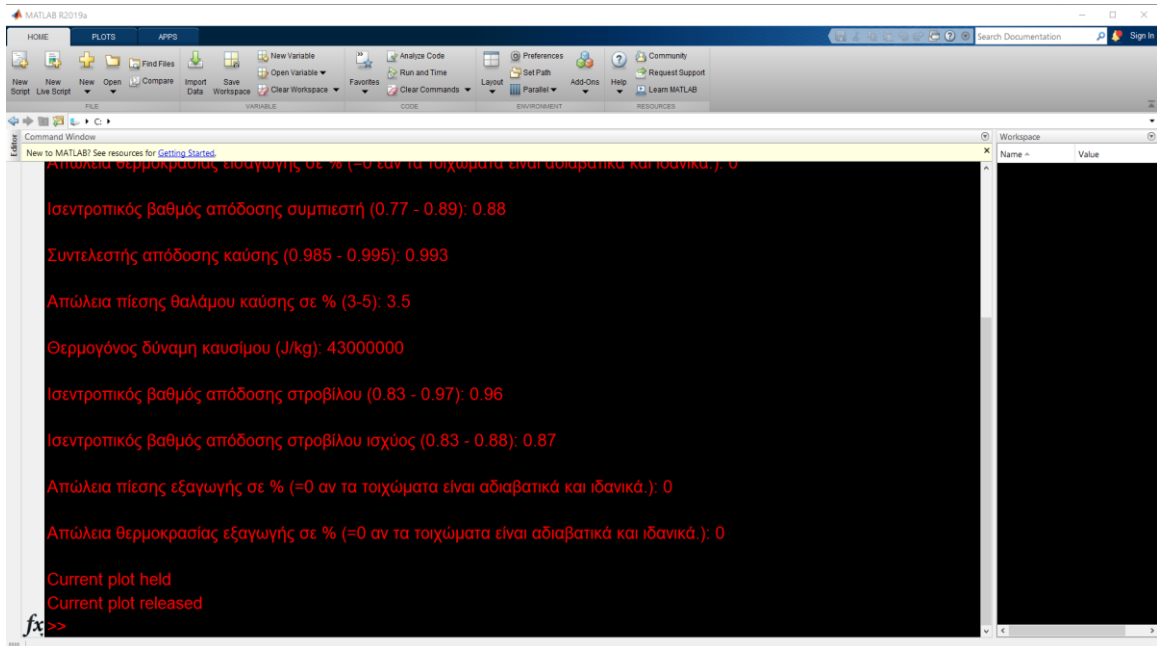
Πατώντας εν συνεχεία το πλήκτρο ENTER από την εισαγωγή της εντολής ξεκινάει ουσιαστικά το πρόγραμμα να 'τρέχει'. Αρχικά ζητείται από το χρήστη η εισαγωγή κάποιων δεδομένων όπως η παροχή μάζας του αέρα στον κινητήρα, οι απώλειες θερμοκρασίας και πίεσης, η θερμογόνος δύναμη του καυσίμου και ο συντελεστής απόδοσης καύσης του, οι ισεντροπικοί συντελεστές απόδοσης συμπιεστή και στροβίλου και άλλα τα οποία φαίνονται στις εικόνες A.4 και A.5. Στο συγκεκριμένο παράδειγμα θα θεωρήσουμε ότι ο κινητήρας λειτουργεί με κηροζίνη, η θερμογόνος δύναμη της οποίας είναι περίπου 43000 KJ/Kg και ότι είναι τοποθετημένος στο έδαφος (ταχύτητα Mach εισόδου αέρα ίση με μηδέν).



```
>> Design_Point_Performance()
Επεξεργασία ιδιοτήτων ατμοσφαιρικού αέρα, NO

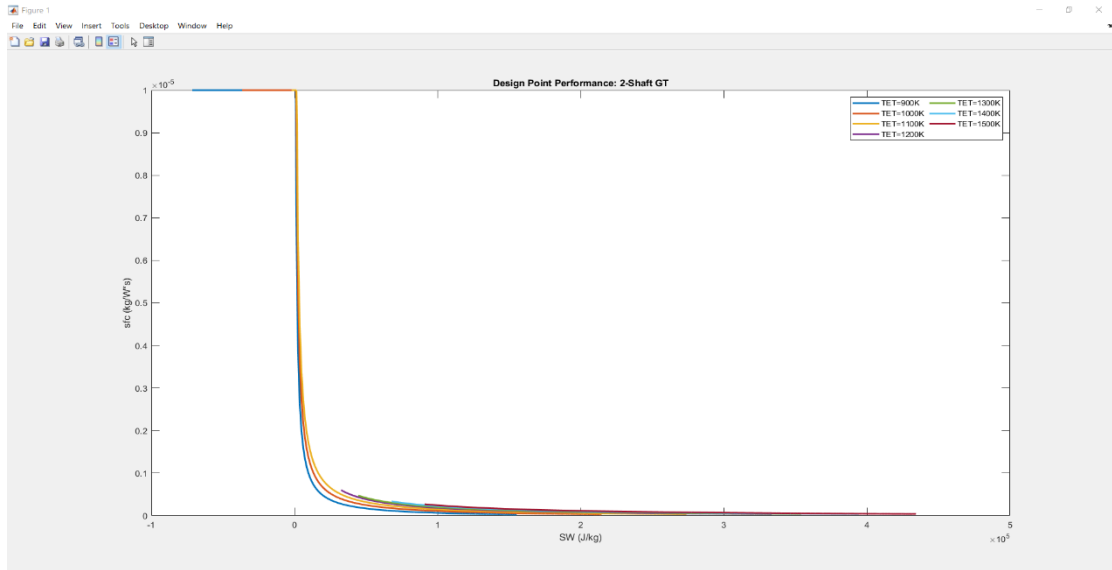
Παροχή μάζας αέρα m (για χαρακτηριστικά κινητήρα ανεξάρτητα από μέγεθος και διαστάσεις, συνήθως ίσο με 1) (kg/s): 1
Ταχύτητα Mach εισόδου του αέρα (=0 αν ο κινητήρας είναι ακίνητος.) (m/s): 0
Απώλεια πίεσης εισαγωγής σε % (=0 εαν τα τοιχώματα είναι αδιαβατικά και ιδανικά.): 0
Απώλεια θερμοκρασίας εισαγωγής σε % (=0 εαν τα τοιχώματα είναι αδιαβατικά και ιδανικά.): 0
Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης συμπιεστή (0.77 - 0.89): 0.88
Συντελεστής απόδοσης καύσης (0.985 - 0.995): 0.993
Απώλεια πίεσης θαλάμου καύσης σε % (3-5): 3.5
Θερμογόνος δύναμη καυσίμου (J/kg): 43000000
Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης στροβίλου (0.83 - 0.97): 0.96
```

Εικόνα A.4.



Εικόνα Α.5.

Έχοντας εισάγει τα δεδομένα εμφανίζεται το διάγραμμα με τα σημεία σχεδιασμού για τον συγκεκριμένο κινητήρα για επτά τιμές θερμοκρασιών (TET) των καυσαερίων που εισέρχονται στον στρόβιλο με εύρος από 900K έως 1500K με βήμα αύξησης 100K. Για περισσότερες τιμές θερμοκρασιών των καυσαερίων αρκεί να μειώσουμε το βήμα αύξησης, πράγμα που υλοποιείται πολύ εύκολα στον συγκεκριμένο κώδικα. Το διάγραμμα της συγκεκριμένης περίπτωσης φαίνεται στην εικόνα Α.6.



Εικόνα Α.6.

ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΕΙΚΟΝΩΝ

Εικόνα 1.1. Airbus H-135.....	14
Εικόνα 1.2. Μεταφορά ενός σκάφους	15
Εικόνα 1.3. Πυροσβεστικό Erickson S-64.	16
Εικόνα 1.4. Ελικόπτερο της Ελληνικής Αστυνομίας BO-105.....	16
Εικόνα 1.5. Στρατιωτικό ελικόπτερο Apache AH-64D.....	17
Εικόνα 1.6. Σχέδιο Λεονάρντο Ντα Βίντσι.....	18
Εικόνα 1.7. Κατασκευή Sir George Cayley.	19
Εικόνα 1.8. Η πρώτη μηχανή με καύσιμο του Ponton Amecount.....	19
Εικόνα 1.9. Η πρώτη ιπτάμενη μηχανή του Enrico Forlanini.	200
Εικόνα 1.10. Η πρώτη κατασκευή με πιλότο.	21
Εικόνα 1.11. Η πρώτη κάθετη πτήση με ποδήλατο.....	21
Εικόνα 1.12. Κατασκευή του Etienne Oemichen.	22
Εικόνα 1.13. Το πρώτο ελικόπτερο FW-61.....	23
Εικόνα 1.14. Τομή κινητήρα turboshaft.....	24
Εικόνα 2.1. Ελικόπτερο Chinook.	34
Εικόνα 2.2. Διάφορες όψεις από το Chinook.	35
Εικόνα 2.3. Κύκλος πτερυγίου ελικοπτέρου.	37
Εικόνα 2.4. Άρθρωση Chinook.	39
Εικόνα 2.5. Κυκλικός έλεγχος για κίνηση εμπρός.	40
Εικόνα 2.6. Έλεγχος ύψους Chinook.	41
Εικόνα 2.7. Κινητήρας Chinook.....	42
Εικόνα 2.8. Engine Air Inlet Section (72-A00).....	43
Εικόνα 2.9. Σχέδιο μετάδοσης κίνησης	44
Εικόνα 2.10. V-22 Osprey Ελικόπτερο.	47
Εικόνα 2.11. Διάφορες κατόψεις του Ελικοπτέρου.....	48
Εικόνα 2.12. Ρότορας ενός κινητήρα V-22.	52
Εικόνα 2.13. Σύστημα μετάδοσης κίνησης ελικοπτέρου.	56
Εικόνα 2.14.....	58
Εικόνα 2.15. Sikorsky Aegean hawk.....	59
Εικόνα 2.16. Κινητήρας PW200.	64
Εικόνα 2.17. Kamov Ka-50.....	67
Εικόνα A.1.....	85
Εικόνα A.2.....	86
Εικόνα A.3.....	86

Εικόνα Α.4.....	87
Εικόνα Α.5.....	88
Εικόνα Α.6.....	89