

ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟ ΕΚΠΑΙΔΕΥΤΙΚΟ ΙΔΡΥΜΑ ΔΥΤΙΚΗΣ ΕΛΛΑΔΑΣ
ΣΧΟΛΗ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ Τ.Ε.

ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΚΑΙ ΑΝΑΠΤΥΞΗΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ

ΖΑΛΟΥΜΗΣ ΣΤΕΦΑΝΟΣ
ΠΑΠΑΔΟΠΟΥΛΟΣ ΑΝΑΣΤΑΣΙΟΣ



ΕΠΟΠΤΗΣ ΒΟΥΡΟΣ ΑΝΔΡΕΑΣ

(Ακαδ. Υπότροφος)

ΠΑΤΡΑ- 2018





ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ	1
ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΚΑΙ ΑΝΑΠΤΥΞΗΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ	1
ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ	3
ΠΙΝΑΚΑΣ ΕΙΚΟΝΩΝ	5
ΠΡΟΛΟΓΟΣ	7
ΠΕΡΙΛΗΨΗ	8
1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ: ΑΡΧΕΣ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΟΛΩΝ	10
1.1. Συνδυασμός Αεροσκάφους με Προωθητικό Σύστημα.	12
1.2. Επιμέρους Τμήματα Κινητήρα.....	13
1.2.1 Εισαγωγή Αέρα.....	14
1.2.2 Συμπιεστής.....	15
1.2.3 Θάλαμος καύσης (Combustion Chamber / Burner).	16
1.2.4 Στρόβιλος (Compressor Turbine)	17
1.2.5 Στόμιο Εξαγωγής Καυσαερίων (Nozzle).	18
2. ΚΙΝΗΤΗΡΕΣ TURBOFAN - TURBOJET	20
2.1 Χαμηλή Παράκαμψη Turbofan.....	21
2.2 Υψηλή Παράκαμψη Turbofan.....	22
2.3 Μετακαυστήρας (AfterBurner).	23
2.4 Μηχανές Μετάκαυσης.....	24
2.5 Σύγκριση Κινητήρων Turbojet – Turbofan.	26
3. ΠΝΕΥΜΑΤΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ	32
3.1 Χρήση της Εξαέρωσης του Αέρα.	32
3.2 Έλεγχος Αέρα Εξαερισμού Κινητήρα.	35
3.3 Ενδείξεις Συστήματος Αεραγωγού.	37
3.4 Σύστημα Εξαέρωσης του Κινητήρα.....	38
3.4.1 Αντιπαγετικό Σύστημα.....	38
3.4.2 Εκκίνηση του Κινητήρα.....	40
3.4.3 Υδραυλικά Συστήματα.....	40
4. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΕΛΕΓΧΟΥ ΠΕΡΙΒΑΛΛΟΝΤΙΚΩΝ ΣΥΝΘΗΚΩΝ	42
4.1 Ανάγκη για Ελεγχόμενο Περιβάλλον.....	42
4.1.1 Κινητική Θέρμανση.....	42
4.1.2 Ηλιακή Θέρμανση.....	43
4.1.3 Θερμικά Φορτία Συστήματος Αεροσκάφους.....	44
4.2 Η Διεθνής Πρότυπη Ατμόσφαιρα(ISA).....	44
4.3 Σχεδιασμός Συστήματος Ελέγχου Περιβαλλοντικών συνθηκών.....	46
4.3.1 Ψύξη με Ψύκτρα Αέρα.....	46
4.3.2 Ψύξη Καυσίμου.....	47
4.3.3 Εξαερισμός Κινητήρα.....	48
4.3.4 Έλεγχος Θερμοκρασίας Εισερχόμενου Αέρα.....	49
4.4 Συστήματα Ψύξης.....	50
4.4.1 Συστήματα Ψύξης Ανακυκλοφορούμενου Αέρα.....	50
4.4.2 Συστήματα Ψύξης Κύκλου Ατμών.....	50
4.4.3 Συστήματα Ψυχρών Υγρών.....	51
4.5 Έλεγχος Υγρασίας.....	52
4.6 Η Αναποτελεσματικότητα των Σημερινών Συστημάτων.....	53
5. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΕΚΤΑΚΤΗΣ ΑΝΑΓΚΗΣ	54
5.1 Συστήματα Προειδοποίησης.....	54
5.2 Ανίχνευση και Καταστολή Πυρκαγιάς.....	57
5.3 Πηγές Ηλεκτρικής Ενέργειας Έκτακτης Ανάγκης.....	59



5.4	Καταστολή Έκρηξης.....	60
5.5	Οξυγόνο Έκτακτης Ανάγκης.....	60
5.6	Εκκένωση Επιβατών.....	61
5.7	Διαφυγή Επιβατών.....	62
5.8	Καθίσματα Ελεγχόμενα από Υπολογιστή.....	64
5.9	Χρονισμός Συστήματος Εκτίναξης.....	65
5.10	Γρήγορη Διαφυγή.....	66
5.11	Καταγραφέας Συντριβής.....	66
5.12	Διακόπτης Συντριβής.....	67
5.13	Έκτακτη Διαφυγή.....	67
5.14	Δοκιμή Συστήματος Έκτακτης Ανάγκης.....	68
6.	ΠΡΟΗΓΜΕΝΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ.....	70
6.1	Συστήματα Διαχείρισης Οχημάτων (VMS).....	70
6.1.1	Αεροσκάφη με περισσότερη Ηλεκτρική Ενέργεια.....	70
6.1.2	Ηλεκτρικός Κινητήρας.....	71
6.2	Αεροσκάφος STEALTH.....	72
6.3	Ολοκληρωμένη Πτήση και Πρόωση.....	72
6.4	Σύστημα Ελέγχου Αεροσκάφους.....	74
6.5	Εκροές Ισχύος Κινητήρα.....	76
6.6	Ηλεκτρικός Κινητήρας.....	78
6.6.1	Συμβατικά Χαρακτηριστικά Κινητήρα.....	79
6.6.2	Ηλεκτρικά Χαρακτηριστικά Κινητήρα.....	79
6.7	Εξηλεκτρισμένα Υδραυλικά Συστήματα.....	80
6.7.1	Ηλεκτρική Ισχύς Αντοχής Σφάλματος 270 DC.....	81
6.7.2	Μονάδα Θερμικής και Ενεργειακής Διαχείρισης.....	81
7.	ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ & ΑΝΑΠΤΥΞΗ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ.....	82
7.1	Σχεδιασμός Συστημάτων.....	82
7.2	Βασικά Στοιχεία αναπτυξιακής διαδικασίας.....	82
7.3	Σημαντικές Διαδικασίες Ασφάλειας.....	83
7.3.1	Ανάλυση Λειτουργικών Κινδύνων (FHA).....	84
7.3.2	Προκαταρκτική Ανάλυση Συστήματος Ασφαλείας (PSSA).....	85
7.3.3	Ανάλυση Ασφαλείας Συστήματος (SSA).....	86
7.4	Ανάλυση Κοινής Αιτίας (CCA).....	86
7.5	Ανάλυση Σφαλμάτων ιεραρχικής δομής (δέντρου – FTA).....	87
7.6	Διάγραμμα Εξαρτήσεων.....	87
7.7	Ανάλυση Αδυναμιών και Επιπτώσεων (FMEA).....	87
7.8	Αξιοπιστία Εξαρτημάτων.....	89
	ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ.....	92
	ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ.....	93

ΠΙΝΑΚΑΣ ΕΙΚΟΝΩΝ

Εικόνα 1: Αρχή λειτουργίας αεριοστροβίλων. http://fuuu.be/polytech/MECAH301/MECAH301_cours_08b-cyclesagaz.pdf	10
Εικόνα 2: Κύκλος Brayton	11
Εικόνα 3: Σχηματική απεικόνιση σχεδιασμού. [20].....	13
Εικόνα 4: Τυπική ζώνη επιλογών κατάλληλου κινητήρα [20].....	13
Εικόνα 5: Κινητήρας Turbofan.....	14
Εικόνα 6: Εισαγωγή αέρα (Intake).[20].....	15
Εικόνα 7: Αξονικός συμπιεστής. https://www.456fis.org/JET_ENGINS.htm	15
Εικόνα 8: Απεικόνιση του θαλάμου καύσης (CombustionChamber).....	16
Εικόνα 9: Θάλαμος καύσης αεροσκάφους.....	17
Εικόνα 10: Στρόβιλος κινητήρα αεροσκάφους.....	17
Εικόνα 11: Ακροφύσιο κινητήρα αεροσκάφους.....	18
Εικόνα 12: Κινητήρας Turbojet.....	18
Εικόνα 13: Σχηματική απεικόνιση κινητήρα turbofan.....	20
Εικόνα 14: Σύστημα κινητήρα turbofan.....	21
Εικόνα 15: Υψηλή παράκαμψη turbofan.....	22
Εικόνα 16: Τομή κινητήρα με μετάκαυση.....	23
Εικόνα 17: Απεικόνιση κινητήρα με μετάκαυση.....	23
Εικόνα 18: Μορφή μετακαυστήρα turbojet. [20].....	25
Εικόνα 19: Μετακαυστήρας Turbofan.[20].....	25
Εικόνα 20: Λειτουργία κινητήρα και διαπερατότητα του αέρα.....	26
Εικόνα 21: Κινητήρας Turbojet.[20].....	26
Εικόνα 22: Αναπαράσταση λειτουργίας Turbofan.....	27
Εικόνα 23: Σύγκριση ολικής απόδοσης διαφόρων τύπων συστημάτων πρόωσης αεροσκαφών.[20].....	28
Εικόνα 24: Χαρακτηριστικά σύγχρονου κινητήρα turbofan.[20].....	32
Εικόνα 25: Σχέση αέρα της ΗΡμε μεγάλα συστήματα αεροσκαφών.[20].....	33
Εικόνα 26: Απλοποιημένο πνευματικό σύστημα αεροσκάφους.[20].....	34
Εικόνα 27: Τυπικό σύστημα εξαερισμού του αεροσκάφους - αριστερή πλευρά. [20].....	35
Εικόνα 28: Τυπική βαλβίδα διακοπής - μείωσης πίεσης (PRSOV). [20].....	36
Εικόνα 29: Σχέδιο πνευματικής βαλβίδας σε αεροσκάφος τύπου HarrierII [20].....	36
Εικόνα 30: Συνοπτική απεικόνιση τυπικού συστήματος εξαέρωσης. [10].....	37
Εικόνα 31: Πίνακας ελέγχου έναντι του πάγου.[20].....	39
Εικόνα 32: Απλοποιημένο πνευματικό σύστημα - αλληλεπίδραση υδραυλικού συστήματος. [20].....	41
Εικόνα 33: Τυπικός φάκελος πτήσης πολεμικού αεροσκάφους. [20].....	43
Εικόνα 34: Θερμοκρασία περιβάλλοντος ως προς το υψόμετρο.[20].....	45
Εικόνα 35: Διακύμανση της πίεσης ως προς το υψόμετρο.[20].....	45
Εικόνα 36: Μεταβολή της πυκνότητας ως προς το υψόμετρο.[20].....	45
Εικόνα 37: Χρήση ανεμιστήρων και αντλιών για την αύξηση της ροής του εισερχόμενου αέρα.[20].....	47
Εικόνα 38: Χρήση καυσίμου ως ψυκτικού μέσου για υδραυλικό λάδι ή λάδι μηχανής.[20].....	48
Εικόνα 39: Σύστημα ψύξης σε κύκλο ατμών. [11].....	51
Εικόνα 40: Σύστημα Ψύξης με υγρό μέσο μεταφοράς [20].	52
Εικόνα 41: Πιλοτήριο αεροσκάφους Spitfire.....	54
Εικόνα 42: Πιλοτήριο αεροσκάφους.....	55
Εικόνα 43: Παράδειγμα φωτεινών ενδείξεων κινδύνου [10].....	55
Εικόνα 44: Σύστημα προειδοποίησης και εμφάνισης MFD.....	56
Εικόνα 45: Σύστημα ανίχνευσης πυρκαγιάς [16].....	57
Εικόνα 46: Παράδειγμα μάσκας πιλότου LOX [20].	61
Εικόνα 47: Σύστημα εκκένωσης επιβατών [20].....	62
Εικόνα 48: Διαφυγή πληρώματος πολεμικού αεροσκάφους [16].....	63
Εικόνα 49: Παράδειγμα καταγραφέα πτήσης (μαύρο κουτί).	66



<i>Εικόνα 50: Διάδρομος εφοδιασμένος με συρματόσχοινο ως φράγμα - ζώνη επιβάδυνσης [20]</i>	68
<i>Εικόνα 51: Μορφή F-15 SMTD [20].....</i>	73
<i>Εικόνα 52: Βοηθητικά συστήματα μονάδας ελέγχου [20].....</i>	75
<i>Εικόνα 53: Γενική αρχιτεκτονική VMS [20].....</i>	76
<i>Εικόνα 54: Σύγκριση συμβατικών και ηλεκτρονικών απολήξεων [20].....</i>	77
<i>Εικόνα 55: Συμβατικός κινητήρας αεροσκάφους [20].....</i>	78
<i>Εικόνα 56: Ηλεκτρονικά εξοπλισμένος κινητήρας [20].....</i>	78
<i>Εικόνα 57: Σύγκριση Συμβατικού - Ηλεκτρουδραυλικού συστήματος. [20].....</i>	80
<i>Εικόνα 58: Απλοποιημένη απεικόνιση των διαδικασιών ασφάλειας [20].....</i>	84
<i>Εικόνα 59: Κύρια γεννήτρια GCU μετασχηματιστής ισχύος [20]......</i>	88



ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Το παρόν τεύχος αποτελεί την Πτυχιακή Εργασία που εκπονήθηκε στο Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών Τ.Ε. του Τεχνολογικού Εκπαιδευτικού Ιδρύματος Δυτικής Ελλάδας και αναφέρεται στις αρχές λειτουργίας που διέπουν τα αεροσκάφη καθώς και σε επιμέρους μέρη αυτών.

Στα πλαίσια της πτυχιακής εργασίας μελετήθηκαν βασικές αρχές των αεροσκαφών, οι ανάγκες τους, καθώς επίσης και συστήματα τα οποία αναπτύχθηκαν προκειμένου αυτές να ικανοποιηθούν. Πιο συγκεκριμένα, έχουν αναλυθεί τα χαρακτηριστικά των επικρατέστερων κινητήρων της αεροβιομηχανίας δηλαδή των turbofans και turbojets, τα πνευματικά συστήματα των αεροσκαφών, τα συστήματα ελέγχου καμπίνας και τα συστήματα έκτακτης ανάγκης. Αναφορά γίνεται επίσης και σε πιο προηγμένα συστήματα αλλά και στο τρόπο με τον οποίο σχεδιάζεται και αναπτύσσεται ένα σύστημα.

Από τη θέση αυτή θα θέλαμε να εκφράσουμε τις θερμότερες ευχαριστίες μας στον επιβλέποντα καθηγητή μας κ. Βούρο Ανδρέα, , για τις πολύτιμες συμβουλές του, για την αμέριστη συμπαράστασή του κατά την διεξαγωγή της παρούσας εργασίας. Τον ευχαριστούμε για την πολύτιμη βοήθεια και καθοδήγηση που προσέφερε για την υλοποίηση της πτυχιακής εργασίας.

Επίσης, θα θέλαμε να ευχαριστήσουμε τις οικογένειές μας για την υπομονή και στήριξη που μας παρείχαν κατά τη διάρκεια των σπουδών μας, αλλά και κατά τη διάρκεια εκπόνησης της πτυχιακής εργασίας.

Υπεύθυνη Δήλωση Σπουδαστή: Ο κάτωθι υπογεγραμμένος σπουδαστής έχω επίγνωση των συνεπειών του Νόμου περί λογοκλοπής και δηλώνω υπεύθυνα ότι είμαι συγγραφέας αυτής της Πτυχιακής Εργασίας, έχω δε αναφέρει στην Βιβλιογραφία μου όλες τις πηγές τις οποίες χρησιμοποίησα και έλαβα ιδέες ή δεδομένα. Δηλώνω επίσης ότι, οποιοδήποτε στοιχείο ή κείμενο το οποίο έχω ενσωματώσει στην εργασία μου προερχόμενο από Βιβλία ή άλλες εργασίες ή το διαδίκτυο, γραμμένο ακριβώς ή παραφρασμένο, το έχω πλήρως αναγνωρίσει ως πνευματικό έργο άλλου συγγραφέα και έχω αναφέρει ανελλιπώς το όνομά του και την πηγή προέλευσης.

Οι σπουδαστές

Παπαδόπουλος Αναστάσιος

Ζαλούμης Στέφανος

.....

.....

(Υπογραφή)

(Υπογραφή)



ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα εργασία αποτελεί παράδειγμα για την περιγραφή μιας προσέγγισης μηχανικής συστημάτων στα συστήματα αεροσκαφών καθώς και για τα αεροηλεκτρονικά συστήματα που αναπτύσσονται από τα αεροσκάφη και τα συστήματα όπλων κατά την εκτέλεση του στρατιωτικού της ρόλου. Η απόδοση και η αλληλεξάρτηση όλων των συστημάτων είναι πρωταρχικής σημασίας για την ικανοποίηση των απαιτήσεων των προδιαγραφών του αεροσκάφους, οι οποίες σε πολλά μελλοντικά αεροσκάφη θα είναι αλληλένδετες. Περιγράφονται τα Συστήματα Αεροσκάφους που προκύπτουν από την εφαρμογή της Μηχανικής Συστημάτων για να αποδείξουν τα οφέλη για την απόδοση των επιμέρους συστημάτων και το σχεδιασμό και την ολοκλήρωση ολόκληρων αεροσκαφών. Οι επερχόμενες τεχνολογίες που αναλύονται σε διάφορα σημεία της παρούσας εργασίας δηλώνουν την προσέγγιση των καινοτόμων και ιδιαίτερα ενοποιημένων τεχνολογιών για πολλά από τα συστήματα αεροσκαφών που θα εξυπηρετούν τόσο πολιτικές όσο και στρατιωτικές εφαρμογές στο μέλλον. Βασική πηγή από την οποία αντλήθηκε το μεγαλύτερο τμήμα του υλικού της εργασίας αποτέλεσε η εργασία του Ian Moir. Το συγκεκριμένο βιβλίο αποτελεί παγκοσμίως το πρώτο εισαγωγικό σύγγραμμα στα συστήματα αεροσκαφών.

Η παρούσα πτυχιακή εργασία εστιάζει στον τρόπο λειτουργία των αεροσκαφών. Γίνεται αναφορά στα επιμέρους τμήματα του κινητήρα ενός αεροσκάφους καθώς επίσης πραγματοποιείται και μια ανάλυση μερικών σημαντικών συστημάτων ελέγχου προκειμένου να γίνει αντιληπτός ο τρόπος λειτουργίας τους. Πιο αναλυτικά:

Στο πρώτο κεφάλαιο πραγματοποιείται αναφορά στην αρχή λειτουργίας που διέπει τους αεροστροβίλους, στα επιμέρους τμήματα που τους απαρτίζουν καθώς επίσης και στον τρόπο επιλογής του βέλτιστου κινητήρα με βάση τις ζητούμενες ανάγκες.

Το δεύτερο κεφάλαιο εστιάζει στους κινητήρες Turbofan και Turbojet, στα επιμέρους χαρακτηριστικά που τους διέπουν καθώς επίσης και στις κύριες διαφορές που έχουν μεταξύ τους.

Στην συνέχεια, το τρίτο κεφάλαιο εστιάζει στα πνευματικά συστήματα. Συγκεκριμένα αναλύει την μέθοδο με την οποία αντλείται ο αέρας από τους κύριους κινητήρες, έπειτα τα σημεία στα οποία αξιοποιείται καθώς επίσης πραγματοποιείται και μια εκτεταμένη αναφορά στον τρόπο λειτουργίας συστημάτων ζωτικής σημασίας του αεροσκάφους όπως είναι το αντιπαγετικό σύστημα, το σύστημα ψύξης του κινητήρα και τα υδραυλικά συστήματα.

Στο τέταρτο κεφάλαιο το ενδιαφέρον εστιάζει στην αλληλεπίδραση που έχει το περιβάλλον με το αεροσκάφος. Γίνεται ανάλυση των θερμικών φορτίων που προκύπτουν σε ένα αεροσκάφος από το ίδιο το περιβάλλον καθώς επίσης και από την χρήση του ηλεκτρονικού εξοπλισμού. Πραγματοποιείται ανάλυση των επιμέρους συστημάτων που εμπεριέχονται σε ένα αεροσκάφος προκειμένου να είναι δυνατή η απομάκρυνση των θερμικών φορτίων που προκύπτουν.

Στο πέμπτο κεφάλαιο η προσπάθεια εστιάζει στα συστήματα προειδοποίησης και στα συστήματα έκτακτης ανάγκης. Συγκεκριμένα γίνεται αναφορά στον τρόπο με τον οποίο φτάνει η τελική πληροφορία στο πιλοτήριο καθώς επίσης και στον τρόπο με τον οποίο λειτουργούν τα συστήματα ανίχνευσης. Επιπλέον πραγματοποιείται ανάλυση της λειτουργίας των συστημάτων έκτακτης ανάγκης όπως είναι για παράδειγμα το σύστημα εκκένωσης των επιβατών, το σύστημα οξυγόνου έκτακτης ανάγκης κλπ.

Τέλος το έκτο κεφάλαιο αναφέρεται στα προηγμένα συστήματα. Εστιάζει στα πλεονεκτήματα που προέκυψαν λόγω της εφαρμογής της τεχνολογίας στους κινητήρες καθώς πραγματοποιείται και σύγκριση των χαρακτηριστικών που προκύπτουν όταν εξελιξούμε ένα κινητήρα ηλεκτρολογικά.



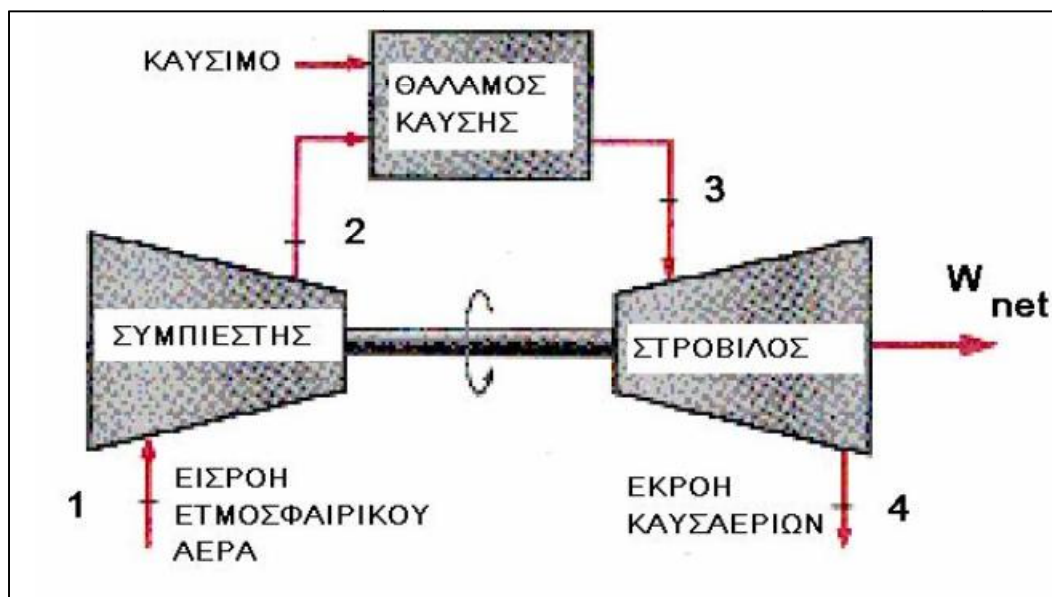


1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ: ΑΡΧΕΣ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΩΛΩΝ

Στην ακόλουθη εργασία έχουμε ασχοληθεί με τον τρόπο λειτουργίας των αεροσκαφών καθώς επίσης και με τα συστήματα τα οποία αυτά περιέχουν. Η αρχή λειτουργίας των αεροστροβίλων (όπου είναι ουσιαστικά οι κινητήρες των αεροσκαφών) ακολουθεί πιστά τον κύκλο Brayton ο οποίος πήρε το όνομά του από τον George Brayton και αποτέλεσε ουσιαστικά το αποτέλεσμα μιας προσπάθειας υπερκέρασης των δυσκολιών του διπλώματος ευρεσιτεχνίας που είχε αποδοθεί στον Ν. Α. ΟΤΤΟ. Παρακάτω περιγράφεται συνοπτικά η αρχή λειτουργίας των αεροστροβίλων:

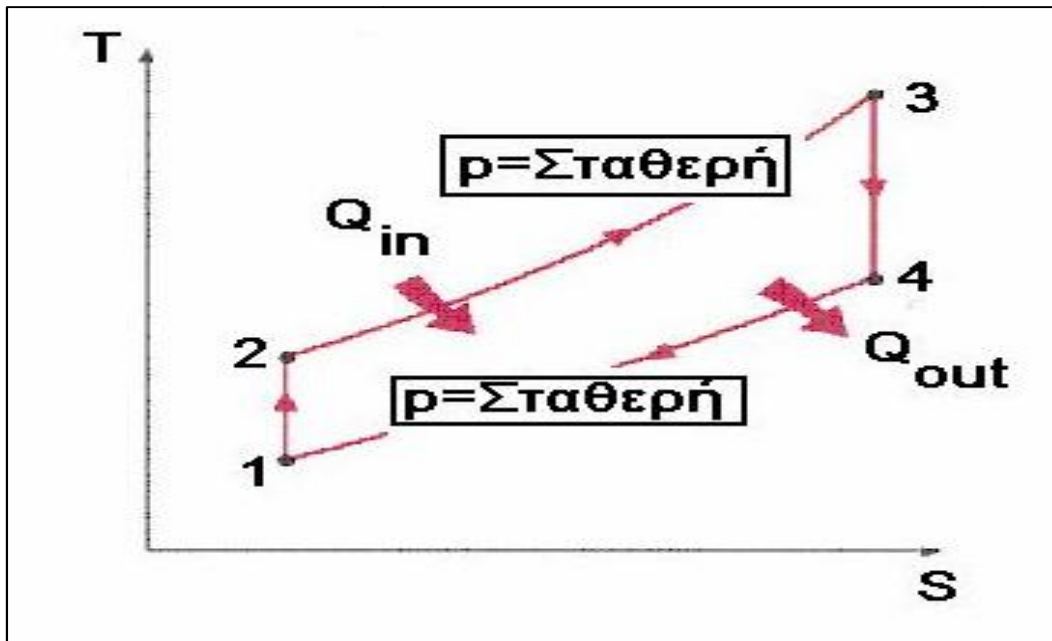
- ∅ Αρχικά, ο αέρας εισέρχεται από την εισαγωγή (intake) προκειμένου να συμπιεστεί σε υψηλή πίεση στον συμπιεστή (compressor).
- ∅ Στη συνέχεια, ο συμπιεσμένος αέρας εισέρχεται στον θάλαμο καύσης (combustion chamber ή burner) όπου αναμιγνύεται με καύσιμο και εκρήγνυται.
- ∅ Μέρος του έργου εκτόνωσης που έχει παραχθεί κινεί τον στρόβιλο (compressor turbine) που με την σειρά του περιστρέφει τον συμπιεστή μέσω άξονα (shaft) που υλοποιεί την μηχανική σύνδεση. Το υπόλοιπο έργο που έχει παραχθεί αποτελεί το ωφέλιμο έργο του κινητήρα δηλαδή την καθαρή ώση του αεροσκάφους.

Όλα τα παραπάνω αποτυπώνονται σχηματικά στην Εικ.1.



Εικόνα 1: Αρχή λειτουργίας αεροστροβίλων.

http://fuuu.be/polytech/MECAH301/MECAH301_cours_08b-cyclesagaz.pdf



Εικόνα 2: Κύκλος Brayton

http://fuuu.be/polytech/MECAH301/MECAH301_cours_08b-cyclesagaz.pdf

Με βάση το παραπάνω διάγραμμα του κύκλου Brayton παρατηρούνται οι ακόλουθες μεταβολές:

- ∅ 1-2: Ισεντροπική Συμπίεση,
- ∅ 2-3: Ισοβαρής Θέρμανση,
- ∅ 3-4: Ισεντροπική Εκτόνωση,
- ∅ 4-1: Ισοβαρής Ψύξη.

Στην συνέχεια γίνεται σύντομη ανάλυση του βασικού απλού, ιδανικού κύκλου Brayton προκειμένου να γίνει κατανοητός ο υπολογισμός της Θερμικής Απόδοσής του. Δίνονται οι βασικές μαθηματικές εκφράσεις προς το σκοπό αυτό:

∅ Εφαρμογή Αρχής Διατήρησης της Ενέργειας:

$$Q - W = \sum_{ΕΞΟΔΟΥ} m_e (h_e + \frac{v_e^2}{2} + g \cdot z_e) - \sum_{ΕΙΣΟΔΟΥ} m_i (h_i + \frac{v_i^2}{2} + g \cdot z_i) \quad (1)$$

∅ Υπολογισμός Έργων:

$$W_{12} = - (h_2 - h_1) = -C_p(T_2 - T_1) \quad (2)$$

$$W_{34} = (h_3 - h_4) = C_p(T_3 - T_4) \quad (3)$$

$$\text{∅ Εισροή Θερμότητας: } q_{34} = (h_3 - h_2) = C_p(T_3 - T_2) \quad (4)$$

$$\text{∅ Λόγος Συμπίεσης: } r = \frac{P_2}{P_1} \quad (5)$$

$$\text{∅ Ισεντροπικές Διεργασίες: } \frac{T_3}{T_4} = \frac{P_3^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{P_4^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad \frac{T_2}{T_1} = \frac{P_2^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{P_1^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (6)$$



Είναι γνωστό ότι ο Βαθμός της Θερμικής απόδοσης ορίζεται ως το πηλίκο του Καθαρού Έργου Παραγωγής ως προς την Εισροή Θερμότητας, συνεπώς με την βοήθεια των σχέσεων (2) , (3) και (4) προκύπτει:

$$\eta = \frac{\text{ΚΑΘΑΡΟΕΡΓΟ}}{\text{ΕΙΣΡΟΗ ΘΕΡΜΟΤΗΤΑΣ}} = \frac{C_p (T_3 - T_4) - C_p (T_2 - T_1)}{C_p (T_3 - T_2)} \quad (7)$$

$$\text{Δεδομένου ότι : } \frac{P_2}{P_1} = \frac{P_3}{P_4} \rightarrow \frac{T_2}{T_1} = \frac{T_3}{T_4} \quad (8)$$

$$\eta = \frac{C_p (T_3 - T_4) - C_p (T_2 - T_1)}{C_p (T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \left(\frac{1}{r}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (9)$$

Έτσι, με βάση τον τελικό τύπο της θερμικής Απόδοσης αυτή μπορεί να προκύπτει συναρτήσει όχι μόνο των θερμοκρασιών αλλά του Λόγου Συμπίεσης.

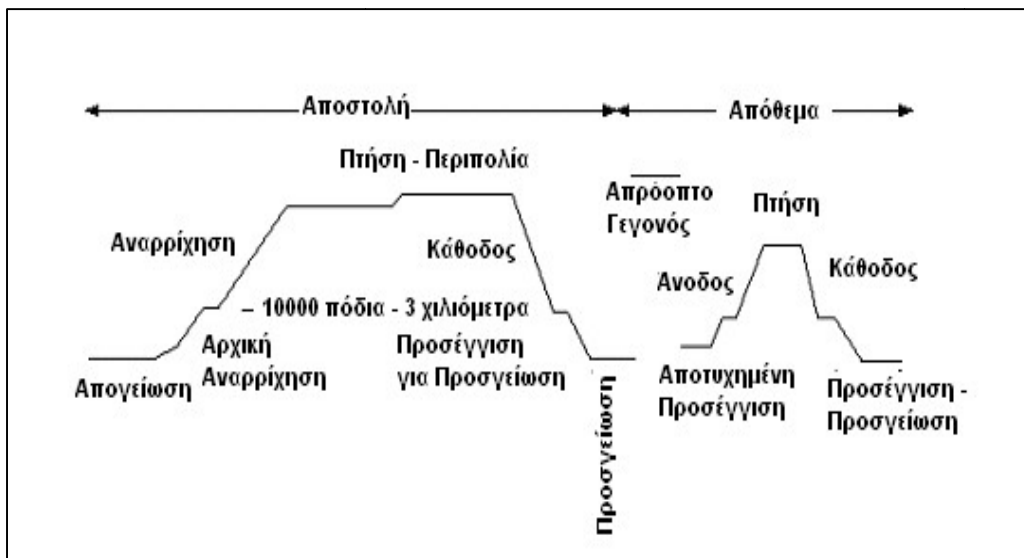
1.1. Συνδυασμός Αεροσκάφους με Προωθητικό Σύστημα.

Με την πάροδο των χρόνων δημιουργήθηκαν πολλών τύπων ανάγκες στο πλαίσιο της εξέλιξης της αεροναυπηγικής. Ίσως η πιο βασική από αυτές είναι η ποσότητα της απαιτούμενης ώσης έτσι ώστε να καλύπτονται όλες οι ανάγκες του εκάστοτε αεροσκάφους. Η διαδικασία που οδηγεί στην εκλογή του πιο αποδοτικού συνδυασμού αεροχήματος και προωθητικού συστήματος είναι αρκετά απαιτητική και χρονοβόρα. Ο σχεδιασμός περιλαμβάνει μια σειρά από παραμέτρους και αντίστοιχους περιορισμούς. Οι πιο σημαντικές ως προς την επιρροή τους στην διαδικασία είναι οι ακόλουθες:

- ∅ Η αποστολή του οχήματος,
- ∅ Τα χαρακτηριστικά του οχήματος όπως το βάρος, οι αεροδυναμικές παραμέτροι κλπ.,
- ∅ Τα χαρακτηριστικά του κινητήρα όπως ο πίνακας απόδοσης, το βάρος του, το είδος του καυσίμου κλπ.,
- ∅ Η αλληλεπίδραση μεταξύ των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του οχήματος και του προωθητικού συστήματος.

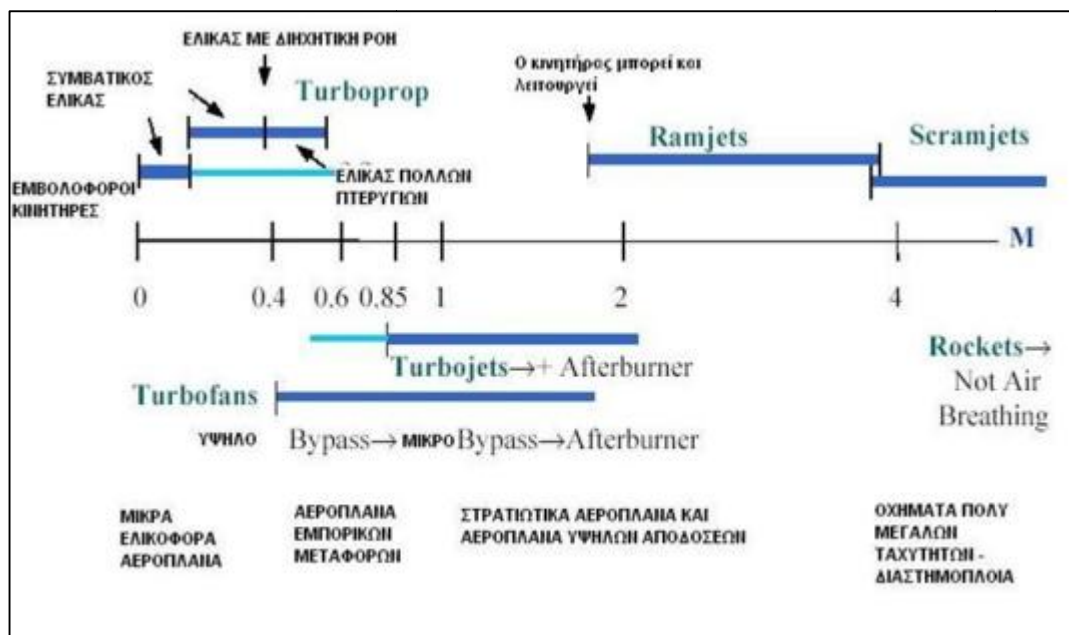
Η επιλογή του κατάλληλου προωθητικού συστήματος θα στηριχθεί στην απαιτούμενη δύναμη ώσης που πρέπει να προσδωθεί στο σύστημα. Η δύναμη αυτή δεν προσδιορίζεται μόνο για τη συνθήκη σταθερής και οριζόντιας πτήσης αλλά και για καταστάσεις ελιγμών και επιτάχυνσης. Για τους παραπάνω λόγους η διαδικασία της επιλογής λαμβάνει υπόψη παραμέτρους όπως:

- ∅ Καθορισμένα μεγέθη επιτάχυνσης για μια σειρά από βασικούς ελιγμούς που θα πρέπει να είναι σε θέση να εκτελέσει το όχημα.
- ∅ Τα επιτρεπτά όρια θορύβου μέσα στα οποία μπορεί να λειτουργεί το προωθητικό σύστημα.
- ∅ Το υπόλοιπο του καυσίμου που πρέπει να παραμείνει στην αντίστοιχη δεξαμενή για λόγους ασφαλείας μετά το πέρας της αποστολής.



Εικόνα 3: Σχηματική απεικόνιση σχεδιασμού. [20]

Σε γενικές γραμμές, η επιλογή κατάλληλου τύπου κινητήρα είναι εύκολη και γίνεται με βάση τη μέγιστη ταχύτητα πτήσης (για τον τύπο του κινητήρα) και το βάρος του οχήματος (για την απαιτούμενη ώση). Η μέγιστη ταχύτητα σχετίζεται μέσω της ωθητικής απόδοσης με την ταχύτητα των καυσαερίων που με την σειρά της δίνει τον πλέον κατάλληλο τύπο κινητήρα. Τα παραπάνω έχουν σχηματοποιηθεί και παρουσιάζονται στην ακόλουθη εικόνα:



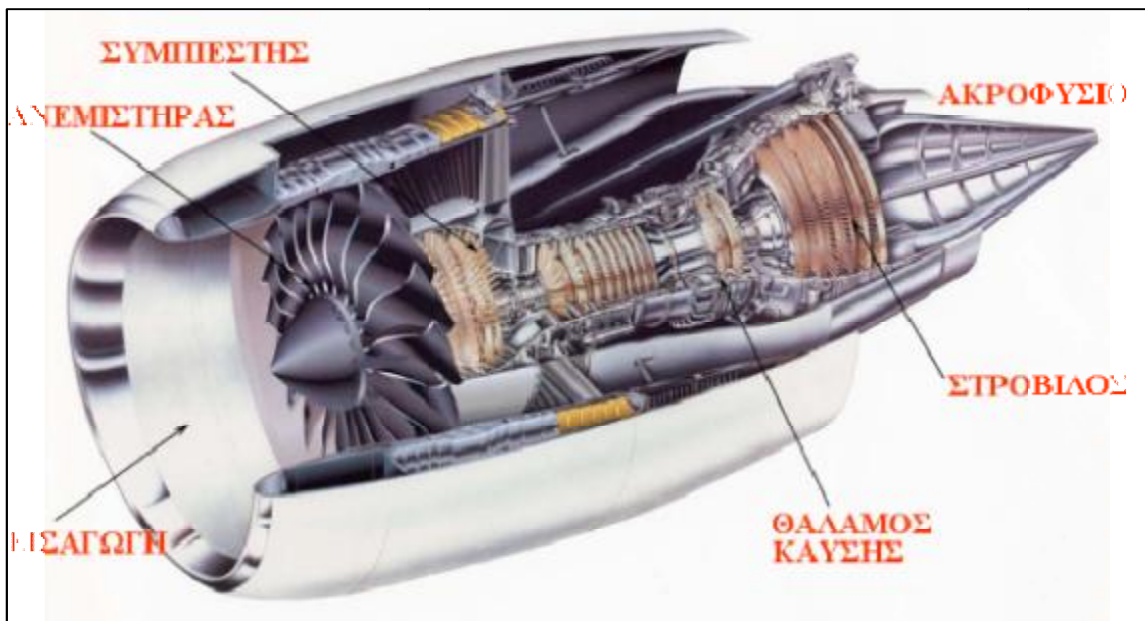
Εικόνα 4: Τυπική ζώνη επιλογών κατάλληλου κινητήρα [20]

1.2. Επιμέρους Τμήματα Κινητήρα.

Στους τουρμπινοκινητήρες, ο αέρας αναρροφάται, συμπιέζεται, προστίθεται καύσιμο, καίγεται και τα πολύ θερμά αέρια διογκώνονται στο πίσω μέρος του κινητήρα, ωθώντας το



αεροσκάφος προς τα εμπρός. Μερικά από αυτά τα καυσαέρια περιστρέφουν μία τουρμπίνα, η οποία οδηγεί τον συμπιεστή. Ένας αριθμός διαφορετικών τύπων κινητήρων αεριοστροβίλων έχει αναπτυχθεί για χρήση ανάλογα με τις συγκεκριμένες ανάγκες ενός συγκεκριμένου τύπου αεροσκάφους[1].



Εικόνα 5: Κινητήρας Turbofan.

<https://www.quora.com/What-is-the-difference-between-turbofan-and-turbojet>

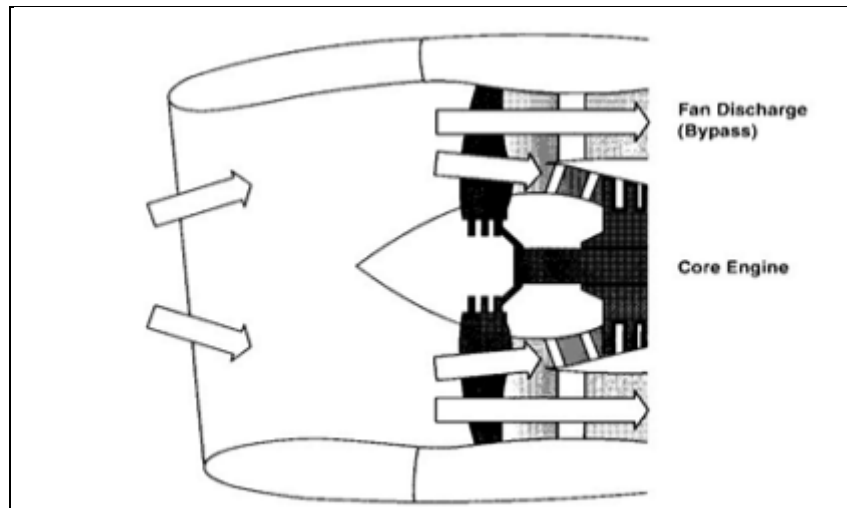
1.2.1 Εισαγωγή Αέρα

Για την εισαγωγή αέρα απαιτείται μια διάταξη σωλήνα μπροστά από τον συμπιεστή για να διευκολύνει την ομαλή εισαγωγή του εισερχόμενου αέρα στις κινούμενες λεπίδες του συμπιεστή. Οι παλαιότεροι κινητήρες είχαν στάσιμα πτερύγια μπροστά από τις κινούμενες λεπίδες. Αυτά τα πτερύγια βοήθησαν επίσης να κατευθύνουν τον αέρα στις λεπίδες. Ο αέρας που ρέει σε έναν κινητήρα turbojet είναι πάντα υποηχητικός, ανεξάρτητα από την ταχύτητα του ίδιου του αεροσκάφους.

Η εισαγωγή πρέπει να παρέχει αέρα στον κινητήρα με μια αποδεκτή μικρή μεταβολή της πίεσης (γνωστή ως παραμόρφωση) και έχοντας χάσει όσο το δυνατόν λιγότερη ενέργεια στη διαδρομή (γνωστή ως ανάκτηση πίεσης). Η άνοδος της πίεσης στην εισαγωγή είναι η συμβολή των εισόδων στη συνολική αναλογία πίεσης του συστήματος πρόωσης και τη θερμική απόδοση.

Η πρόσληψη κερδίζει προβολή σε υψηλές ταχύτητες όταν μεταδίδει περισσότερη ώθηση στην airfame από ότι ο κινητήρας. Τα πολύ γνωστά παραδείγματα είναι τα συστήματα πρόωσης Concorde και Lockheed SR-71 Blackbird, όπου η πρόσληψη και η συνεισφορά κινητήρα στο σύνολο του κινητήρα ήταν 63% / 8% και σε 2 Mach 54% / 17% .

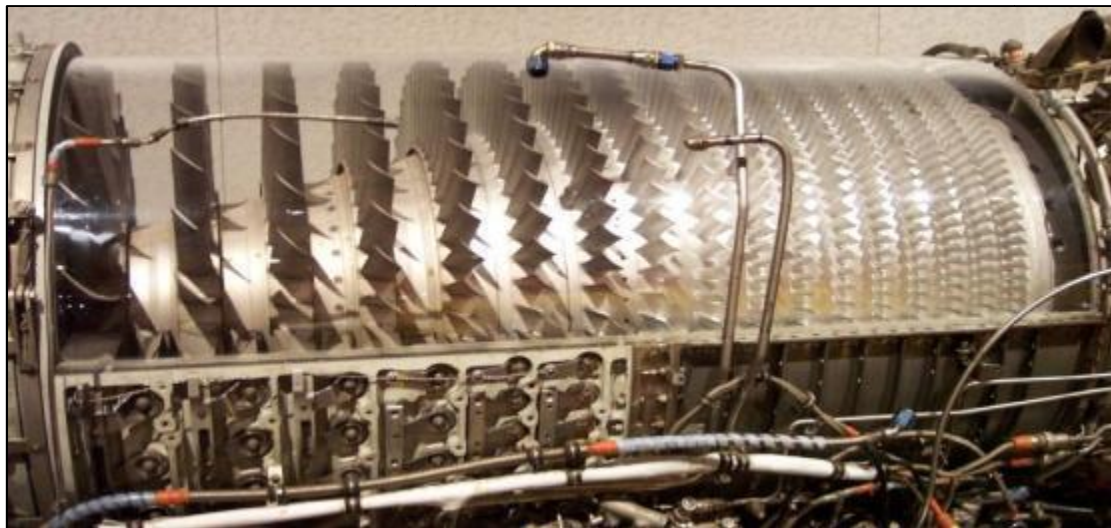
Οι προσλήψεις κυμαίνονταν από το μηδενικό μήκος της εγκατάστασης Pratt&Whitney TF33 στο Lockheed C-141 Starlifter έως τις δίδυμες, 65 πόδια μακρύ προσλήψεις στο βόρειο αμερικανικό XB-70 Valkyrie, το καθένα τροφοδοτεί τρεις κινητήρες με μία ροή αέρα εισαγωγής περίπου 800 λίβρες / δευτερόλεπτο.



Εικόνα 6: Εισαγωγή αέρα (Intake).[20]

1.2.2 Συμπίεστής.

Ο συμπίεστής κινείται από την τουρμπίνα. Περιστρέφεται με μεγάλη ταχύτητα, προσθέτοντας ενέργεια στη ροή αέρα και ταυτόχρονα πιέζοντας (συμπιέζοντας) σε μικρότερο χώρο. Η συμπίεση του αέρα αυξάνει την πίεση και τη θερμοκρασία του. Όσο μικρότερος είναι ο συμπίεστής, τόσο πιο γρήγορα γίνεται στροφή. Στο μεγάλο άκρο του εύρους, ο ανεμιστήρας GE-90-115 περιστρέφεται σε περίπου 2.500 σ.α.λ., ενώ ένας μικρός συμπίεστής κινητήρα ελικοπτερου περιστρέφεται γύρω στις 50.000 σ.α.λ.



Εικόνα 7: Αξονικός συμπίεστής. https://www.456fis.org/JET_ENGINS.htm

Οι τουρμποκινητήρες τροφοδοτούν αέρα από τον συμπίεστή στο αεροσκάφος, π.χ για το σύστημα περιβαλλοντικού ελέγχου, για την κατάψυξη και για τη συμπίεση του ρεζερβουάρ καυσίμου. Ο ίδιος ο κινητήρας χρειάζεται αέρα σε διάφορες πιέσεις και ρυθμούς ροής για να συνεχίσει να λειτουργεί. Αυτός ο αέρας προέρχεται από τον συμπίεστή και χωρίς αυτόν οι υπερτροφοδοτούμενοι στρόβιλοι θα υπερθερμανθούν, το λάδι λίπανσης θα διαρρεύσει από τις



κοιλότητες των εδράνων, τα έδρανα ώθησης του ρότορα θα ολισθαίνουν ή θα είναι υπερφορτωμένα και ο πάγος θα σχηματίζεται στον κώνο της μύτης.

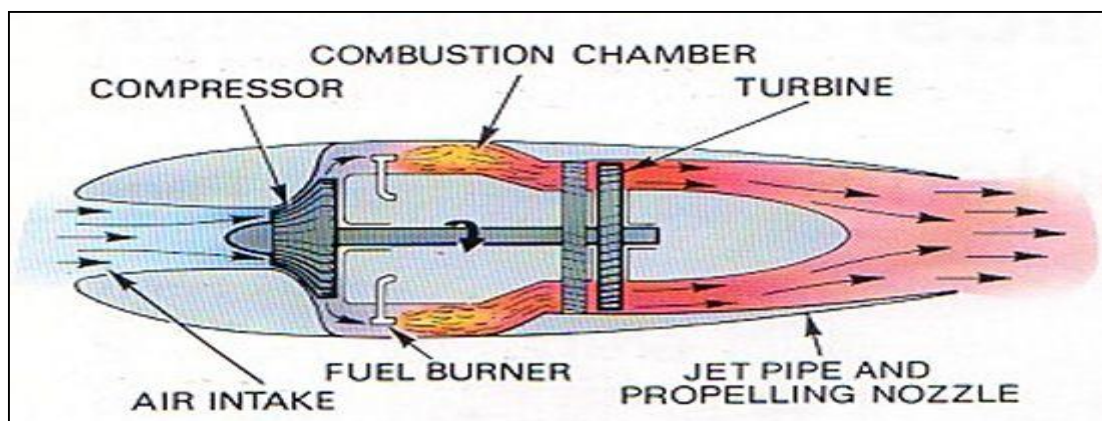
Ο αέρας από τον συμπιεστή, ο οποίος ονομάζεται δευτερεύων αέρας, χρησιμοποιείται για την ψύξη του στροβίλου, τη στεγανοποίηση της κοιλότητας, την αντιπαγωτική προστασία και την εξασφάλιση ότι το αξονικό φορτίο του ρότορα στο ωστικό ρουλεμάν δεν θα φθαρεί πρόωρα. Ο εφοδιασμός με αέρα στο αεροσκάφος μειώνει την αποδοτικότητα του κινητήρα επειδή έχει συμπιεστεί, αλλά στη συνέχεια δεν συμβάλλει στην παραγωγή ώσης. Ο εξαερωτήρας για τις υπηρεσίες αεροσκαφών δεν χρειάζεται πλέον στο Boeing 787 με τουρμπινοκινητήρα.

Οι τύποι συμπιεστών που χρησιμοποιούνται στους τουρμπινοκινητήρες είναι τυπικά αξονικοί ή φυγοκεντρικοί. Οι πρώτοι συμπιεστές στροβιλοσυμπιεστή είχαν χαμηλές αναλογίες πίεσης έως περίπου 5: 1. Οι αεροδυναμικές βελτιώσεις που περιλαμβάνουν τον διαχωρισμό του συμπιεστή σε δύο ξεχωριστά περιστρεφόμενα τμήματα, ενσωματώνοντας μεταβλητές γωνίες λεπίδων για περύγια οδήγησης εισόδου και στάτορες και διαρρέοντας αέρα από τον συμπιεστή, επέτρεψαν σε μεταγενέστερους τουρμπινοκινητήρες να έχουν συνολικές αναλογίες πίεσης 15: 1 ή περισσότερο. Για λόγους σύγκρισης, οι σύγχρονοι κινητήρες στροβιλοσυμπιεστών έχουν συνολική αναλογία πίεσης 44: 1 ή περισσότερο. Μετά την έξοδο από τον συμπιεστή, ο αέρας εισέρχεται στο θάλαμο καύσης [3].

1.2.3 Θάλαμος καύσης (Combustion Chamber / Burner).

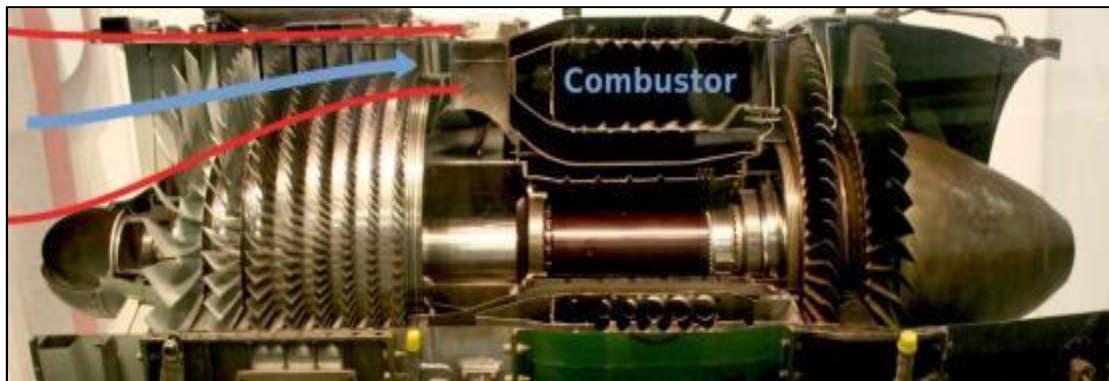
Η διαδικασία καύσης στον καυστήρα είναι σημαντικά διαφορετική από αυτή σε έναν κινητήρα εμβόλων. Σε έναν κινητήρα εμβόλων, τα αέρια καύσης περιορίζονται σε μικρό όγκο και καθώς καίγεται το καύσιμο αυξάνεται η πίεση. Σε ένα τουρμπινοσυμπιεστή, ο αέρας και το μείγμα καυσίμου καίγονται στον καυστήρα και περνούν στην τουρμπίνα σε συνεχή ροή χωρίς να δημιουργείται πίεση. Αντ' αυτού, υπάρχει μια μικρή απώλεια πίεσης στον καυστήρα.

Το μίγμα καυσίμου-αέρα μπορεί να καεί μόνο σε αργά-κινούμενο αέρα, έτσι διατηρείται μια περιοχή αντίστροφης ροής από τα ακροφύσια καυσίμου για την κατά προσέγγιση στοιχειομετρική καύση στην κύρια ζώνη. Περαιτέρω αέρας συμπιεστή εισάγεται ο οποίος ολοκληρώνει τη διαδικασία καύσης και μειώνει τη θερμοκρασία των προϊόντων καύσης σε ένα επίπεδο που μπορεί να δεχθεί ο στροβίλος. Λιγότερο από το 25% του αέρα χρησιμοποιείται συνήθως για την καύση, καθώς απαιτείται ένα συνολικό φτωχό μείγμα για να διατηρηθεί στα όρια της θερμοκρασίας του στροβίλου [4].



Εικόνα 8: Απεικόνιση του θαλάμου καύσης (Combustion Chamber).

<http://aeromodelbasic.blogspot.com/2011/12/basic-mechanics-for-jet-engin.html>



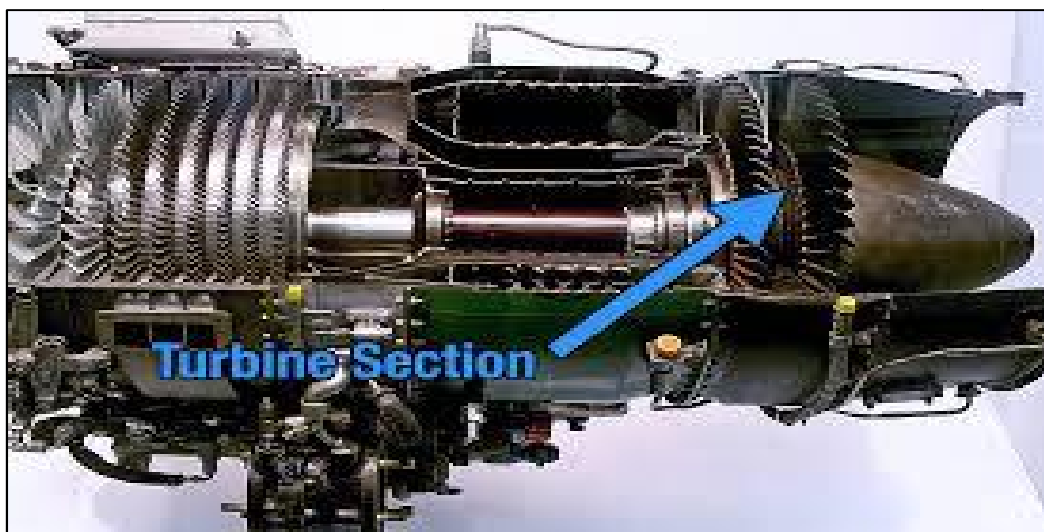
Εικόνα 9: Θάλαμος καύσης αεροσκάφους.

<http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/how-does-a-jet-engine-turbofan-work>

1.2.4 Στρόβιλος (Compressor Turbine)

Τα πολύ θερμά αέρια που εξέρχονται από τον καυστήρα διογκώνονται μέσω της τουρμπίνας - στρόβιλου. Τυπικά υλικά για τις τουρμπίνες περιλαμβάνουν το Inconel και το Nimonic. Τα πιο ζεστά πτερύγια και οι λεπίδες της τουρμπίνας σε έναν κινητήρα έχουν εσωτερικές διόδους ψύξης. Ο αέρας από τον συμπιεστή διοχετεύεται μέσω αυτών για να διατηρηθεί η θερμοκρασία του μετάλλου εντός ορίων. Τα υπόλοιπα στάδια δεν χρειάζονται ψύξη.

Στο πρώτο στάδιο, η τουρμπίνα είναι σε μεγάλο βαθμό μία τουρμπίνα ώθησης (παρόμοια με έναν τροχό Pelton) και περιστρέφεται λόγω της πρόσκρουσης του ρεύματος θερμού αερίου. Τα μεταγενέστερα στάδια είναι συγκλίνοντες αγωγοί που επιταχύνουν το αέριο. Η ενέργεια μεταφέρεται στον άξονα μέσω της ανταλλαγής ορμής, αντίθετα προς τη μεταφορά ενέργειας στον συμπιεστή. Η ισχύς που αναπτύσσεται από την τουρμπίνα κινεί τον συμπιεστή και εξαρτήματα, όπως καύσιμο, λάδι και υδραυλικές αντλίες που κινούνται από το κιβώτιο ταχυτήτων [3].



Εικόνα 10: Στρόβιλος κινητήρα αεροσκάφους.

<http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/how-does-a-jet-engine-turbofan-work/>



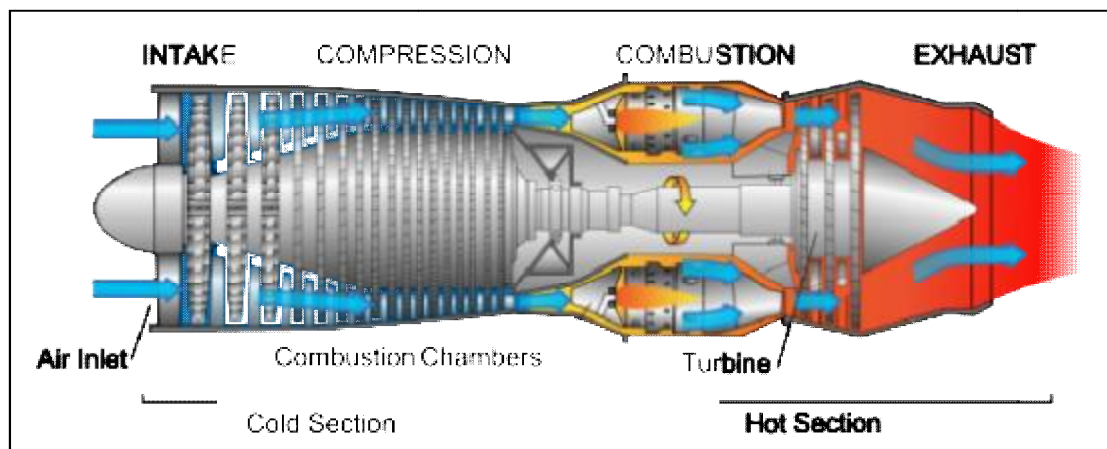
1.2.5 Στόμιο Εξαγωγής Καυσαερίων (Nozzle).

Μετά από την τουμπίνα, τα αέρια διογκώνονται διαμέσου του ακροφυσίου εξαγωγής, παράγοντας ένα πίδακα υψηλής ταχύτητας. Σε ένα συγκλίνον ακροφύσιο, ο αγωγός στενεύει προοδευτικά σε ένα λαιμό. Ο λόγος πίεσης του ακροφυσίου σε ένα στροβιλοσυμπιεστή είναι αρκετά υψηλός στις υψηλότερες ρυθμίσεις ώσης για να προκαλέσει το στραγγαλισμό του ακροφυσίου. Αν, ωστόσο, τοποθετηθεί ένα συγκλίνον-αποκλίνονακροφύσιο Laval, το τμήμα αποκλίσεων (αυξανόμενη περιοχή ροής) επιτρέπει στα αέρια να φτάσουν υπερηχητική ταχύτητα μέσα στο αποκλίνον τμήμα. Πρόσθετη ώθηση δημιουργείται από την υψηλότερη ταχύτητα εξάτμισης που προκύπτει[3].



Εικόνα 11: Ακροφύσιο κινητήρα αεροσκάφους.

<http://www.airport-data.com/aircraft/photo/001089616.html>



Εικόνα 12: Κινητήρας Turbojet

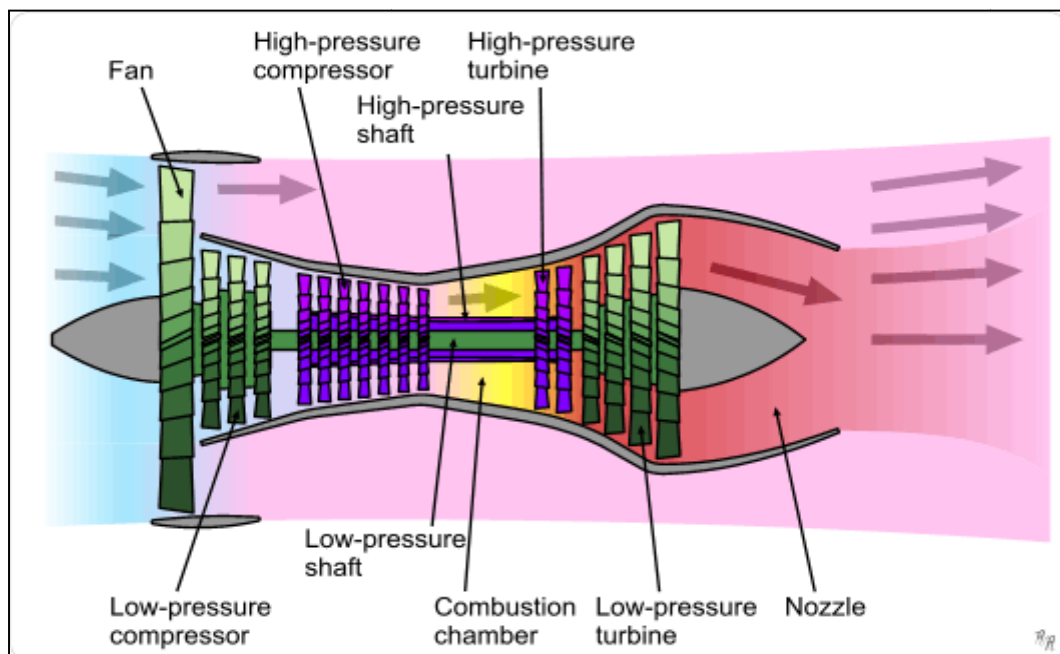
<https://altatecnologia-hi-tech.blogspot.com/2017/11/como-funciona-el-motor-reaccion.html>





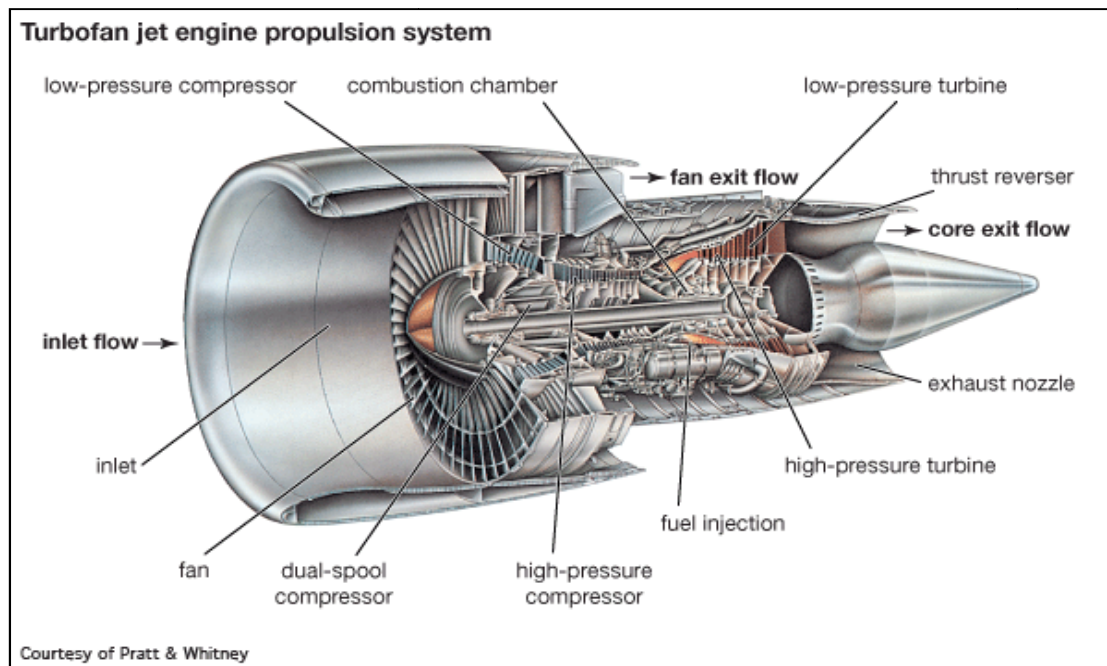
2. ΚΙΝΗΤΗΡΕΣ TURBOFAN - TURBOJET

Το turbofan ή fanjet είναι ένας τύπος αεριοθούμενου κινητήρα που χρησιμοποιείται ευρέως στην πρόωση αεροσκαφών. Η λέξη "turbofan" είναι ένας συνδυασμός "ανεμογεννήτριας" και "ανεμιστήρα": το turbo τμήμα αναφέρεται σε έναν κινητήρα αεροστροβίλου ο οποίος επιτυγχάνει μηχανική ενέργεια από την καύση και τον ανεμιστήρα, ένας ανεμιστήρας που χρησιμοποιεί την μηχανική ενέργεια του αεροστροβίλου για να επιταχύνει τον αέρα προς τα πίσω. Έτσι, ενώ όλος ο αέρας που εισάγεται από ένα στροβίλοσυμπιεστή περνά μέσα από την τουρμπίνα (μέσω του θαλάμου καύσης), σε ένα turbofan μέρος από αυτόν τον αέρα παρακάμπτει τον στρόβιλο. Έτσι, ένας turbofan μπορεί να θεωρηθεί ως ένας turbojet που χρησιμοποιείται για να οδηγήσει έναν ανεμιστήρα με αγωγούς που συμβάλλουν στην ώθηση. Ο λόγος της ροής μάζας- αέρα παρακάμπτοντας τον πυρήνα του κινητήρα σε σύγκριση με τη ροή μάζας αέρα που διέρχεται από τον πυρήνα αναφέρεται ως λόγος παράκαμψης. Ο κινητήρας παράγει ώθηση μέσω ενός συνδυασμού αυτών των δύο τμημάτων που εργάζονται μαζί. Οι κινητήρες που χρησιμοποιούν περισσότερη ώθηση τζετ σε σχέση με την ώθηση του ανεμιστήρα είναι γνωστοί ως turbofans με χαμηλή παράκαμψη, αντίθετα εκείνοι που έχουν σημαντικά περισσότερη ώθηση του ανεμιστήρα από την ώθηση τζετ είναι γνωστοί ως high-bypass. Οι περισσότεροι εμπορικοί αεριοθούμενοι κινητήρες που χρησιμοποιούνται σήμερα είναι τύπου υψηλής παράκαμψης, ενώ οι πιο σύγχρονοι στρατιωτικοί κινητήρες μαχητών είναι χαμηλής παράκαμψης. Οι καυστήρες δεν χρησιμοποιούνται σε υπερτροφοδοτούμενες υπερτροφοδοτικές μηχανές, αλλά μπορούν να χρησιμοποιηθούν είτε σε υπερτροφοδοτούμενες είτε σε turbojet κινητήρες χαμηλής περιστροφής[5].



Εικόνα 13: Σχηματική απεικόνιση κινητήρα turbofan.

<http://funionamientodeltubofan.blogspot.com/>



Εικόνα 14: Σύστημα κινητήρα turbofan.

<https://www.quora.com/What-is-the-difference-between-turbofan-and-turbojet>

2.1 Χαμηλή Παράκαμψη Turbofan.

Ένας υπερτροφοδοτούμενος λόγος υψηλών προδιαγραφών ώθησης / χαμηλής παράκαμψης έχει κανονικά έναν ανεμιστήρα πολλαπλών σταδίων, αναπτύσσοντας έναν σχετικά υψηλό λόγο πίεσης και, συνεπώς, αποδίδοντας υψηλή (μικτή ή ψυχρή) ταχύτητα εξάτμισης. Η ροή αέρα του πυρήνα πρέπει να είναι αρκετά μεγάλη ώστε να παρέχει επαρκή μηχανική ενέργεια για να οδηγήσει τον ανεμιστήρα. Ένας μικρότερος κύκλος αναλογίας ροής / υψηλότερου υπολοίπου παράκαμψης μπορεί να επιτευχθεί ανυψώνοντας τη θερμοκρασία εισόδου του στροφείου στροβίλου (HP).

Για να φανεί μια πτυχή του τρόπου με τον οποίο ένα turbofan διαφέρει από ένα στροβιλοσυμπιεστή, μπορεί να συγκριθεί με την ίδια εκτίμηση της ροής αέρα στην ίδια ροή αέρα (για να διατηρηθεί μια κοινή πρόσληψη για παράδειγμα) και την ίδια καθαρή ώθηση (δηλαδή την ίδια ώθηση). Μια ροή παράκαμψης μπορεί να προστεθεί μόνο εάν η θερμοκρασία εισόδου του ρουμπίνια είναι πολύ υψηλή για να αντισταθμίσει τη μικρότερη ροή του πυρήνα. Οι μελλοντικές βελτιώσεις στην τεχνολογία ψύξης του υλικού της τουρμπίνιας μπορούν να επιτρέψουν υψηλότερη θερμοκρασία εισόδου του ρουμπίνιας, η οποία είναι απαραίτητη λόγω της αυξημένης θερμοκρασίας του αέρα ψύξης, που προκύπτει από τη συνολική αύξηση της αναλογίας πίεσης.

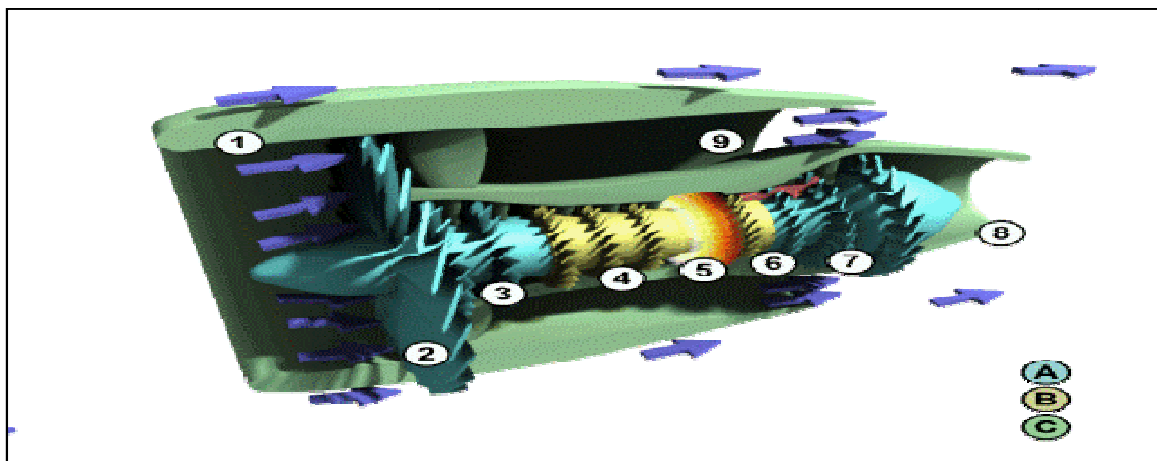
Η προκύπτουσα καυσίμου, με λογικές αποδόσεις και απώλεια αγωγών για τα πρόσθετα εξαρτήματα, θα λειτουργούσε πιθανότατα σε υψηλότερη αναλογία πίεσης του ακροφυσίου από τον τουρμπινοκινητήρα, αλλά με χαμηλότερη θερμοκρασία καυσαερίων για να διατηρήσει την καθαρή ώθηση. Δεδομένου ότι η αύξηση της θερμοκρασίας σε ολόκληρο τον κινητήρα (εισαγωγή εωσακροφύσιο) θα ήταν χαμηλότερη, η ροή καυσίμου (ξηρή ισχύς) θα μειωνόταν, με αποτέλεσμα να υπάρχει μια καλύτερη κατανάλωση καυσίμου (SFC)[6].



2.2 Υψηλή Παράκαμψη Turbofan.

Οι κινητήρες χαμηλής ειδικής ώσης / υψηλής παράκαμψης που χρησιμοποιήθηκαν στα σημερινά πολιτικά αεροσκάφη (και μερικά στρατιωτικά αεροσκάφη μεταφοράς) εξελίχθηκαν από τους υπερτροφοδοτούμενους κινητήρες υψηλής ταχύτητας / χαμηλής παράκαμψης που χρησιμοποιήθηκαν στα αεροσκάφη αυτά στη δεκαετία του 1960.

Χαμηλή ειδική ώθηση επιτυγχάνεται αντικαθιστώντας τον ανεμιστήρα πολλαπλών σταδίων με μια μονάδα ενός σταδίου. Σε αντίθεση με κάποιους στρατιωτικούς κινητήρες, οι σύγχρονοι πολιτικοί τουρμπινοκινητήρες δεν διαθέτουν σταθερά πτερύγια οδηγού εισόδου μπροστά από τον ανεμιστήρα. Ο ανεμιστήρας είναι κλιμακωτός για να επιτύχει την επιθυμητή καθαρή ώθηση.



Εικόνα 15: Υψηλή παράκαμψη turbofan.

https://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan#/media/File:Turbofan3_Unlabelled.gif

Ο πυρήνας (ή η γεννήτρια αερίου) του κινητήρα πρέπει να παράγει επαρκή ισχύ πυρήνα για να οδηγεί τουλάχιστον τον ανεμιστήρα στη σχετική ροή και αναλογία πίεσης. Μέσω βελτιώσεων στην τεχνολογία ψύξης τουρμπίνας / υλικού, μπορεί να χρησιμοποιηθεί υψηλότερη θερμοκρασία εισόδου στροβίλου (HP), διευκολύνοντας έτσι έναν μικρότερο (και ελαφρύτερο) πυρήνα και (ενδεχομένως) βελτιώνοντας τη θερμική απόδοση του πυρήνα. Η μείωση της ροής μάζας του πυρήνα τείνει να αυξήσει το φορτίο της τουρμπίνας LP, οπότε αυτή η μονάδα μπορεί να απαιτήσει πρόσθετα στάδια για να μειώσει τη μέση φόρτιση σταδίου και να διατηρήσει την αποδοτικότητα της τουρμπίνας LP. Η μείωση της ροής του πυρήνα αυξάνει επίσης την αναλογία παράκαμψης. Οι αναλογίες παράκαμψης μεγαλύτερες από 5: 1 είναι όλο και συχνότερες με το Pratt&WhitneyPW1000G να φτάνει το 12,5: 1.

Για λόγους εξοικονόμησης καυσίμου, αλλά και με μειωμένο θόρυβο, σχεδόν όλα τα αεροσκάφη με αεριωθούμενες κινητήρες σήμερα τροφοδοτούνται από υπερτροφοδότες υψηλής πίεσης. Αν και τα μοντέρνα πολεμικά αεροσκάφη τείνουν να χρησιμοποιούν κινητήρες με χαμηλή παράκαμψη, τα στρατιωτικά αεροσκάφη μεταφοράς (π.χ. C-17) χρησιμοποιούν κυρίως turbofans υψηλής απόκλισης (ή turbofans) για απόδοση καυσίμου.

Όσο χαμηλότερη είναι η ώθηση ενός κινητήρα, τόσο μικρότερη είναι η μέση ταχύτητα εξόδου του ψεκαστήρα, η οποία με τη σειρά του μεταφράζεται σε ένα υψηλό ρυθμό καθυστέρησης ώσης (δηλαδή μειώνοντας την ώση με την αυξανόμενη ταχύτητα πτήσης). Κατά συνέπεια, ένας κινητήρας μεγέθους για να προωθεί ένα αεροσκάφος με υψηλή ταχύτητα πτήσης (π.χ. Mach 0.83) παράγει σχετικά υψηλή ώθηση σε χαμηλή ταχύτητα πτήσης, ενισχύοντας έτσι την απόδοση του διαδρόμου. Οι χαμηλής ειδικής ώθησης κινητήρες

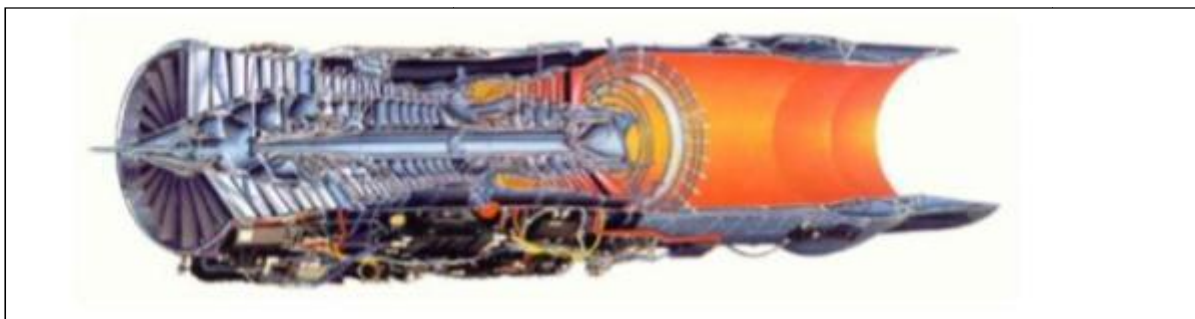


τείνουν να έχουν υψηλό λόγο παράκαμψης, αλλά αυτό είναι επίσης συνάρτηση της θερμοκρασίας του συστήματος τουρμπίνας.

Οι turbofan των διπλών αεροσκαφών είναι ακόμα πιο ισχυροί για να αντιμετωπίσουν την απώλεια ενός κινητήρα κατά τη διάρκεια της απογείωσης, γεγονός που μειώνει την ισορροπία του αεροσκάφους κατά το ήμισυ. Τα σύγχρονα δίκυκλα αεροσκάφη συνήθως ανεβαίνουν πολύ απότομα αμέσως μετά την απογείωση. Σε περίπτωση απώλειας ενός κινητήρα, η ανάβαση είναι πολύ ρηχή, αλλά επαρκής για να ξεκαθαρίσει τα εμπόδια στο μονοπάτι [7].

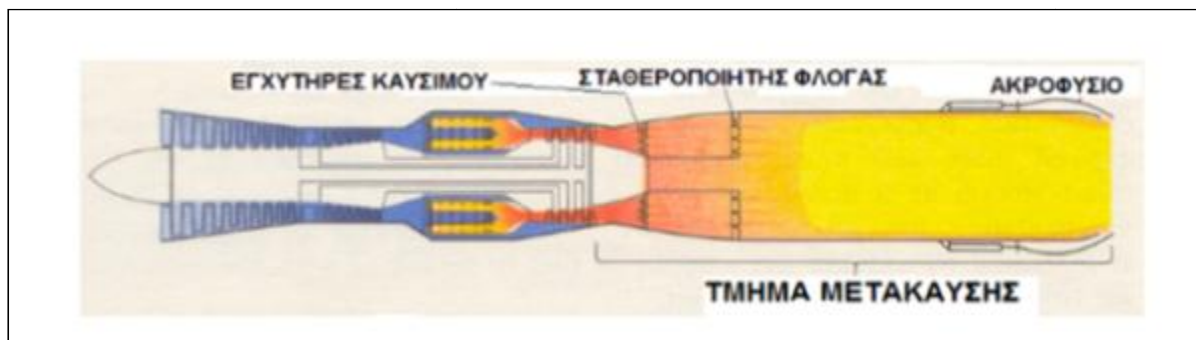
2.3 Μετακαυστήρας (AfterBurner).

Από τη δεκαετία του 1970, οι περισσότεροι αεριωθούμενοι κινητήρες έχουν χαμηλό / μεσαίο turbofans παράκαμψης με ένα μικτό καυσαέριο, μετά την καύση και μεταβλητό χώρο στο τελικό ακροφύσιο. Ένας μετα-καυστήρας είναι ένας καυστήρας τοποθετημένος κατάντη των περυγίων της τουρμπίνας και ακριβώς ανάντη του ακροφυσίου, ο οποίος καίει καύσιμο από ειδικά μπεκ ψεκασμού καυσίμου. Όταν ανάβουν, καίγονται ποσότητες καυσίμου στον καυστήρα, αυξάνοντας τη θερμοκρασία των καυσαερίων σε σημαντικό βαθμό, με αποτέλεσμα να δημιουργείται μεγαλύτερη ώση εξάτμισης / ώθηση κινητήρα. Το ακροφύσιο μεταβλητής γεωμετρίας πρέπει να ανοίγει σε μεγαλύτερη περιοχή του λαιμού για να προσαρμόζεται η επιπλέον παροχή όγκου όταν ανάβει ο καυστήρας μετά την καύση. Ο μετα-καυστήρας έχει συχνά σχεδιαστεί για να δίνει σημαντική ώθηση στην απογείωση, την επιτάχυνση του transonic και τους ελιγμούς μάχης, αλλά είναι πολύ εντατική σε καύσιμα. Κατά συνέπεια, η μετάκαυση μπορεί να χρησιμοποιηθεί μόνο για μικρά τμήματα μιας αποστολής[6].



Εικόνα 16: Τομή κινητήρα με μετάκαυση.

https://valadis-kotorlos.blogspot.com/2016/07/blog-post_22.html



Εικόνα 17: Απεικόνιση κινητήρα με μετάκαυση.

https://valadis-kotorlos.blogspot.com/2016/07/blog-post_22.html

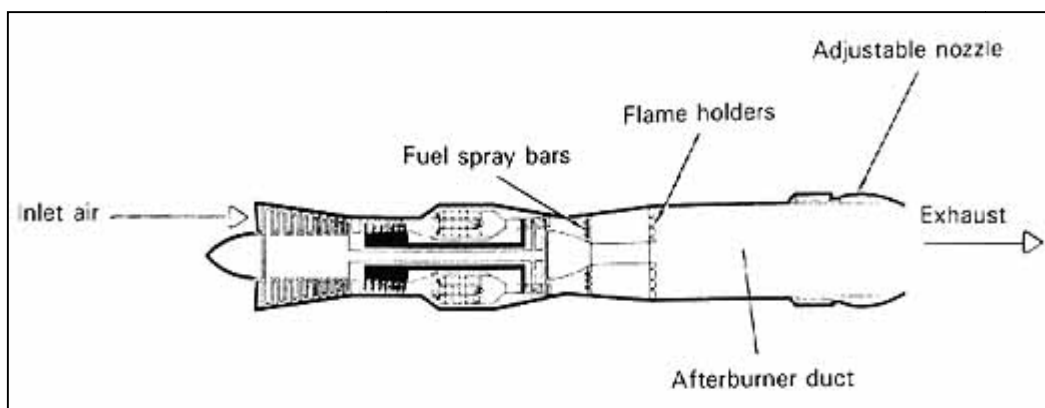


Σε αντίθεση με τον κύριο καυστήρα, όπου τα κατάντη σφαιρίδια στροβίλων δεν πρέπει να υποστούν βλάβη από υψηλές θερμοκρασίες, ένας επιταχυντής μπορεί να λειτουργεί στην ιδανική μέγιστη (στοιχειομετρική) θερμοκρασία (δηλ. περίπου 2100K / 3780K₃ / 3320F / 1826C). Σε ένα σταθερό συνολικό εφαρμοζόμενο λόγο καυσίμου: αέρα, η συνολική ροή καυσίμου για μια δεδομένη ροή αέρα ανεμιστήρα θα είναι η ίδια, ανεξάρτητα από την ξηρή ειδική ώθηση του κινητήρα. Ωστόσο, ένα υψηλό συγκεκριμένο ωστικό στροφέιο θα έχει, εξ ορισμού, υψηλότερο λόγο πίεσης ακροφυσίου, οδηγώντας σε υψηλότερη καθαρή ώση μετά την καύση και συνεπώς χαμηλότερη κατανάλωση καυσίμου μετά την καύση (SFC). Ωστόσο, οι συγκεκριμένοι κινητήρες ώθησης έχουν υψηλό ξηρό SFC. Η κατάσταση αναστρέφεται για μεσαία ειδική ώθηση μετά από καύση στροβιλοαντιδραστήρα: δηλαδή, κακή καύση μετά από καύση SFC / καλό ξηρό SFC. Ο πρώτος κινητήρας είναι κατάλληλος για ένα πολεμικό αεροσκάφος το οποίο πρέπει να παραμείνει στη μάχη μετά από την καύση για αρκετά μεγάλο χρονικό διάστημα, αλλά πρέπει να πολεμήσει αρκετά κοντά στο αεροδρόμιο (π.χ. διασυνοριακές αιχμαχίες). Ο τελευταίος κινητήρας είναι καλύτερος για ένα αεροσκάφος που πρέπει να πετάξει απόσταση, ή loiter για μεγάλο χρονικό διάστημα.[7]

2.4 Μηχανές Μετάκαυσης.

Πολλά στρατιωτικά αεροσκάφη χρειάζονται μια μεγάλη, βραχυχρόνια αύξηση ώσης για να χρησιμοποιηθούν σε τέτοιες λειτουργίες όπως απογείωση, ανόδου, επιτάχυνση και ελιγμούς μάχης. Η μετά την καύση μηχανή παρέχει την απάντηση σε αυτή την ανάγκη. Σε αυτόν τον κινητήρα, εισάγεται επιπλέον καύσιμο κατευθείαν στο καυσαέριο του κινητήρα και καίγεται στον ουραίο σωλήνα. Αυξήσεις ώσης κατά 50 έως 80% επιτυγχάνονται με αυτό τον τρόπο στους σύγχρονους κινητήρες, αλλά σε μεγάλη αύξηση της κατανάλωσης καυσίμου. Η λειτουργία μετά την καύση είναι εφικτή επειδή ένας κινητήρας με αεριοθούμενο κινητήρα λειτουργεί με ένα λόγο "κακής" προς τον αέρα για να περιορίσει τις θερμοκρασίες στα θερμά περιστρεφόμενα μέρη του κινητήρα σε τιμές σύμφωνες με τους περιορισμούς της υψηλής θερμοκρασίας των υλικών με τα οποία κατασκευάζονται αυτά τα μέρη. Έτσι, τα καυσαέρια του στροβίλου περιέχουν την περίσσεια οξυγόνου που είναι απαραίτητη για τη λειτουργία μετά την καύση.

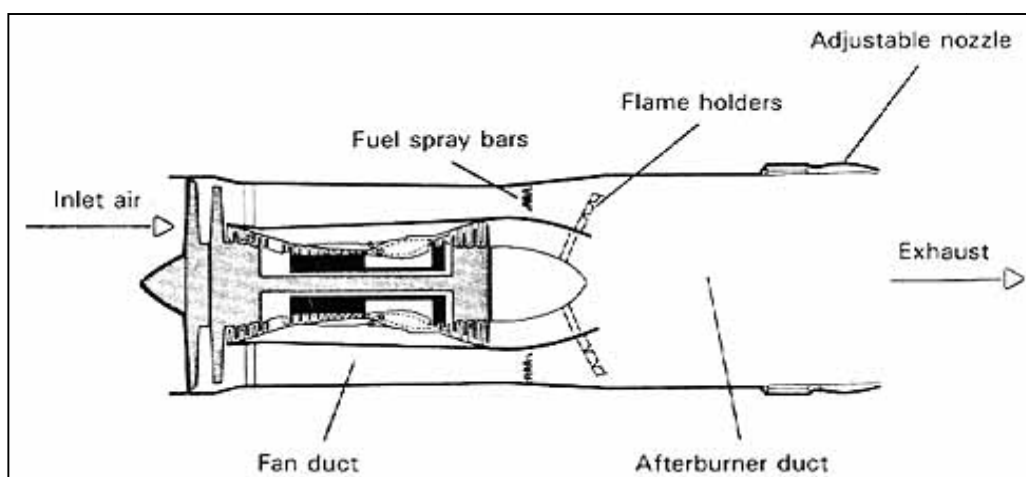
Στην Εικ.18 δίνεται σκισσογράφημα των υποθετικών κινητήρων με turbojet και turbofan εξοπλισμένων με μετα-καυστήρες. Ο μακρύς αγωγός μετά την καύση, οι ράβδοι ψεκασμού καυσίμου, οι θήκες φλόγας και το ρυθμιζόμενο ακροφύσιο διακρίνουν τη μηχανή μετά την καύση από το αντίστοιχο μη καύσιμο. Το καύσιμο εγχέεται στην εξαγωγή του περιστρεφόμενου μέρους του κινητήρα από τις ράβδους ψεκασμού καυσίμου και οι κάτοχοι φλόγας σταθεροποιούν τη φλόγα και εμποδίζουν την εκτόξευση του άκρου του σωλήνα εξαγωγής. Προκειμένου να επιτευχθεί μέγιστη ώση από τον κινητήρα και στη λειτουργία μετά την καύση και στη λειτουργία χωρίς καύση, είναι απαραίτητο ένα ρυθμιζόμενο ακροφύσιο καυσαερίων. Ένα ακροφύσιο συνεχώς μεταβαλλόμενου μεγέθους και σχήματος θα ήταν επιθυμητό για μεγιστοποίηση της απόδοσης σε όλες τις συνθήκες πτήσης και λειτουργίας του κινητήρα. Στην πραγματική πρακτική, όμως, χρησιμοποιείται συνήθως ένα ακροφύσιο δύο ή τριών θέσεων για τη μείωση της μηχανικής επιπλοκής.



Εικόνα 18: Μορφή μετακαυστήρα turbojet. [20]

Στον turbofan που φαίνεται στην Εικ.19, η μετάκαυση πραγματοποιείται σε ένα μείγμα του κύριου καυσαερίου και του αέρα παράκαμψης του ανεμιστήρα. Σε μια παραλλαγή αυτού του σχεδιασμού, που ονομάζεται αγωγός-καύση turbofan, το σπρέι οι ράβδοι και οι υποδοχές φλόγας είναι τοποθετημένες στον αγωγό ανεμιστήρα και όλες οι μεταγενέστερες καύσεις πραγματοποιούνται στον αέρα παράκαμψης. Οι αναλογίες παράκαμψης που χρησιμοποιούνται στους κινητήρες ανεμιστήρων μετά την καύση είναι συνήθως της τάξης των 2, πολύ μικρότερης από την κοινή πρακτική σε σύγχρονους μη καυστήρες κινητήρων για αεροσκάφη μεταφοράς, επειδή οι ανεμιστήρες μετά την καύση βρίσκονται συνήθως σε στρατιωτικά αεροσκάφη σχεδιασμένα να διεισδύουν στα διαγωνικά και χαμηλής υπερηχητικής ταχύτητας. Όταν οι απαιτήσεις απόδοσης καλύπτουν αυτές τις περιοχές ταχύτητας, καθώς και η υποηχητική πτήση κάτω από διάφορες συνθήκες, ο χαμηλός συντελεστής παράκαμψης γίνεται ο καλύτερος συμβιβασμός.

Ο μετα-καυστήρας παρέχει ένα ελαφρύ και μηχανικά απλό μέσο για την επίτευξη μιας μεγάλης ώθησης στην ώθηση. Η κατανάλωση καυσίμου με την καύση μετά την καύση είναι μεγάλη, ωστόσο, όπως και ο θόρυβος του κινητήρα. Αυτό το τελευταίο χαρακτηριστικό είναι ιδιαίτερα ενοχλητικό όταν χρησιμοποιείται μετά την καύση για απογείωση και αρχική ανύψωση. Η καύση αργού πετρελαίου γενικά δεν χρησιμοποιείται στην πτήση πλεύσης εκτός από τα αεροσκάφη και τους κινητήρες που έχουν σχεδιαστεί ειδικά για υπερηχητική πτήση μεγάλης εμβέλειας [8].

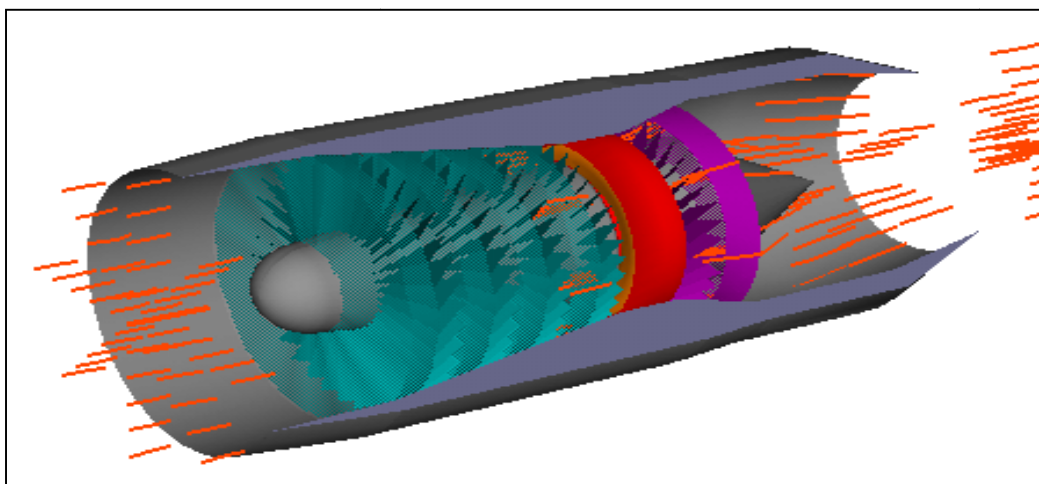


Εικόνα 19: Μετακαυστήρας Turbofan. [20]



2.5 Σύγκριση Κινητήρων Turbojet – Turbofan.

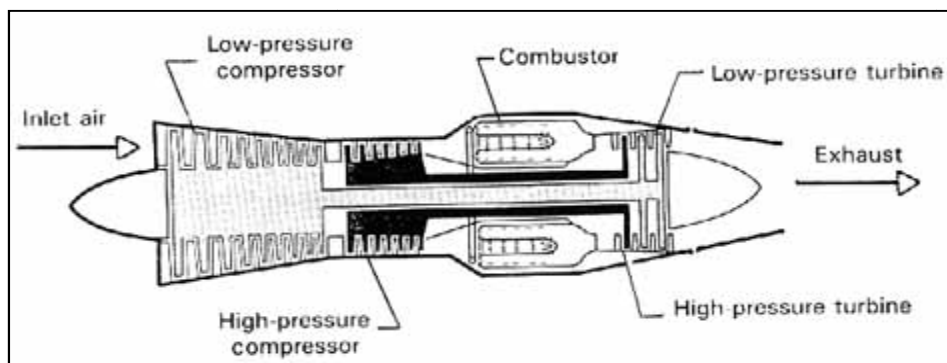
Τα συστήματα προώθησης turbojet και turbofan χρησιμοποιούνται ευρέως σε αεροσκάφη με κινητήρα τζετ. Το turbojet που εμφανίζεται στην κορυφή του σχήματος αποτελείται από συμπιεστές υψηλής και χαμηλής πίεσης, καυστήρα και στρόβιλους υψηλής και χαμηλής πίεσης. Στο turbojet, όλος ο αέρας εισόδου διέρχεται από κάθε στοιχείο του κινητήρα. Οι συμπιεστές αυξάνουν την πίεση του αέρα εισόδου, ο λόγος πίεσης ποικίλει για διάφορους κινητήρες αλλά μπορεί να πλησιάσει το 30 προς 1. Ο αέρας υψηλής πίεσης εισέρχεται στον καυστήρα όπου γίνεται έγχυση καυσίμου. Το μίγμα καυσίμου-αέρα αναφλέγεται και τα προκύπτοντα καυτά αέρια διέρχονται διαμέσου των στρόβιλων που με τη σειρά τους κινούν τους συμπιεστές. Η εξάτμιση από τους στρόβιλους παρέχει την ώθηση που ωθεί το αεροσκάφος.



Εικόνα 20: Λειτουργία κινητήρα και διαπερατότητα του αέρα.

<http://comeflywithme.blogspot.es/1402939784/tipos-de-motores-de-avion-turborreactor-turbofan-y-turbohelice>]

Το turbojet που φαίνεται στην Εικ.21 ονομάζεται κινητήρας με δύο κυλίνδρους. Ο συμπιεστής χαμηλής πίεσης κινείται από τον στρόβιλο χαμηλής πίεσης, και ο συμπιεστής υψηλής πίεσης κινείται από τον στρόβιλο υψηλής πίεσης. Αυτές οι δύο μονάδες περιστρέφονται με διαφορετικές ταχύτητες προκειμένου να διατηρηθεί υψηλή απόδοση σε όλα τα στάδια συμπίεσης. Ο κινητήρας που απεικονίζεται έχει εννέα στάδια και επτά στάδια στους συμπιεστές χαμηλής πίεσης και υψηλής πίεσης, αντίστοιχα και οι στρόβιλοι χαμηλής πίεσης και υψηλής πίεσης περιέχουν δύο στάδια και ένα στάδιο.

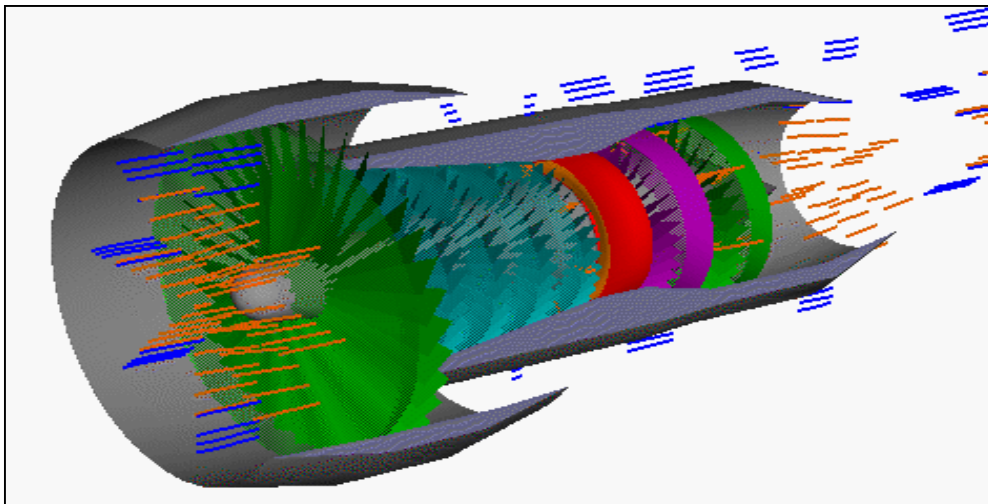


Εικόνα 21: Κινητήρας Turbojet.[20]



Ένα τυπικό σχεδιάγραμμα ενός turbofan φαίνεται στην Εικ.22. Ο υπερτροφοδοτούμενος κινητήρας περιέχει όλα τα στοιχεία του turbojet που φαίνεται στην Εικ.21 αλλά επιπλέον, κάποια ενέργεια από τα καυσαέρια εξάγεται από έναν στρόβιλο που οδηγεί έναν ανεμιστήρα. Ένα τμήμα του αέρα εισόδου που εισέρχεται στον ανεμιστήρα παρακάμπτεται γύρω από τον κινητήρα. Ο ανεμιστήρας, στη συνέχεια, λειτουργεί μια έλικα που οδηγείται από την στροβιλομηχανή. Αντίθετα από την έλικα ωστόσο, ένα μόνο στάδιο ανεμιστήρα μπορεί να περιέχει από 20 έως 50 λεπίδες, περιβάλλεται από ένα κάλυμμα και είναι περισσότερο σαν ένα συμπίεστή ενός σταδίου από μια έλικα. Για παράδειγμα, ο λόγος πίεσης σε ένα μόνο στάδιο ανεμιστήρα κυμαίνεται συνήθως μεταξύ 1,4 και 1,6, ενώ ο λόγος πίεσης στους δίσκους προπέλας του Lockheed Super Constellation σε πλεύση είναι κάπως μικρότερος από 1,02[8].

Ο λόγος παράκαμψης ενός κινητήρα με turbofan ορίζεται ως ο λόγος της μάζας αέρα που διέρχεται μέσω του ανεμιστήρα, αλλά όχι της γεννήτριας αερίου, σε εκείνο που διέρχεται μέσω της γεννήτριας αερίου. Οι αναλογίες παράκαμψης μεταξύ 1 και 2 είναι χαρακτηριστικές των πρώτων κινητήρων με turbofan που εισήχθησαν στις αρχές της δεκαετίας του 1960. Οι πιο σύγχρονοι στροβιλοκινητήρες για αεροσκάφη μεταφοράς έχουν αναλογίες παράκαμψης που συνήθως πέφτουν μεταξύ 4 και 6 και ο κινητήρας που χρησιμοποιείται στο Lockheed C-5A έχει αναλογία παράκαμψης 8. Όσο μεγαλύτερη είναι η αναλογία bypass (λόγος παράκαμψης), τόσο μεγαλύτερη είναι η ποσότητα ενέργειας που εξάγεται από τα καυτά καυσαέρια της γεννήτριας αερίου, όπου έως και το 75% της συνολικής ώσης ενός στροβιλοκινητήρα μπορεί να αποδοθεί στον ανεμιστήρα.



Εικόνα 22: Αναπαράσταση λειτουργίας Turbofan.

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/aturbf.html>

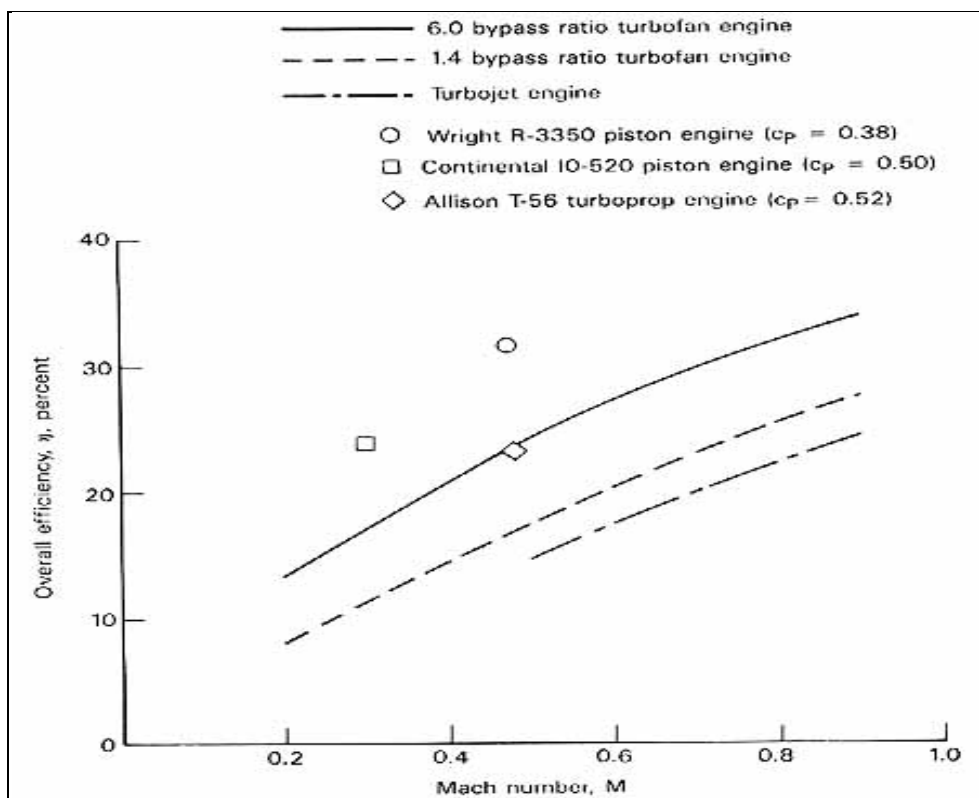
Ο εμπρόσθιος ανεμιστήρας μίας βαθμίδας που φαίνεται στον κινητήρα στην Εικ.22 είναι ενσωματωμένος στον συμπίεστή χαμηλής πίεσης και ένας στροβιλοκινητήρας τεσσάρων σταδίων οδηγεί τόσο τον ανεμιστήρα όσο και τον συμπίεστή. Μερικοί τύποι turbofan είναι τύπου τριώνβαθμίδων. Η γεννήτρια θερμού αερίου χρησιμοποιεί δύο βαθμίδες, όπως το turbojet που φαίνεται στην Εικ.21 και μια τρίτη βαθμίδα που είναι ανεξάρτητη από τις άλλες δύο περιέχει τον ανεμιστήρα και τους δικούς του στρόβιλους. Έχουν χρησιμοποιηθεί επίσης ανεμιστήρες από περισσότερες από μία βαθμίδες, όπως και οι ανεμιστήρες οροφής. Ο σχεδιασμός του πρυμνιαίου ανεμιστήρα είναι αυτός στον οποίο οι λεπίδες του ανεμιστήρα σχηματίζουν μια προέκταση ενός ανεξάρτητα τοποθετημένου στρόβιλου που βρίσκεται στα καυτά καυσαέρια της γεννήτριας αερίου.



Τα περισσότερα σύγχρονα πολιτικά και στρατιωτικά αεροσκάφη κινούνται με κάποια μορφή turbofan κινητήρα επειδή αυτοί οι κινητήρες καταναλώνουν λιγότερα καύσιμα για να παράγουν ένα δεδομένο ποσό χρήσιμης ισχύος από ό, τι οι αντίστοιχοι κινητήρες turbojet. Η υψηλότερη απόδοση του turbofan μπορεί να εξηγηθεί με τη χρήση του δεύτερου νόμου κίνησης του Νεύτωνα. Από αυτό τον πολύ γνωστό νόμο, μπορεί να συναχθεί ότι ένα δεδομένο επίπεδο ωστικής δύναμης που μπορεί να παράγεται σε μια δεδομένη ταχύτητα πτήσης, είτε με την προσθήκη μιας μικρής αύξησης της ταχύτητας σε μια μεγάλη ροή μάζας αέρα είτε με την προσθήκη μιας μεγάλης αύξησης της ταχύτητας σε μια μικρή ροή μάζας αέρα. Η απαιτούμενη προσθήκη ενέργειας (καύσιμο), ωστόσο, είναι μικρότερη για την πρώτη από τη δεύτερη περίπτωση. Η βελτιωμένη απόδοση του turbofan σε σύγκριση με το turbojet συνεπώς σχετίζεται άμεσα με τη μεγαλύτερη ροή αέρα του κινητήρα του ανεμιστήρα σε δεδομένη στάθμη ωθήσεως [8].

Για να δοθεί ποσοτικός ορισμός στα προηγούμενα, η συνολική απόδοση του συστήματος προώθησης σε διαφορετικές ταχύτητες συγκρίνεται στην Εικ.23 για διάφορα συστήματα πρόωσης. Η συνολική αποτελεσματικότητα του συστήματος γενικής προώθησης η είναι η αποτελεσματικότητα με την οποία η ενέργεια στο καύσιμο χρησιμοποιείται καταλλήλως για την προώθηση του αεροσκάφους και αποτελείται από το προϊόν της αποδοτικότητας κύκλου κινητήρα αποδοτικότητας κύκλου η_c , και την ενεργειακή απόδοση της προωθητικής ενεργείας η_p , τοις εκατό, όπως ακολουθεί:

$$\eta = \eta_c \eta_p$$



Εικόνα 23: Σύγκριση ολικής απόδοσης διαφόρων τύπων συστημάτων πρόωσης αεροσκαφών.[20]



Η αποτελεσματικότητα του κύκλου εκφράζεται ως το ποσοστό της θερμικής ενέργειας στο καύσιμο που μετατρέπεται σε μηχανική ενέργεια στον κινητήρα, και η ενεργειακή απόδοση εκφράζεται ως το ποσοστό της «μηχανικής ενέργειας που χρησιμεύει για την προώθηση του αεροσκάφους.

Οι καμπύλες της Εικ.23 δείχνουν τη συνολική απόδοση του συστήματος προώθησης ως συνάρτηση του αριθμού Mach για έναν κινητήρα turbojet και δύο turbofan. Ο κινητήρας turbojet και ο turbofan του λόγου παράκαμψης 1.4 έχουν την ίδια γεννήτρια αερίου. Και οι δύο κινητήρες δείχνουν μεγάλη αύξηση στην απόδοση καθώς αυξάνεται ο αριθμός Mach. Για παράδειγμα, η απόδοση του turbofan με αναλογία παράκαμψης 1,4 αυξάνεται από 8% σε 27,5% καθώς ο αριθμός Mach αυξάνεται από 0,2 σε 0,9. Η βελτίωση της αποδοτικότητας του κινητήρα ανεμιστήρα κατά 13% σε σύγκριση με τον καθαρό πίδακα (σε έναν αριθμό Mach 0,8) προκύπτει εξ ολοκλήρου από την προσθήκη του ανεμιστήρα. Η μεγάλη αύξηση της απόδοσης που συνοδεύει την αύξηση του λόγου παράκαμψης από 1,4 σε 6, ωστόσο, οφείλεται μόνο εν μέρει στην αύξηση του λόγου bypass. Ο συνολικός λόγος συμπίεσης συμπίεσής του κινητήρα με λόγο παρακάμψεως 6.0 είναι περίπου 25, ενώ η αντίστοιχη αναλογία για τον άλλο κινητήρα ανεμιστήρα είναι περίπου 14. Μέρος της αύξησης της απόδοσης που παρουσιάζεται από τον κινητήρα υψηλότερου λόγου παράκαμψης οφείλεται συνεπώς στην αύξηση στην αποδοτικότητα του κύκλου[8].

Επίσης, στην Εικ.23 φαίνονται τα σημεία για δύο παλινδρομικούς κινητήρες και έναν κινητήρα turbotrop. Ο κινητήρας στροβιλοσυμπιεστή Wright R-3350 που χρησιμοποιείται στο Lockheed Super Constellation ήταν ίσως ο πιο αποδοτικός κινητήρας που σχεδιάστηκε για χρήση σε αεροσκάφη. Η συνολική απόδοση αυτής της μηχανής παρουσιάζεται γραφικά στην ταχύτητα πλεύσης του Constellation. Η σύγκριση του σημείου με την καμπύλη για τον υπερτροφοδοτούμενο κινητήρα αναλογίας bypass δείχνει ότι η απόδοση του κινητήρα του ανεμιστήρα είναι τόσο υψηλή όσο αυτή του κινητήρα Wright σε αριθμό Mach δύο φορές εκείνη κατά την οποία ο Constellation ταξίδευε. Έτσι, η συνολική απόδοση προώθησης του 747 που πετάει στην κανονική ταχύτητα πτήσης είναι περίπου η ίδια με εκείνη του ακτινικής μορφής κινητήρα στην κανονική ταχύτητα πτήσης.

Η συνολική απόδοση του κινητήρα με αναλογία παράκαμψης 1,4, ωστόσο, είναι περίπου 20% χαμηλότερη από αυτή της παλινδρομικής μηχανής, ακόμη και στον κανονικό αριθμό Mach του κινητήρα ανεμιστήρα περίπου 0,8. Η τιμή της συνολικής απόδοσης του 747 είναι περίπου 32% σε έναν αριθμό Mach 0.8. Οι τάσεις στο σχήμα 1 δείχνουν σαφώς ότι, σε σχέση με τη συνολική απόδοση πρόωσης, ο λόγος παράκαμψης θα πρέπει να αυξηθεί καθώς μειώνεται η ταχύτητα πλεύσης και σε κάποια ταχύτητα ο έλικας ή ο ανεμιστήρας χαμηλής αλληλεγγύης γίνεται ο πιο αποδοτικός τύπος συστήματος πρόωσης. Ωστόσο, η επιλογή του βέλτιστου λόγου παράκαμψης για ένα συγκεκριμένο αεροσκάφος Airbus A320 περιλαμβάνει εμπορικές μελέτες πολλών παραγόντων, όπως οι λεπτομέρειες των απαιτήσεων απόδοσης του αεροσκάφους σε διαφορετικά καθεστώτα πτήσης, η αποτελεσματικότητα των διαφόρων συνιστωσών του κινητήρα, και το βάρος και το μέγεθος του ανεμιστήρα και την τοποθέτησή του. Εξίσου σημαντικές για την επιλογή του λόγου παράκαμψης, ιδιαίτερα για έναν κινητήρα που προορίζεται για εφαρμογή σε πολιτικό αεροσκάφος, είναι τα χαρακτηριστικά θορύβου του κινητήρα.

Το σημείο που υποδεικνύεται από ένα τετράγωνο σύμβολο στο σχήμα 1 είναι για ένα σύγχρονο εξακύλινδρο, οριζόντιο αντίθετο, παλινδρομικό κινητήρα του τύπου που χρησιμοποιείται στα σημερινά αεροσκάφη γενικής αεροπορίας. Η αξία της απόδοσης αυτού του κινητήρα σε έναν αριθμό Mach είναι περίπου 24% σε σύγκριση με το turbofan περίπου 17% με τον ίδιο αριθμό Mach. Το σημείο που υποδεικνύεται από ένα σύμβολο διαμαντιού στο σχήμα 1 είναι για ένα σύγχρονο turbotrop που χρησιμοποιείται σε ένα ευρέως χρησιμοποιούμενο αεροσκάφος φορτίου. Η απόδοση αυτού του συστήματος πρόωσης είναι



περίπου η ίδια με εκείνη του στροβιλοαντιδραστήρα σε έναν αριθμό Mach 0,49. Ο κινητήρας turbojet για τον οποίο το σημείο παρουσιάζεται στο σχήμα 1 είναι ένας παλιός κινητήρας που έχει λόγο συμπίεσης συμπίεστη μόνο περίπου 10. Ένας κινητήρας με πιο προηγμένο σχεδιασμό αναμένεται να έχει υψηλότερη αξία της συνολικής απόδοσης προώθησης[8].

Σύμφωνα με τα παραπάνω προκύπτει ότι ο κινητήρας turbofan, σε σύγκριση με τον παλινδρομικό κινητήρα που οδηγεί σε συμβατική έλικα, προσφέρει τα ακόλουθα πλεονεκτήματα:

- Ø Το turbofan αποφεύγει τις απώλειες συμπίεσότητας που περιορίζουν την ταχύτητα με την οποία ένα αεροσκάφος με έλικα μπορεί να ταξιδέψει αποτελεσματικά.
- Ø Το βάρος του turbofan ανά μονάδα ισχύος είναι σημαντικά μικρότερο από αυτό του παλινδρομικού κινητήρα.
- Ø Ο κινητήρας turbofan είναι ικανός να αναπτύξει πολύ μεγάλη ισχύ σε μια ενιαία μονάδα χωρίς απαγορευτική μηχανική επιπλοκή.
- Ø Η συνολική απόδοση του turbofan είναι περίπου η ίδια με εκείνη των πιο αποδοτικών κινητήρων παλινδρόμησης που έχουν σχεδιαστεί ποτέ για χρήση σε αεροσκάφη. Ο κινητήρας turbofan επιτυγχάνει αυτή την απόδοση με μεγαλύτερη ταχύτητα από εκείνη που είναι κατάλληλη για παλινδρομικούς κινητήρες.
- Ø Ο turbofan είναι πιο αξιόπιστος από τον παλινδρομικό κινητήρα και μπορεί να λειτουργήσει πολλές χιλιάδες ώρες χωρίς σημαντικές εργασίες συντήρησης.

Οι παραπάνω πέντε βασικοί λόγοι εξηγούν γιατί τα συστήματα προώθησης με turbojet και turbofan έχουν προκαλέσει επανάσταση στον σχεδιασμό αεροσκαφών και στις έννοιές για τον τρόπο με τον οποίο μπορούν να χρησιμοποιηθούν αποτελεσματικά στα αεροσκάφη[8].



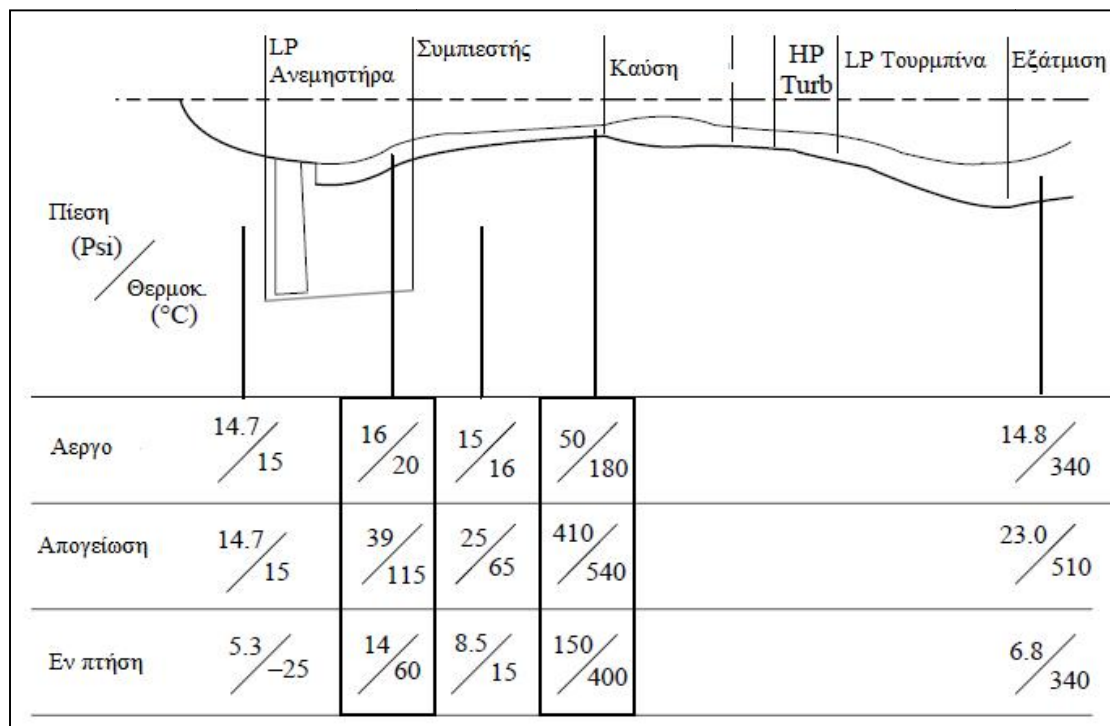


3. ΠΝΕΥΜΑΤΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ

3.1 Χρήση της Εξαέρωσης του Αέρα.

Για χρήση των κινητήρων αεροσκαφών ως πηγή υψηλής πίεσης, η χρήση του αέρα μπορεί να γίνει κατανοητή εξετάζοντας τα χαρακτηριστικά του κινητήρα turbojet ή του turbofan. Η παράκαμψη των σύγχρονων κινητήρων αποτελεί ένα σημαντικό μέρος της ροής μάζας που περνάει από τον κινητήρα. Ο λόγος του αέρα παράκαμψης προς τον πυρήνα του κινητήρα ονομάζεται λόγος παράκαμψης και αυτό μπορεί εύκολα να υπερβαίνει το 10: 1 για τους πιο πρόσφατους πολιτικούς κινητήρες. Πολύ υψηλότερη από την αναλογία 4 ή 5: 1 που ίσχυε για την προηγούμενη γενιά.

Τα χαρακτηριστικά ενός σύγχρονου turbofan κινητήρα παρουσιάζονται στην Εικ.24. Αυτό το σχήμα δείχνει την πίεση (σε psi) και τη θερμοκρασία (σε βαθμούς Κελσίου) σε διάφορα σημεία του κινητήρα για τρεις συνθήκες κινητήρα: αδράνεια στο έδαφος, ισχύ απογείωσης και στην κατάσταση πτήσης.



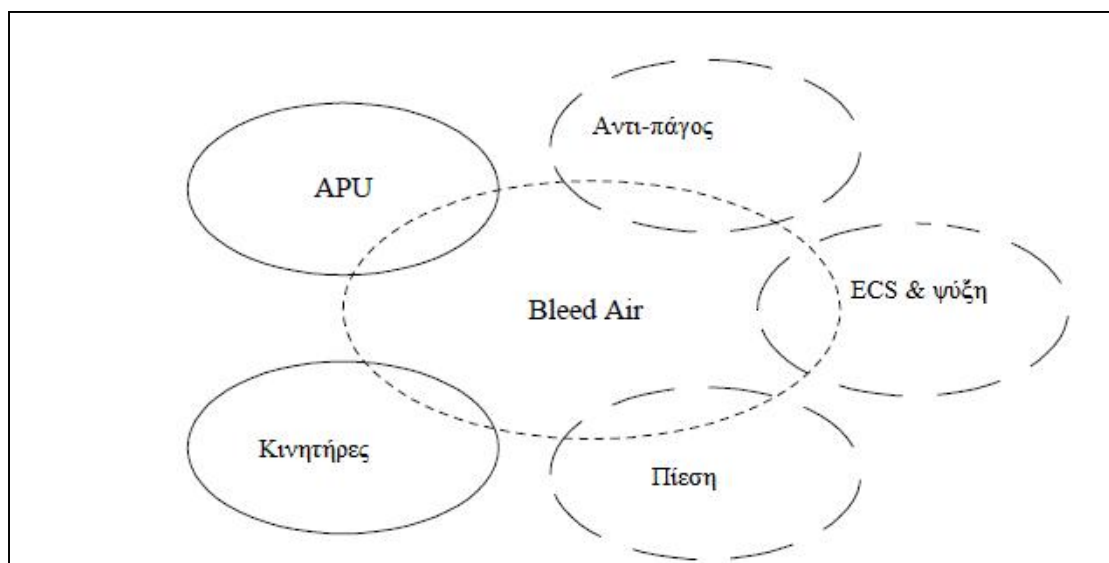
Εικόνα 24: Χαρακτηριστικά σύγχρονου κινητήρα turbofan.[20]

Μπορεί να διαπιστωθεί ότι στη λιγότερο εντατική κατάσταση δηλαδή όταν το αεροσκάφος βρίσκεται στο έδαφος τότε ο κινητήρας βρίσκεται σε κατάσταση ισορροπίας, αλλά ακόμη και σε αυτό το χαμηλό επίπεδο στο συμπιεστή η πίεση αέρα είναι 50 psi και η θερμοκρασία 180 C. Στις συνθήκες απογείωσης ο αέρας του συμπιεστή ανεβαίνει στα 410psi/540°C. Στην κατάσταση πτήσης ο αέρας του συμπιεστή είναι στους 150psi/400°C. Ως εκ τούτου, ο κινητήρας αποτελεί πηγή αέρα υψηλής πίεσης και θερμοκρασίας ο οποίος χρησιμοποιείται προκειμένου να πραγματοποιηθούν διάφορες λειτουργίες γύρω από το αεροσκάφος. Το γεγονός ότι υπάρχουν τόσο σημαντικές διακυμάνσεις της πίεσης και της θερμοκρασίας του αέρα για διαφορετικές συνθήκες θέτει αναγκαίο τον έλεγχο στο πνευματικό σύστημα. Επίσης, οι μεταβολές στα χαρακτηριστικά του κινητήρα μεταξύ παρόμοιων ονομαστικών κινητήρων διαφορετικών κατασκευαστών θέτουν επιπλέον



περιορισμούς σχεδιασμού. Ορισμένα αεροσκάφη, όπως το Boeing 777, προσφέρουν τρεις επιλογές κινητήρων: Pratt&Whitney, General Electric και Rolls-Royce και κάθε ένας από αυτούς τους κινητήρες πρέπει να ταιριάζει χωριστά με τα συστήματα αεροσκαφών, τα φορτία των οποίων μπορεί να διαφέρουν. Εκτός από τους κύριους κινητήρες αεροσκαφών, η βοηθητική μονάδα ισχύος (APU) είναι επίσης πηγή αέρα υψηλής πίεσης. Η APU είναι από μόνη της ένας μικρός κινητήρας turbojet, σχεδιασμένος περισσότερο από την άποψη μιας γεννήτριας ενέργειας και ισχύος παρά από έναν παροχέα ώσης όπως ισχύει για τους κύριους κινητήρες. Η APU έχει σχεδιαστεί κατά κύριο λόγο για την παροχή ηλεκτρικής και πνευματικής ισχύος. Η APU είναι επομένως σε θέση να παρέχει μια ανεξάρτητη πηγή ηλεκτρικής ενέργειας και πεπιεσμένου αέρα, ενώ το αεροσκάφος είναι στο έδαφος, αν και μπορεί να χρησιμοποιηθεί ως εφεδρικός πάροχος ισχύος, κατά την διάρκεια πτήσης. Ορισμένα σχέδια αεροσκαφών εξετάζουν ενεργά τη χρήση APU που λειτουργούν κατά την πτήση για να βοηθήσουν τον εκ νέου φωτισμό του αεροσκάφους κατά τη διάρκεια της πτήσης προκειμένου να απαλλάξουν τους κύριους κινητήρες από φορτία σε ορισμένες περιοχές κατά την διάρκεια της πτήσης. Είναι επίσης σύνηθες το αεροσκάφος να σχεδιάζεται με τέτοιο τρόπο έτσι ώστε να δέχεται αέρα υψηλής πίεσης από ένα παροχέα όταν αυτό βρίσκεται στο έδαφος, για την εκκίνηση του κινητήρα του.

Αυτές οι τρεις πηγές πνευματικής ενέργειας παρέχουν τα μέσα με τα οποία το πνευματικό σύστημα είναι σε θέση να ικανοποιήσει τις απαιτήσεις του αεροσκάφους. Σε μια απλοποιημένη μορφή, το πνευματικό σύστημα μπορεί να αντιπροσωπευτεί από τις αλληλεπιδράσεις που παρουσιάζονται στην Εικ. 25.



Εικόνα 25: Σχέση αέρα της HP με μεγάλα συστήματα αεροσκαφών.[20]

Αυτό το απλουστευμένο σχέδιο - παραλείπεται η πηγή τροφοδοσίας αέρος - δείχνει πως οι πηγές αέρα υψηλής πίεσης (HP) του αεροσκάφους παρέχουν εισροή αέρα ο οποίος αποτελεί την πρωτεύουσα πηγή για τα τρία μεγάλα συστήματα που σχετίζονται με τον αέρα του αεροσκάφους:

- Ø Προστασία πάγου: παροχή ζεστού αέρα για την πρόληψη του πάγου των ατρακτινών του κινητήρα και το πτερύγιο, τα πλάγια ή τα άκρα που οδηγούν τα πτερύγια, ή να απομακρύνει τον πάγο που έχει σχηματιστεί στις επιφάνειες.

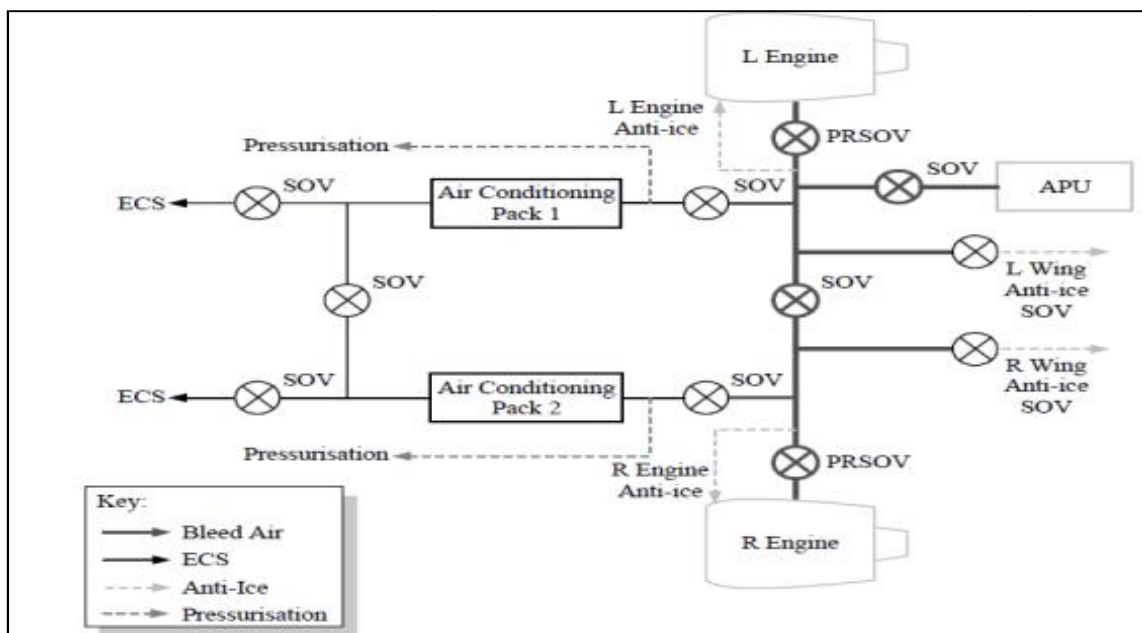


- ∅ ECS και ψύξη: η παροχή της κύριας πηγής αέρα για τον έλεγχο της θερμοκρασίας περιβάλλοντος και την ψύξη.
- ∅ Πίεση: η παροχή ενός μέσου με το οποίο το αεροσκάφος μπορεί να είναι υπό πίεση, παρέχοντας στο πλήρωμα και στους επιβάτες μια πιο άνετη λειτουργία στο περιβάλλον.

Μια απλουστευμένη αναπαράσταση αυτής της σχέσης φαίνεται στην Εικ.26. Αυτό το παράδειγμα δείχνει μια ρύθμιση διπλού κινητήρα χαρακτηριστική για πολλά επιχειρηματικά αεριωθούμενα και περιφερειακά αεριωθούμενα αεροσκάφη.

Ο αέρας εκκένωσης από τους κινητήρες περνάει από μια βαλβίδα διακοπής πίεσης που μειώνει την πίεση (PRSOV), η οποία εξυπηρετεί τη λειτουργία του ελέγχου και, όταν απαιτείται, τον τερματισμό της παροχής αέρα εξαέρωσης του κινητήρα. Ο αέρας κατάντη του PRSOV μπορεί να χρησιμοποιηθεί με διάφορους τρόπους:

- ∅ Με τη βοήθεια μιας βαλβίδας διακοπής ροής (SOV), το σύστημα μπορεί να τροφοδοτεί αέρα από την αντίθετη πλευρά του αεροσκάφους κατά την εκκίνηση του κινητήρα ή εάν ο κινητήρας από την αντίθετη πλευρά είναι ανενεργός για οποιονδήποτε λόγο.
- ∅ Μπορεί να χρησιμοποιηθεί SOV από την APU για την απομόνωση της παροχής αέρα APU.
- ∅ Τα SOV παρέχουν την κατάλληλη απομόνωση στα αριστερά και δεξιά πακέτα κλιματισμού και στα συστήματα συμπίεσης.
- ∅ Τα πρόσθετα SOV παρέχουν τα μέσα με τα οποία μπορεί να διακοπεί η τροφοδοσία στα συστήματα αντιπαγωτικής αριστερής και δεξιάς πτέρυγας σε περίπτωση που δεν απαιτούνται αυτές οι λειτουργίες [10]

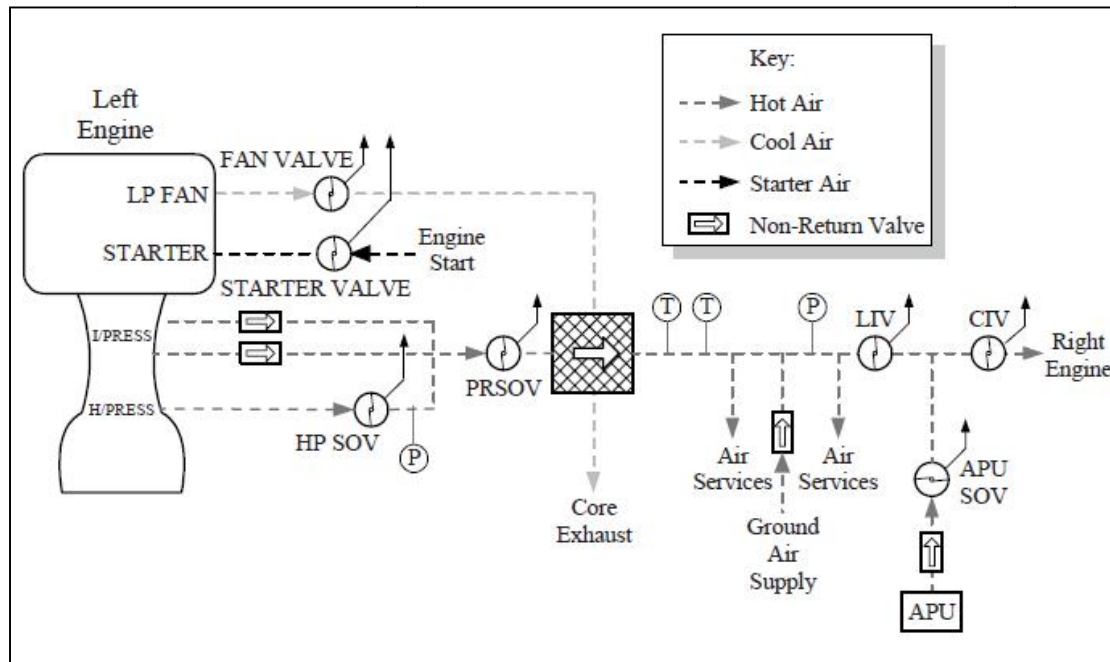


Εικόνα 26: Απλοποιημένο πνευματικό σύστημα αεροσκάφους.[20]



3.2 Έλεγχος Αέρα Εξαερισμού Κινητήρα.

Στην Εικ.27 δίνεται μια λεπτομερέστερη απεικόνιση της αριστεράς πλευράς του συστήματος αέρα εξαερισμού του αεροσκάφους, όπου η δεξιά πλευρά είναι μια πανομοιότυπη εικόνα καθρέφτη της αριστερής πλευράς.

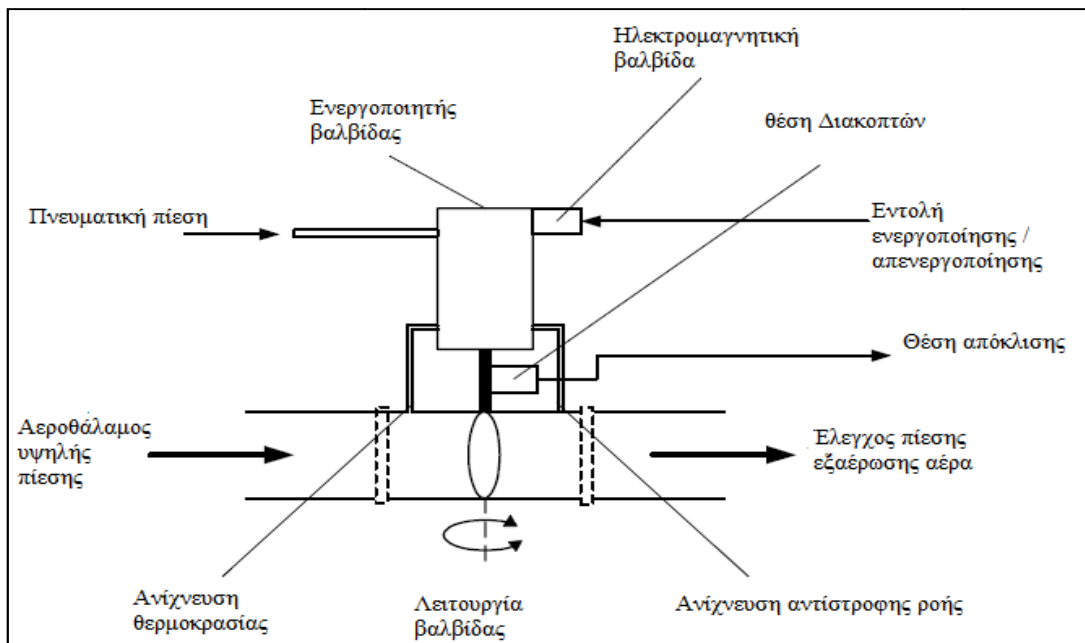


Εικόνα 27: Τυπικό σύστημα εξαερισμού του αεροσκάφους - αριστερή πλευρά. [20]

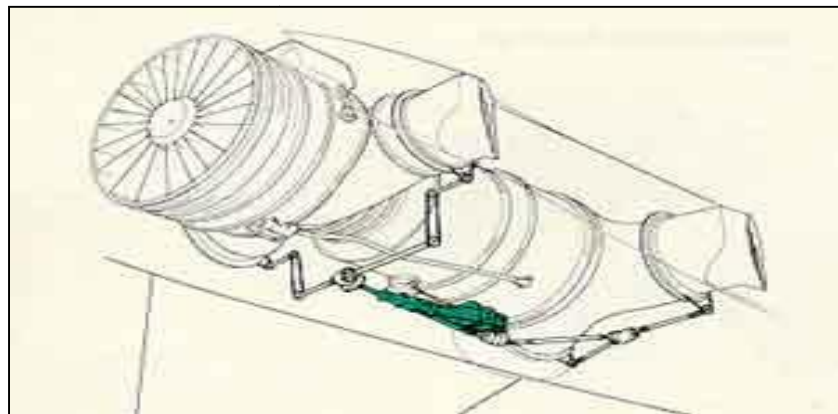
Ο αέρας λαμβάνεται από ένα ενδιάμεσο στάδιο ή από ένα στάδιο υψηλής πίεσης του συμπιεστή του κινητήρα, ανάλογα με τη ρύθμιση ισχύος κινητήρα. Σε χαμηλότερες ρυθμίσεις ισχύος, ο αέρας εξάγεται από το τμήμα υψηλής πίεσης του συμπιεστή ενώ σε υψηλότερες ρυθμίσεις ισχύος ο αέρας εξάγεται από το στάδιο του ενδιάμεσου συμπιεστή. Αυτό βελτιώνει σε κάποιο βαθμό τις μεγάλες διακυμάνσεις στη πίεση και θερμοκρασία του συμπιεστή του κινητήρα για διαφορετικές ρυθμίσεις βαλβίδας όπως ήδη φαίνεται στην Εικ.27. Μια πνευματικά ελεγχόμενη βαλβίδα διακοπής υψηλής πίεσης (HP SOV) ρυθμίζει την πίεση αέρα στο πολλαπλό του κινητήρα συστήματος σε περίπου 100 psi και ελέγχει επίσης την παροχή αέρα από τον κινητήρα.

Η βαλβίδα κλεισίματος μείωσης πίεσης (PRSOV) ρυθμίζει την παροχή του αέρα πριν την είσοδο στον προψύκτη. Η ροή του αέρα ψύξης μέσω του προψυκτήρα ρυθμίζεται από τη βαλβίδα ανεμιστήρα, η οποία ελέγχει τη θερμοκρασία του αέρα ανεμιστήρα LP και συνεπώς του αέρα εξαέρωσης που εισέρχεται στο σύστημα του αεροσκάφους. Οι κατάλληλα τοποθετημένοι αισθητήρες πίεσης και θερμοκρασίας επιτρέπουν την παρακολούθηση και τον έλεγχο της θερμοκρασίας και της πίεσης του αέρα εξαέρωσης του κινητήρα εντός συγκεκριμένων ορίων.

Ένα τυπικό PRSOV φαίνεται στην εικόνα 1.5α. Είναι ένα παράδειγμα μιας βαλβίδας Harrier II η οποία είναι ηλεκτρομαγνητική, λειτουργεί πνευματικά και ελέγχει τη θερμοκρασία, τη ροή και την πίεση όπως φαίνεται στην Εικ.28.



Εικόνα 28: Τυπική βαλβίδα διακοπής - μείωσης πίεσης (PRSOV). [20]



Εικόνα 29: Σχέδιο πνευματικής βαλβίδας σε αεροσκάφος τύπου Harrier II [20]

Το PRSOV εκτελεί τις ακόλουθες λειτουργίες:

- ∅ Έλεγχος ενεργοποίησης / απενεργοποίησης του συστήματος εξαερισμού του κινητήρα.
- ∅ Ρύθμιση πίεσης του αέρα τροφοδοσίας κινητήρα με βαλβίδα που ενεργοποιείται με πνευματική πίεση.
- ∅ Προστασία θερμοκρασίας εξαερισμού αέρα κινητήρα και προστασία αντίστροφης ροής.
- ∅ Δυνατότητα επιλογής κατά τη διάρκεια εργασιών συντήρησης για τη δοκιμή λειτουργίας αντίστροφης ώσης.

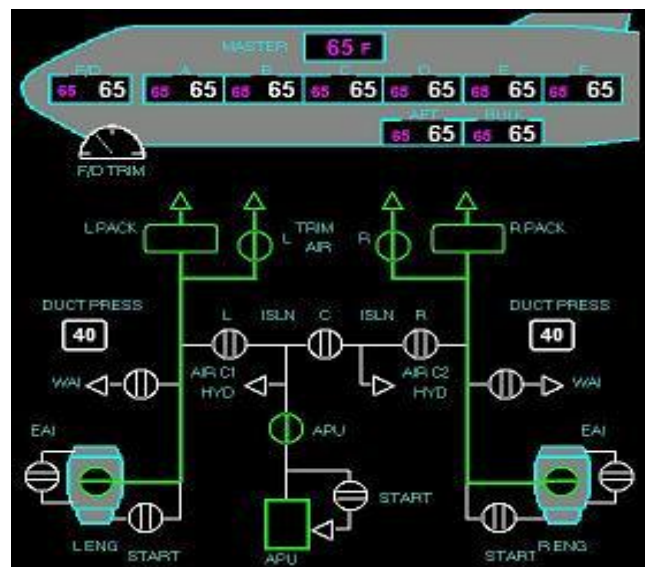
Το PRSOV λειτουργεί πνευματικά και ελέγχεται ηλεκτρικά. Η λειτουργία της ηλεκτρομαγνητικής βαλβίδας από τον κατάλληλο ελεγκτή επιτρέπει στη βαλβίδα να ελέγχει την προς τα κάτω πίεση πνευματικά σε ~ 40 psi εντός προκαθορισμένων ορίων. Η θέση της βαλβίδας σηματοδοτείται μέσω διακριτών σημάτων στον ελεγκτή αέρα εξαέρωσης και οι διακόπτες πίεσης παρέχουν προειδοποιήσεις υπέρβασης και υποπίεσης. Τα διάφορα σήματα



πίεσης, ροής και διακριτά σήματα δίνουν τη δυνατότητα στον ενσωματωμένο έλεγχο του αέρα εξαερισμού (BIT) να επιβεβαιώσει τη σωστή λειτουργία του συνδυασμού PRSOV και της βαλβίδας ελέγχου ανεμιστήρα. Αυτό εξασφαλίζει ότι ο μεσαίος αέρας πίεσης (~ 40 psi) της σωστής πίεσης και θερμοκρασίας παραδίδεται στον προψύκτη και από εκεί προς τα κάτω στο πνευματικό σύστημα και το σύστημα διανομής αέρα.

3.3 Ενδείξεις Συστήματος Αεραγωγού.

Είναι κοινή φιλοσοφία στα συστήματα πολιτικών αεροσκαφών, όπως συμβαίνει και με άλλα μεγάλα υποσυστήματα αεροσκαφών, να εμφανίζονται τα συνοπτικά δεδομένα και τα δεδομένα κατάστασης στο πλήρωμα πτήσης και στο σύστημα ηλεκτρονικών συστημάτων πτήσης (EFIS). Στην περίπτωση των αεροσκαφών της Boeing, τα συνοπτικά στοιχεία εμφανίζονται στην οθόνη του συστήματος ένδειξης κινητήρα και συστήματος συναγερμού πληρώματος (EICAS), ενώ για τα αεροσκάφη της Airbus χρησιμοποιούνται οι οθόνες ηλεκτρονικής προειδοποίησης και παρακολούθησης πληρωμάτων (ECAM). Και οι δύο φιλοσοφίες εμφανίζουν τα δεδομένα συστήματος στις έγχρωμες οθόνες που βρίσκονται στην κεντρική κονσόλα απεικόνισης όπου μπορούν εύκολα να προβληθούν τόσο στον πλοίαρχο όσο και στον πρώτο αξιωματικό. Ένα συνηθισμένο σύστημα εξαερισμού φαίνεται στην εικόνα 3.6.



Εικόνα 30: Συνοπτική απεικόνιση τυπικού συστήματος εξαέρωσης. [10]

Η συνοπτική απεικόνιση, όπως παρουσιάζεται, απεικονίζει επαρκείς πληροφορίες σε εικονογραφημένη μορφή για να δείξει γραφικά στο πλήρωμα της πτήσης την κατάσταση λειτουργίας του συστήματος. Στο παράδειγμα, και οι δύο κύριοι κινητήρες τροφοδοτούν κανονικά τον αέρα εξαέρωσης αλλά η APU είναι απομονωμένη. Η βαλβίδα διασταυρούμενης ροής είναι κλειστή, όπως και οι δύο βαλβίδες εκκίνησης του κινητήρα. Οι βαλβίδες αντιολισθητικής πτέρυγας και του κινητήρα είναι ανοιχτές, επιτρέποντας την τροφοδοσία θερμού αέρα εξαέρωσης στους κινητήρες και την πρόσθια άκρη του πτερυγίου για να αποφευχθεί τυχόν αύξηση του πάγου [10].



3.4 Σύστημα Εξαέρωσης του Κινητήρα.

Ο μεγαλύτερος χρήστης του υποσυστήματος αέρα εξαέρωσης είναι το σύστημα του αέρα. Ο αέρας εξαέρωσης χρησιμοποιείται ως η κύρια πηγή αέρα στην καμπίνα και πληρεί τις ακόλουθες λειτουργίες:

- Ø Έλεγχος περιβάλλοντος θαλάμου ψύξης και θέρμανσης
- Ø Πίεση καμπίνας
- Ø Θέρμανση χώρου φορτίου
- Ø Πίεση του συστήματος καυσίμου σε κλειστό σύστημα εξαερισμού που χρησιμοποιείται σε κάποια στρατιωτικά αεροσκάφη.

3.4.1 .Αντιπαγετικό Σύστημα.

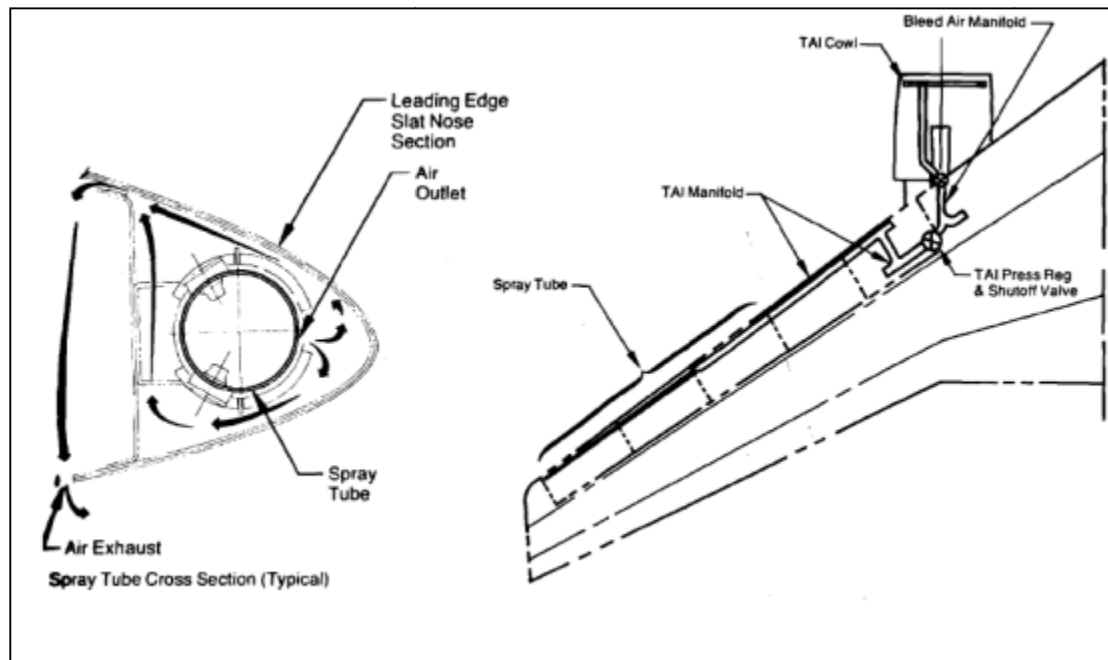
Η προστασία του αεροσκάφους από τις επιπτώσεις του πάγου είναι ένα από τα μεγαλύτερα προβλήματα που αντιμετωπίζει το αεροσκάφος. Τα πτερύγια που οδηγούν στις άκρες και τα καλύμματα πρόσκρουσης του κινητήρα πρέπει να διατηρούνται ανά πάσα στιγμή απαλλαγμένα από συσσώρευση πάγου. Στην περίπτωση των πτερυγίων, η συλλογή πάγου μπορεί να υποβαθμίσει την αεροδυναμική απόδοση του πτερυγίου, οδηγώντας σε αυξημένη ταχύτητα ανατροπής με τον συνοδευτικό κίνδυνο πιθανής απώλειας ελέγχου του αεροσκάφους. Ο πάγος που συσσωρεύεται στην εισαγωγή του κινητήρα και στη συνέχεια σπάει ελεύθερα την είσοδό του στον κινητήρα μπορεί να προκαλέσει σημαντική ζημιά στον κινητήρα με παρόμοια καταστροφικά αποτελέσματα. Καταβάλλεται επίσης σημαντική προσπάθεια να εξασφαλισθεί ότι τα αλεξήνεμα του αεροσκάφους παραμένουν απαλλαγμένα από πάγο με τη χρήση θέρμανσης παραθύρων, έτσι ώστε το πλήρωμα πτήσης να έχει απρόσκοπτη θέα μπροστά.

Τέλος, οι αισθητήρες δεδομένων αέρα του αεροσκάφους θερμαίνονται για να εξασφαλισθεί ότι δεν παγώνουν και θα οδηγήσουν σε πλήρη απώλεια πληροφοριών για τα δεδομένα αέρα που θα μπορούσαν να προκαλέσουν μια επικίνδυνη κατάσταση έως και συντριβή του αεροσκάφους. Η πρόληψη της δημιουργίας πάγου στους αισθητήρες του παρμπρίζ και του συστήματος δεδομένων αέρα επιτυγχάνεται μέσω ηλεκτρικών θερμαντικών στοιχείων. Στην περίπτωση του αντιπαγετικού πτερυγίου και του κινητήρα, η θέρμανση παρέχεται από τον αέρα εξαέρωσης του κινητήρα, ο οποίος εμποδίζει τον σχηματισμό πάγου ενώ ενεργοποιείται το σύστημα.

Οι αρχές του πτερυγίου ελέγχου κατά του πάγου παρουσιάζονται στην εικόνα 3.7. Η ροή του ζεστού αέρα στις εξωτερικές άκρες των πτερυγίων ελέγχεται από την βαλβίδα αντιπάγου πτέρυγας. Η ροή αέρα ρυθμίζεται από τον ηλεκτρικά ενεργοποιημένο ελεγκτή κατά του πάγου, το οποίο επιτρέπει στον αέρα να περάσει κάτω από τον αγωγό θέρμανσης του οδηγού άκρου. Αυτός ο αγωγός μπορεί να λάβει τη μορφή σωλήνα, με οπές κατάλληλα διαβαθμισμένες ώστε να επιτρέπουν μια ροή αέρα πάνω στην εσωτερική επιφάνεια της πρόσθιας ακμής, μερικές φορές γνωστή ως «σωλήνας piccolo». Η πίεση του αέρα στον αγωγό ελέγχεται σε περίπου 20-25 psi. Ο τηλεχειριζόμενος αγωγός χρησιμοποιείται όταν ο αγωγός κινείται από σταθερή πτέρυγα σε κινητή δομή πηνίου και χρησιμοποιούνται εύκαμπτοι σύνδεσμοι μεταξύ γειτονικών τμημάτων πτερυγίων. Αυτές οι συσκευές διευκολύνουν την κίνηση των τμημάτων του πτερυγίου σε σχέση με την κύρια δομή του πτερυγίου καθώς ενεργοποιούνται τα πτερύγια. Ο αέρας διοχετεύεται προς τα έξω ώστε να θερμανθεί η δομή, προτού πεταχτεί.



Ένας διακόπτης πίεσης και ένας διακόπτης υπερθέρμανσης προστατεύουν τον αγωγό μετά την αντικλεπτική βαλβίδα του πτερυγίου από συνθήκες υπερπίεσης και υπερβολικής θερμοκρασίας [9].



Εικόνα 31: Πίνακας ελέγχου έναντι του πάγου.[20]

Ομοίως επιτυγχάνεται και ο σχηματισμός πάγου στον κινητήρα αντιπαγετικός κινητήρας. Μια βαλβίδα Anti-IceEngine (EAI) στο περίβλημα του ανεμιστήρα του κινητήρα ελέγχει την παροχή αέρα εξαέρωσης στο κάλυμμα του ανεμιστήρα για να προστατεύεται από τον σχηματισμό πάγου. Όπως και στην περίπτωση της λειτουργίας αντιπαγετικού πτερυγίου, η ενεργοποίηση του συστήματος αντιπαγοποίησης του κινητήρα επιβεβαιώνεται στο πλήρωμα πτήσης με το κλείσιμο ενός διακόπτη πίεσης που παρέχει ένδειξη στο σύστημα απεικόνισης.

Η παρουσία αγωγού θερμού αέρα σε όλη την άτρακτο του κινητήρα και στις άκρες των πτερυγών οδηγεί σε ένα πρόσθετο πρόβλημα, δηλαδή να προστατεύεται από την πιθανότητα διαρροών αγωγού θερμού αέρα που προκαλεί κίνδυνο υπερθέρμανσης. Κατά συνέπεια, παρέχονται βρόγχοι ανίχνευσης υπερθέρμανσης σε ευαίσθητες περιοχές για την παροχή προειδοποίησης στο πλήρωμα σε περίπτωση εμφάνισης διαρροής θερμού αερίου. Ένα σύστημα ανίχνευσης υπερθέρμανσης θα έχει στοιχεία παρακείμενα στα πακέτα κλιματισμού, στην πλευρά του οδηγού άκρου του πτερυγίου και στις περιοχές του οχήματος του κινητήρα, για να προειδοποιήσει το πλήρωμα για κίνδυνο υπερθέρμανσης.

Ορισμένα εμπορικά αεροσκάφη χαμηλής ταχύτητας χρησιμοποιούν μια μέθοδο αποπάγωσης βασισμένη σε ένα εύκαμπτο καπό "οδηγού" από καουτσούκ που διογκώνεται από την πίεση του αέρα για να απομακρύνεται ο πάγος που δημιουργείται στην επιφάνεια. Το σύστημα λειτουργεί με το χέρι ή μέσα σε μια είσοδο ανιχνευτή πάγου. Η πτέρυγα της British Aerospace Advanced TurboProp (ATP), τα πτερύγια του οπίσθιου άξονα και τα άκρα του πτερυγίου προστατεύονται από πνευματικό υλικό από καουτσούκ που ενεργοποιούνται από τον αεροσυμπιεστή χαμηλής πίεσης του κινητήρα. Χρησιμοποιείται ένα σύστημα κύκλου για τη μείωση της απαιτούμενης ποσότητας αέρα. Το πλήρωμα έχει τη δυνατότητα επιλογής ελαφρών ή βαρέων τρόπων αφαίρεσης πάγου [9].



3.4.2 Εκκίνηση του Κινητήρα.

Η διαθεσιμότητα αέρα υψηλής πίεσης σε όλο το σύστημα αέρα εξαέρωσης προσφέρεται εύκολα στην παροχή κινητήριας δύναμης για να στρέψει τον κινητήρα κατά τη διάρκεια του κύκλου εκκίνησης του κινητήρα. Όπως μπορεί να φανεί από προηγούμενα σχήματα, ενσωματώνεται μια βαλβίδα εκκίνησης η οποία μπορεί να ενεργοποιηθεί για την τροφοδοσία αέρος εξαέρωσης στον εκκινητή του κινητήρα. Στο έδαφος οι κινητήρες μπορούν να ξεκινήσουν με διάφορους τρόπους:

- Ø Με τη χρήση ενός παροχέα αέρα εδάφους.
- Ø Χρησιμοποιώντας αέρα από την APU - ίσως το προτιμώμενο μέσο.
- Ø Χρησιμοποιώντας αέρα από άλλο κινητήρα που λειτουργεί ήδη.

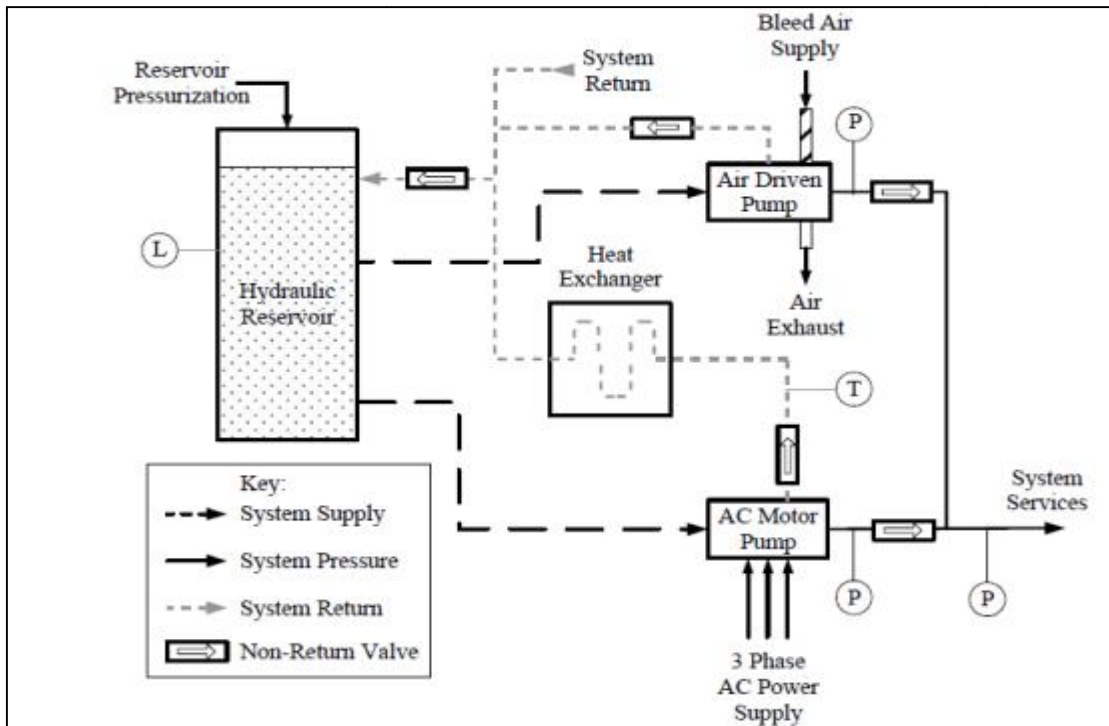
Η παροχή αέρα ενεργοποιεί έναν πνευματικό κινητήρα εκκίνησης που βρίσκεται στο κιβώτιο ταχυτήτων του κινητήρα. Η επιλογή κύκλου εκκίνησης του κινητήρα επιτρέπει την παροχή καυσίμου στον κινητήρα και την παροχή ηλεκτρικής ισχύος στα κυκλώματα ανάφλεξης. Ο εκκινητής πεπιεσμένου αέρα στρέφει τον κινητήρα σε ~ 15-20% της πλήρους ταχύτητας, οπότε ο κινητήρας θα σηκωθεί και θα σταθεροποιηθεί στις στροφές βραδυπορίας στο έδαφος.

3.4.3 Υδραυλικά Συστήματα.

Πνευματική παροχή αέρα χρησιμοποιείται συνήθως για να δώσει κίνηση στο υδραυλικό υγρό που αποθηκεύεται στις υδραυλικές δεξαμενές του αεροσκάφους. Ορισμένα αεροσκάφη Boeing συνήθως τα μεγάλου μεγέθους- χρησιμοποιούν επίσης αντλίες με πεπιεσμένο αέρα ή υδραυλικές αντλίες με αέρα για να αυξήσουν τις κανονικές αντλίες με κινητήρα (EDP) και τις αντλίες με κινητήρα εναλλασσόμενου ρεύματος (ACMP) για ορισμένες φάσεις πτήσης. Στην Εικ. 32 αποδίδεται ένα τυπικό κεντρικό κανάλι υδραυλικής ισχύος όπως εφαρμόζεται από τη φιλοσοφία της Boeing. Στην υδραυλική δεξαμενή εισέρχεται αέρας χρησιμοποιώντας ρυθμιζόμενα από το σύστημα αέρα / αέρα εξαέρωσης. Το υδραυλικό υγρό τροφοδοσίας μπορεί να συμπιεστεί με δύο εναλλακτικές αντλίες:

- Ø Μέσω του ACMP που τροφοδοτείται με τριφασική ηλεκτρική ισχύ 115 VAC
- Ø Με τη βοήθεια αντλίας με αέρα (ADP) που χρησιμοποιεί την πηγή ως πηγή.

Κάθε αντλία σε αυτό το υδραυλικό κανάλι είναι σε θέση να παρέχει υδραυλική πίεση στις υπηρεσίες του συστήματος, είναι ωστόσο πιο συνηθισμένο να χρησιμοποιείται η ACMP ως η κύρια πηγή ενέργειας με την ADP να παρέχει συμπληρωματική ισχύ ή για συγκεκριμένες φάσεις υψηλής ζήτησης της πτήσης. Η ACMP μπορεί να ενεργοποιηθεί με την παροχή εντολής σε έναν ηλεκτρικό επαφέα υψηλής ισχύος ή στη μονάδα ηλεκτρικής διαχείρισης φορτίου (ELCU). Η πνευματική πίεση που οδηγεί το ADP ελέγχεται μέσω μιας βαλβίδας διακοπής ρύθμισης (MSOV) 28 VDC που βρίσκεται πάνω από το ADP. Η θερμοκρασία και η πίεση του υδραυλικού ρευστού παρακολουθούνται σε διάφορα σημεία του συστήματος και οι πληροφορίες συστήματος εμφανίζονται σε σελίδες κατάστασης ανάλογα με την περίπτωση[9,10].



Εικόνα 32: Απλοποιημένο πνευματικό σύστημα - αλληλεπίδραση υδραυλικού συστήματος. [20]



4. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΕΛΕΓΧΟΥ ΠΕΡΙΒΑΛΛΟΝΤΙΚΩΝ ΣΥΝΘΗΚΩΝ.

4.1 Ανάγκη για Ελεγχόμενο Περιβάλλον.

Στα πρώτα χρόνια των πτήσεων, οι πιλότοι και οι επιβάτες έπρεπε να είναι αρκετά γενναίοι για να δοκιμάσουν τη συγκίνηση της πτήσης. Ωστόσο, καθώς βελτιώθηκε η απόδοση των αεροσκαφών και αναπτύχθηκε ο επιχειρησιακός ρόλος τόσο των πολιτικών όσο και των στρατιωτικών αεροσκαφών και έχουν προκύψει απαιτήσεις για τα συστήματα περιβαλλοντικού ελέγχου (ECS). Παρέχουν ένα ευνοϊκό περιβάλλον για να λειτουργούν με ακρίβεια και αποτελεσματικότητα τα όργανα και ο εξοπλισμός, ώστε ο χειριστής και το πλήρωμα να μπορούν να εργάζονται άνετα και να παρέχουν ασφαλείς και άνετες συνθήκες στους επιβάτες που πληρώνουν το εισιτήριο.

Στο παρελθόν, μεγάλα συστήματα θέρμανσης ήταν απαραίτητα σε χαμηλές ταχύτητες για να αντισταθμίζουν τις απώλειες στον κρύο αέρα έξω από το αεροσκάφος. Με πολλά σημερινά στρατιωτικά αεροσκάφη που λειτουργούν σε υπερηχητικές ταχύτητες, η έμφαση δίνεται περισσότερο στην παροχή συστημάτων ψύξης, αν και απαιτείται ακόμα θέρμανση όπως για παράδειγμα στις κρύες νυχτερινές πτήσεις και για την ταχεία προθέρμανση ενός αεροσκάφους που έχει εμποτιστεί υπό συνθήκες κατάψυξης στο έδαφος για μεγάλα χρονικά διαστήματα. Η συνταξιοδότηση του Concorde εξάλειψε αυτό το ζήτημα ως εμπορικό αεροσκάφος. Η παροχή επαρκούς θέρμανσης για το σύστημα κλιματισμού του αεροσκάφους δεν αποτελεί ποτέ πρόβλημα, καθώς ο ζεστός αέρας μπορεί να αντληθεί από τους κινητήρες για να παράσχει την πηγή κλιματισμού αέρα. Η απαίτηση σχεδιασμού είναι να μειωθεί επαρκώς η θερμοκρασία του αέρα για να δώσει επαρκή περιποίηση σε μια ζεστή μέρα. Η χειρότερη περίπτωση είναι η ψύξη του πιλότου και του αεροηλεκτρονικού εξοπλισμού σε ένα στρατιωτικό αεροσκάφος υψηλής απόδοσης. Οι ακόλουθες πηγές θερμότητας προκαλούν το πρόβλημα της ψύξης [11].

4.1.1 Κινητική Θέρμανση.

Η κινητική θέρμανση συμβαίνει όταν το κέλυφος του αεροσκάφους θερμαίνεται λόγω της τριβής που αναπτύσσεται κατά την πρόσκρουση του αέρα σε αυτό. Το κέλυφος, με τη σειρά του, θερμαίνει το εσωτερικό του αεροσκάφους, όπως για παράδειγμα τους θαλάμους του πιλοτηρίου και τον εξοπλισμό. Οι θερμοκρασίες του κελύφους μπορούν να φτάσουν έως και 100°C ή περισσότερο σε πτήση χαμηλού επιπέδου με ταχύτητες transonic (είναι η ταχύτητα που πλησιάζει την ταχύτητα του ήχου (343m/s) αλλά ο συγκεκριμένος ορισμός χρησιμοποιείται στην αεροναυπηγική για συγκεκριμένες συνθήκες. Ακόμη υψηλότερες θερμοκρασίες μπορούν να επιτευχθούν σε υπερηχητική πτήση σε μεσαία και μεγάλη ύψη. Στην Εικ.33 δίνεται ένας τυπικός φάκελος πτήσης στρατιωτικού αεροσκάφους υψηλής απόδοσης. Θα πρέπει να επισημανθεί ότι σε ορισμένες περιπτώσεις πτήσεων, σε συνθήκες υποηχητικής πτήσης σε υψόμετρο κατά τη διάρκεια μιας κρύας μέρας, τα κινητικά φορτία θερμότητας μπορεί να είναι αρνητικά. Σε αυτή την περίπτωση προφανώς θα απαιτείται θέρμανση.

Τα άκρα που οδηγούν στο αεροπλάνο αισθάνονται την πλήρη επίδραση της κινητικής θέρμανσης λόγω της τριβής και φτάνουν σε αυτές που είναι γνωστές ως θερμοκρασίες του εμβόλου. Όλες οι άλλες επιφάνειες μακριά από τις ακμές που οδηγούν, υπόκεινται σε ελαφρώς χαμηλότερες θερμοκρασίες που ονομάζονται θερμοκρασία ανάκτησης. Για τους σκοπούς του σχεδιασμού, μπορούν να χρησιμοποιηθούν οι ακόλουθες εξισώσεις για τον υπολογισμό των θερμοκρασιών ανατροπής και ανάκτησης:



$$T_{rec} = T_{amb} (1 + 0.18 M^2)$$

$$T_{ram} = T_{amb} (1 + 0.2 M^2)$$

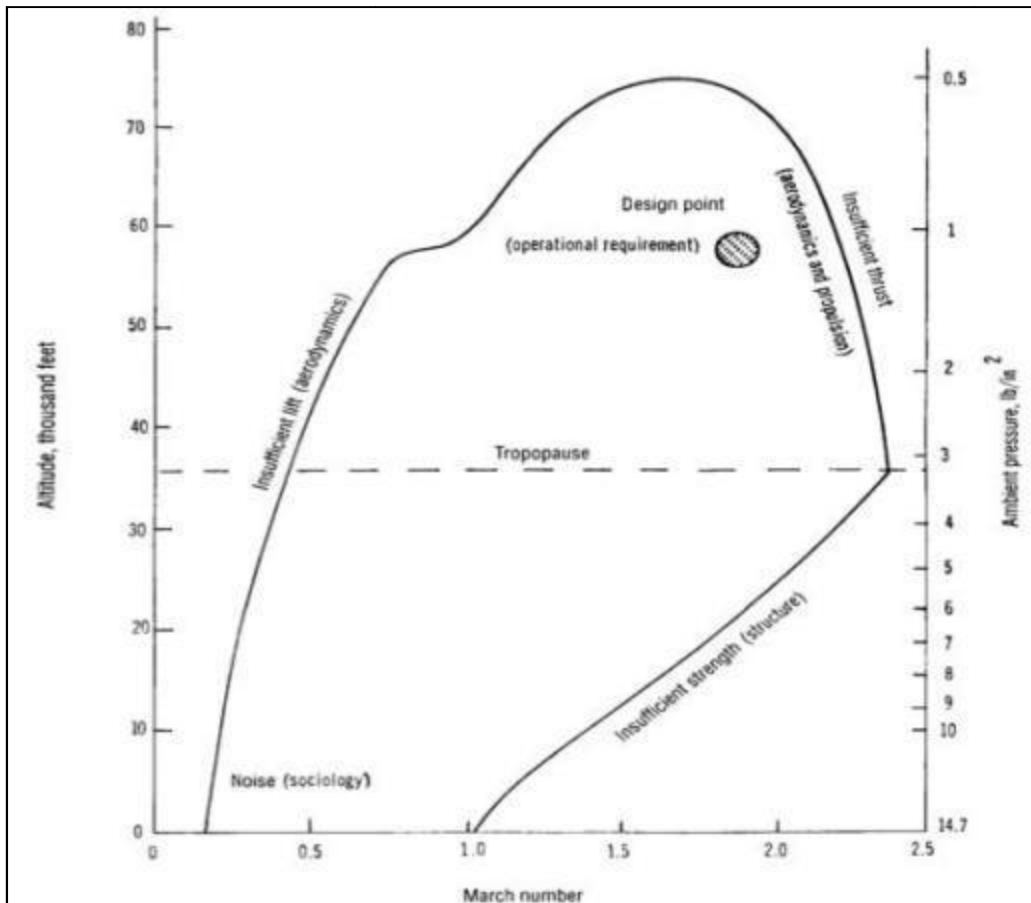
T_{rec} = Θερμοκρασία αέρα ανάκτησης (°K)

T_{ram} = Θερμοκρασία αέρος του σωλήνα (°K)

T_{amb} = Θερμοκρασία περιβάλλοντος (°C)

όπου M ο αριθμός Mach.

Οι μη διαμορφωμένοι χώροι εξοπλισμού μπορούν να φτάσουν στη θερμοκρασία ανάκτησης κατά τη διάρκεια της πτήσης [10].



Εικόνα 33: Τυπικός φάκελος πτήσης πολεμικού αεροσκάφους. [20]

4.1.2 Ηλιακή Θέρμανση.

Η ηλιακή ακτινοβολία επηρεάζει ένα πιλοτήριο στρατιωτικού αεροσκάφους κατευθείαν μέσω του αλεξήνεμου και του θόλου. Οι χώροι εξοπλισμού και οι καμπίνες πολιτικών αεροσκαφών επηρεάζονται μόνο έμμεσα. Ένα μαχητικό αεροσκάφος είναι η χειρότερη περίπτωση, αφού συνήθως διαθέτει ένα μεγάλο διαφανές θόλο για να δώσει στον πιλότο καλή ορατότητα και μπορεί να πετάξει συνήθως μέχρι το διπλάσιο του μέγιστου υψομέτρου ενός



πολιτικού αεροσκάφους. Σε τέτοια υψόμετρα η ένταση της ηλιακής ακτινοβολίας είναι πολύ μεγαλύτερη. Η συνδυασμένη επίδραση της εσωτερικής θέρμανσης και της άμεσης ηλιακής ακτινοβολίας έχει επιπτώσεις στον χειριστή, ειδικά όταν φοράει κιβώτια επιβίωσης, παπούτσια και γιλέκα αντι-g που απαιτούν σημαντικό αέρα ψύξης στο θάλαμο διακυβέρνησης.

Η ηλιακή θέρμανση επηρεάζει σημαντικά τόσο τις θέσεις χώρου καμπίνας όσο και τον εξοπλισμό σε κατάσταση ετοιμότητας εδάφους, καθώς οι επιφάνειες που εκτίθενται σε άμεση ηλιακή ακτινοβολία θα αυξηθούν κατά 20°C πάνω από τη θερμοκρασία περιβάλλοντος, ανάλογα με τη θερμική χωρητικότητα του επιφανειακού υλικού. Αυτό προκαλεί ιδιαίτερη ανησυχία στις περιοχές της ερήμου του κόσμου όπου ο ήλιος είναι ζεστός και συνεχής καθ' όλη τη διάρκεια της ημέρας[13].

4.1.3 Θερμικά Φορτία Συστήματος Αεροσκάφους.

Ενώ οι τεχνολογικές εξελίξεις έχουν οδηγήσει σε μειώσεις της απόδοσης θερμότητας σε μεμονωμένα ηλεκτρονικά εξαρτήματα, η αυξημένη χρήση ηλεκτρονικού εξοπλισμού και η ανάπτυξη ψηφιακών ηλεκτρονικών συσκευών υψηλής πυκνότητας έχουν αυξήσει το θερμικό φορτίο ανά μονάδα όγκου του ηλεκτρονικού εξοπλισμού. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα τη συνολική αύξηση του θερμικού φορτίου.

Ο ηλεκτρονικός εξοπλισμός γενικά τροφοδοτείται συνεχώς, με αποτέλεσμα να διαχέει θερμότητα καθόλη τη διάρκεια της λειτουργίας του. Για τον λόγο αυτό εγκαθίσταται σε καθορισμένους χώρους ηλεκτρονικού εξοπλισμού σε μικρά αεροσκάφη ή σε ερμάρια εξοπλισμού σε μεγαλύτερα αεροσκάφη. Ο αέρας διοχετεύεται σε αυτές τις περιοχές για να ψύξει τον εξοπλισμό και στη συνέχεια ανακυκλώνεται ή απορρίπτεται.

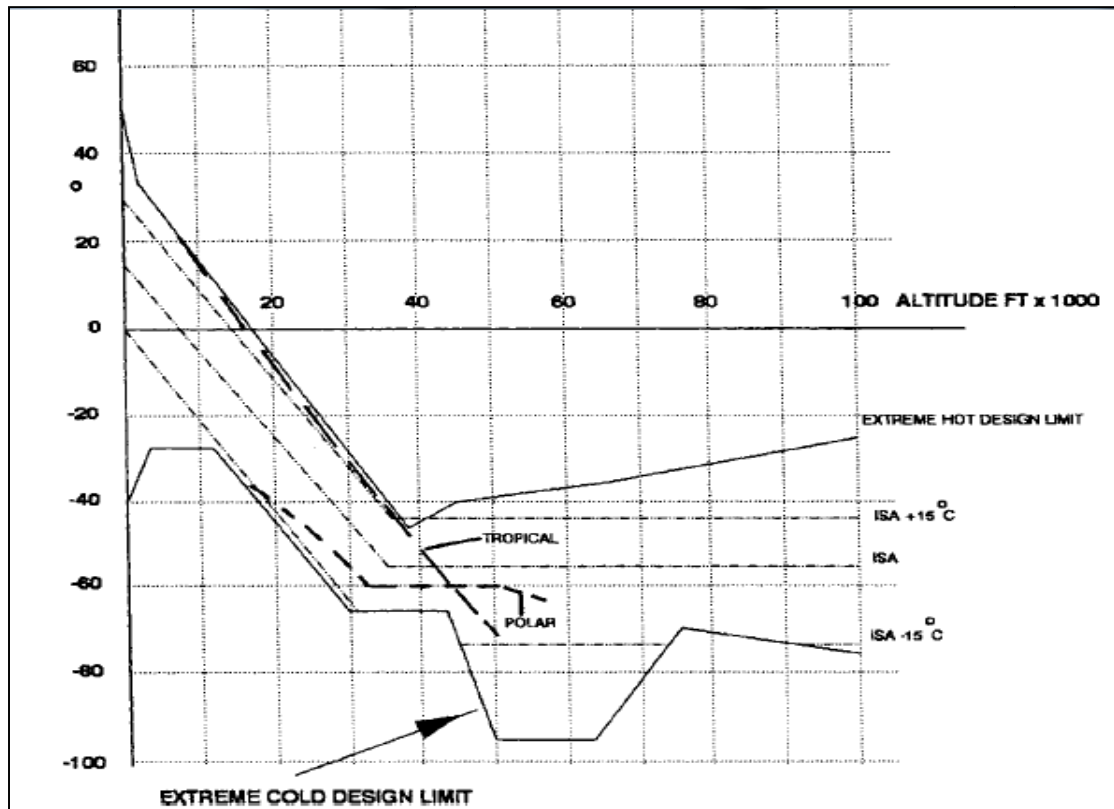
Το σύστημα πρέπει να σχεδιάζεται έτσι ώστε να προστατεύει τα εξαρτήματα του εξοπλισμού σε όλο το φάκελο πτήσης του αεροσκάφους και υπό οποιεσδήποτε κλιματολογικές συνθήκες χρειαστεί να λειτουργήσει το αεροσκάφος [14].

4.2 Η Διεθνής Πρότυπη Ατμόσφαιρα(ISA).

Μια διεθνής τυποποιημένη ατμόσφαιρα έχει καθοριστεί για σκοπούς σχεδιασμού. Πίνακες μεγεθών στα εγχειρίδια δείχνουν ότι οι τιμές θερμοκρασίας, πίεσης και πυκνότητας αέρα ποικίλλουν ανάλογα με το ύψος. Στο επίπεδο θάλασσας οι ατμοσφαιρικές συνθήκες ορίζονται ως εξής:

- Πίεση αέρα = 101,3 kpa απόλυτη,
- Θερμοκρασία αέρα = 15°C .
- Πυκνότητα αέρα = $1,225\text{ kg / m}^3$.

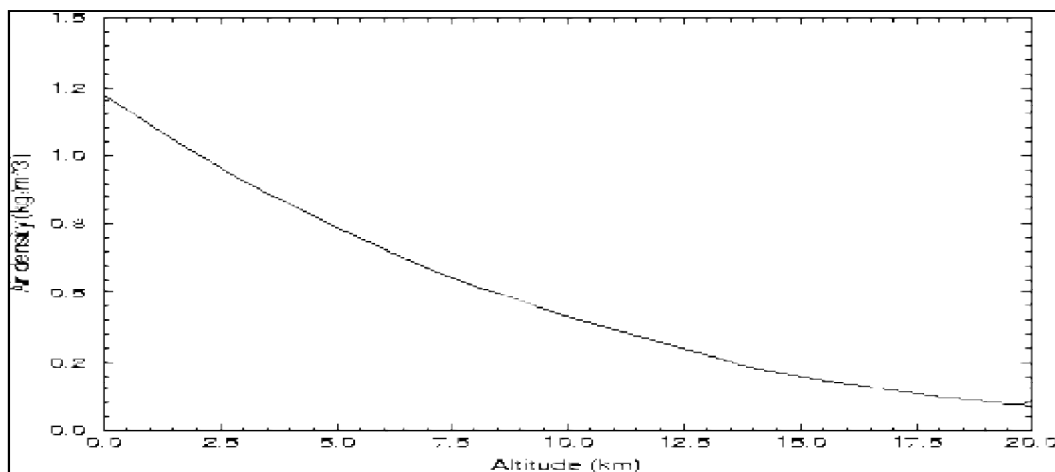
Επιπλέον, οι μέγιστες και ελάχιστες θερμοκρασίες του αέρα περιβάλλοντος έχουν προέλθει από θερμοκρασίες που έχουν καταγραφεί επί σειρά ετών σε όλο τον κόσμο. Αυτά τα αριθμητικά στοιχεία έχουν χρησιμοποιηθεί για τον ορισμό ενός προτύπου σύμφωνα με το οποίο μπορούν να σχεδιαστούν αεροσκάφη για παγκόσμια λειτουργία. Παραδείγματα περιγράφονται στις Εικ. 34, 35 και 36, τα οποία και πρέπει να λαμβάνονται υπόψη για τα σχεδιαστικές απαιτήσεις δίχως αυτό να σημαίνει ότι καλύπτουν κάθε πιθανό ενδεχόμενο ατμοσφαιρικής διακύμανσης [12].



Εικόνα 34: Θερμοκρασία περιβάλλοντος ως προς το υψόμετρο.[20]

Altitude	Air Pressure
Sea level	14.7 PSI
10,000 feet	10.2 PSI
20,000 feet	6.4 PSI
30,000 feet	4.3 PSI
40,000 feet	2.7 PSI
50,000 feet	1.6 PSI

Εικόνα 35: Διακύμανση της πίεσης ως προς το υψόμετρο.[20]



Εικόνα 36: Μεταβολή της πυκνότητας ως προς το υψόμετρο.[20]



4.3 Σχεδιασμός Συστήματος Ελέγχου Περιβαλλοντικών συνθηκών.

Στη συγκεκριμένη ενότητα περιγράφονται μέθοδοι ελέγχου των περιβαλλοντικών συνθηκών που συναντώνται συχνά σε κοινή χρήση και, επιπλέον, περιγράφονται ορισμένες πρόσφατες εξελίξεις και εφαρμογές στον σχεδιασμό.

Το πρόβλημα της ψύξης που προκαλείται από τις πηγές θερμότητας που περιγράφηκαν παραπάνω πρέπει να λυθεί για την επιτυχή ψύξη των συστημάτων αεροσκαφών και των επιβατών κατά την πτήση. Για τις εργασίες εδάφους απαιτείται επίσης κάποια μορφή συστήματος ψύξης εδάφους.

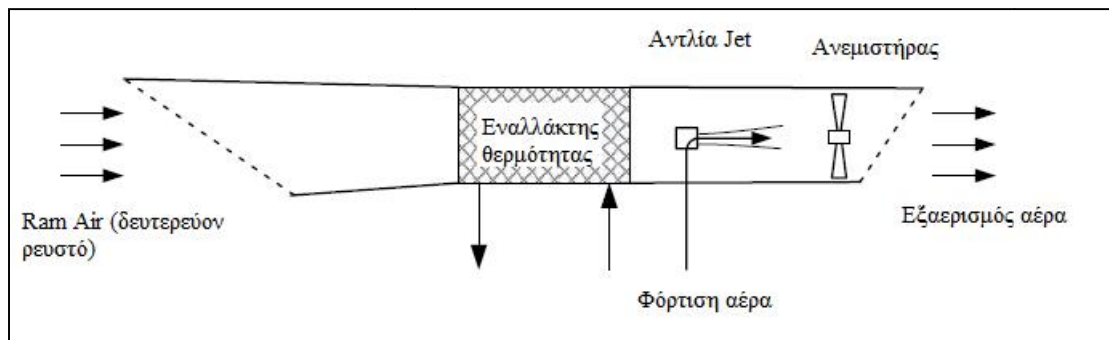
Η θερμότητα πρέπει να μεταφερθεί από αυτές τις πηγές σε ψύκτρες και να απορριφθεί από το αεροσκάφος. Ο εξωτερικός αέρας μπορεί να χρησιμοποιηθεί είτε απευθείας ως μέσο μεταφοράς, είτε έμμεσα καθώς αφαιρείται από τους κινητήρες. Δεδομένου ότι οι διαθέσιμοι ψύκτες θερμότητας είναι συνήθως σε υψηλότερη θερμοκρασία από εκείνη που απαιτείται για την ψύξη των συστημάτων και των επιβατών, απαιτείται κάποια μορφή αντλίας θερμότητας [15].

4.3.1 Ψύξη με Ψύκτρα Αέρα.

Η ψύξη με εισερχόμενο αέρα (ramair-cooling) είναι η διαδικασία απόρριψης του θερμικού φορτίου του αεροσκάφους στον αέρα που ρέει γύρω από το αεροσκάφος. Αυτό μπορεί να επιτευχθεί με τη λήψη αέρα από το όριο του αεροσκάφους ή κοντά σε αυτό. Ο αέρας ωθείται μέσω μιας σωλήνωσης (scooping) που βλέπει προς την εξωτερική ροή αέρα. Στη συνέχεια, έρχεται στις επιθυμητές συνθήκες μέσω ενός εναλλάκτη θερμότητας προκειμένου να εισέλθει στο αεροσκάφος και να παραλάβει τα περιττά θερμικά φορτία. Τέλος, απορρίπτεται στο εξωτερικό περιβάλλον από την προς τα εμπρός κίνηση του αεροσκάφους. Ο εναλλάκτης θερμότητας λειτουργεί ακριβώς όπως το ψυγείο ενός αυτοκινήτου. Αυτό το σύστημα έχει το μειονέκτημα ότι αυξάνει την αντίσταση του αεροσκάφους επειδή η αντίσταση της σωληνώσεως και του εναλλάκτη θερμότητας επιβραδύνει τη ροή αέρα.

Η χρήση του εισερχόμενου αέρα (ram) ως μέσου ψύξης έχει τους περιορισμούς της, δεδομένου ότι η θερμοκρασία των αεραγωγών αυξάνεται με την ταχύτητα του αέρα και σύντομα υπερβαίνει τη θερμοκρασία που απαιτείται για την περιποίηση του θαλάμου και του εξοπλισμού. Για παράδειγμα, σε ταχύτητα 0.8Mach στη στάθμη της θάλασσας σε μια ημέρα θερμοκρασίας 40°C, η θερμοκρασία του αεραγωγού είναι περίπου 80°C. Αυτός ο αέρας είναι μια ίδια πηγή θέρμανσης όπως περιγράφηκε παραπάνω (Κινητική θέρμανση). Επιπλέον, σε μεγάλο υψόμετρο, η πυκνότητα του αέρα γίνεται πολύ χαμηλή, μειώνοντας τη ροή της μάζας του αέρα στον αεραγωγό και συνεπώς και την ικανότητα ψύξης. Στην πραγματικότητα, όταν απαιτείται κλιματισμός για συστήματα που απαιτούν ψύξη στο έδαφος, η ψύξη μόνο με αέρα στους αεραγωγούς είναι ανεπαρκής.

Ωστόσο, η κατάσταση αυτή μπορεί να βελτιωθεί με τη χρήση ανεμιστήρα ψύξης, όπως χρησιμοποιείται σε πολιτικό αεροσκάφος, ή αντλίας αεριοθουμένων, που χρησιμοποιείται κυρίως σε στρατιωτικά αεροσκάφη, για τη βελτίωση της ροής του εισερχόμενου αέρα κατά τη διάρκεια της πτήσης (κατά την απογείωση ή προσγείωση) ή χαμηλής ταχύτητας. Η αντλία αυξάνει την ψύξη αέρα του εμβόλου στον εναλλάκτη θερμότητας παρέχοντας κινητές δέσμες πρωτογενούς ρευστού εξαέρωσης από τους κινητήρες για να παρασύρουν ένα δευτερεύον υγρό και τον αέρα του εμβόλου και να τον μετακινήσουν προς τα δεξιά όπως φαίνεται στην Εικ.37 [10].

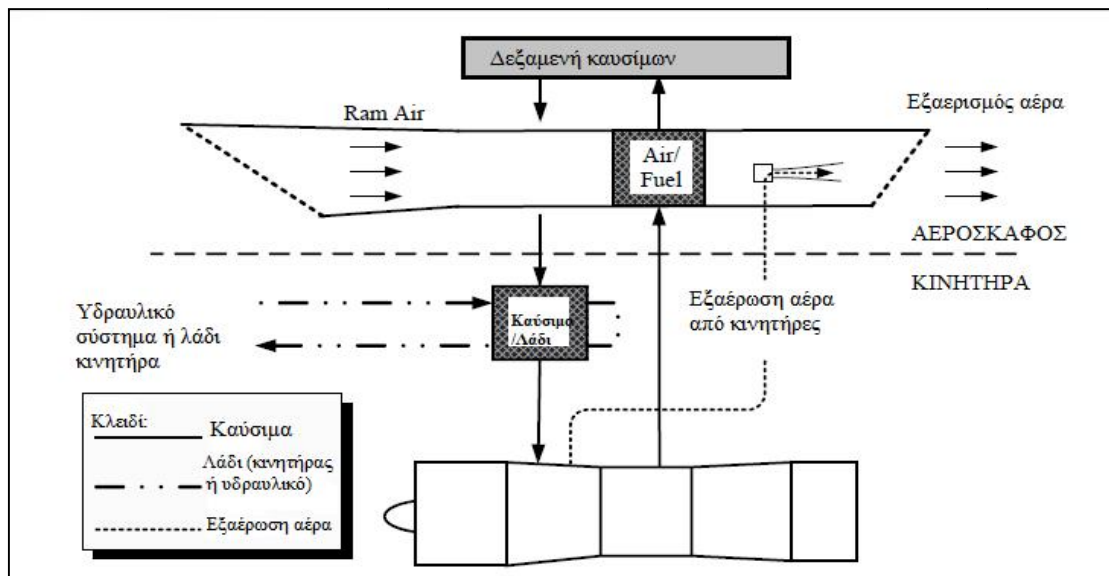


Εικόνα 37: Χρήση ανεμιστήρων και αντλιών για την αύξηση της ροής του εισερχόμενου αέρα.[20]

4.3.2 Ψύξη Καυσίμου.

Τα συστήματα ψύξης καυσίμου έχουν περιορισμένες εφαρμογές σε αεροσκάφη για τη μεταφορά θερμότητας από πηγή θερμότητας στο καύσιμο του αεροσκάφους. Αυτό οφείλεται κυρίως στο γεγονός ότι η ροή του καυσίμου είναι μεταβλητή και μειώνεται σημαντικά όταν οι κινητήρες στραγγαλίζονται πίσω. Ωστόσο, το καύσιμο είναι πολύ καλύτερο από τον αέρα ως μέσο ψύξης επειδή έχει μεγαλύτερη θερμική ισχύ (θερμοχωρητικότητα) και υψηλότερο συντελεστή μεταφοράς θερμότητας. Το καύσιμο συνήθως χρησιμοποιείται για να ψύχει το λάδι του κινητήρα, το υδραυλικό λάδι και το λάδι του κιβωτίου ταχυτήτων.

Η εικόνα 4.6 δείχνει ένα τυπικό σύστημα ψύξης καυσίμου και λαδιού. Όταν η ροή καυσίμου είναι χαμηλή, η θερμοκρασία του καυσίμου θα αυξηθεί σημαντικά. Έτσι, οι γραμμές ανακύκλωσης χρησιμοποιούνται για να διοχετεύσουν το καυτό καύσιμο πίσω στη δεξαμενή καυσίμου. Οι ψύκτες καυσίμου που ψύχονται με ψύκτες Ram πρέπει συχνά να εισάγονται στις γραμμές ροής ανακυκλοφορίας για να αποτρέπεται η ταχεία αύξηση των θερμοκρασιών του καυσίμου στη δεξαμενή όταν η στάθμη του καυσίμου είναι χαμηλή. Αυτό μπορεί μόνο να τεθεί σε ισχύ σε πτήση χαμηλής ταχύτητας όταν οι θερμοκρασίες του εμβόλου είναι αρκετά χαμηλές. Αυτό αποτρέπει την ταχεία αύξηση της θερμοκρασίας καυσίμου της δεξαμενής κατά τη διάρκεια της τελικής πτήσης μετά την προσγείωση, όταν οι δεξαμενές είναι πιθανότατα σχεδόν κενές. Κατά μία έννοια αυτό είναι αυτορυθμιζόμενο, καθώς σε πτήση υψηλής ταχύτητας η ροή του καυσίμου είναι υψηλή και επομένως δεν απαιτείται επανακυκλοφορία. Κατά τη διάρκεια της πτήσης (πριν την προσγείωση ή απογείωση), οι εκτοξευτήρες απαιτούνται μερικές φορές για να προκαλέσουν επαρκή ροή αέρα μέσω του ψυχρού αέρα [10,11].



Εικόνα 38: Χρήση καυσίμου ως ψυκτικού μέσου για υδραυλικό λάδι ή λάδι μηχανής.[20]

4.3.3 Εξαερισμός Κινητήρα.

Η κύρια πηγή κλιματισμού αέρα τόσο για πολιτικά όσο και για στρατιωτικά αεροσκάφη είναι ο εξαερισμός του κινητήρα από τον συμπιεστή υψηλής πίεσης. Αυτό παρέχει πηγή κλιματισμού κάθε φορά που λειτουργούν οι κινητήρες. Ο κλιματισμός αέρα χρησιμοποιείται επίσης για την παροχή πίεσης καμπίνας.

Υπάρχουν δύο τύποι συστήματος εξαερισμού, ανοικτού και κλειστού βρόχου. Τα συστήματα ελέγχου περιβαλλοντικών συνθηκών ανοικτού βρόχου συνεχίζουν να εξαερώνουν μεγάλες ποσότητες αέρα από τους κινητήρες, να τον ψύχουν και στη συνέχεια να τον χρησιμοποιούν για να ψύξουν τους επιβάτες και το πλήρωμα, καθώς και τον εξοπλισμό, πριν βγάλουν τον αέρα έξω από το αεροσκάφος.

Τα συστήματα κλειστού βρόχου, συλλέγουν τον αέρα αφού έχει χρησιμοποιηθεί για την προετοιμασία του θαλάμου, τον ψύχουν και τον ανακυκλώνουν για να ξαναχρησιμοποιηθεί. Με αυτόν τον τρόπο ο αέρας εξαέρωσης χρησιμοποιείται μόνο για να παρέχει πίεση, χαμηλή παροχή αέρα εξαερισμού και επαρκή ροή για να αντισταθμίσει τις διαρροές στο σύστημα κλειστού βρόχου. Αυτό σημαίνει ότι ένα τέτοιο σύστημα χρησιμοποιεί σημαντικά μικρότερο αέρα εξαέρωσης κινητήρα από ένα σύστημα ανοικτού βρόχου και συνεπώς έχει αντίστοιχα μειωμένη επίδραση στην απόδοση του κινητήρα. Επομένως, με ένα σύστημα κλειστού βρόχου, ένα στρατιωτικό αεροσκάφος έχει περισσότερο διαθέσιμη ώθηση στη διάθεσή του από ότι ένα πολιτικό αεροσκάφος και είναι σε θέση να λειτουργεί πιο αποτελεσματικά, ιδιαίτερα σε μεγάλες πτήσεις.

Καθώς αφαιρείται μόνο ένας μικρός όγκος αέρα από τους κινητήρες, μειώνεται η ανάγκη ψύξης του αέρα αφαίρεσης από τους αεραγωγούς. Ωστόσο, για την ανακύκλωση του αέρα κλιματισμού είναι απαραίτητο να σφραγιστούν και να συμπιεστούν οι χώροι του εξοπλισμού. Ο αέρας ψύξης κατανέμεται μεταξύ του εξοπλισμού που χρησιμοποιεί δίσκους ψύξης με ανεμιστήρες για να τραβήξει τον εξοπλισμό εξαγωγής αέρα στον βρόχο επανακυκλοφορίας. Τα συστήματα κλειστού βρόχου μέχρι σήμερα έχουν χρησιμοποιηθεί μόνο σε μερικές εφαρμογές αεροσκαφών.

Υπάρχουν καταρχήν πρακτικές δυσκολίες συλλογής και επαναχρησιμοποίησης του αέρα κλιματισμού, αλλά και τα συστήματα κλειστού βρόχου τείνουν να είναι βαρύτερα και πιο ακριβά από τα ισοδύναμα συστήματα ανοικτού βρόχου. Ως αποτέλεσμα, τα συστήματα



ανοιχτού βρόχου χρησιμοποιούν ένα ψυκτικό σύστημα προκειμένου να απαλλάξουν τον αέρα που αντλείται από τον κινητήρα από τα θερμικά φορτία που έχει. Έτσι, πραγματοποιείται μια ανακυκλοφορία του αέρα καμπίνας στα πολιτικά αεροσκάφη για τη μείωση της ποινής ψύξης ECS. Ο αέρας της καμπίνας εισέρχεται στη γραμμή ανακύκλωσης με αντλία τζετ ή ανεμιστήρα και στη συνέχεια αναμιγνύεται με τον αέρα εξαέρωσης του ψυγείου, προτού διοχετευτεί στην είσοδο της καμπίνας στην απαιτούμενη θερμοκρασία. Η χρησιμοποίηση μιας τέτοιας ροής επανακυκλοφορίας μπορεί σε ορισμένες περιπτώσεις να διπλασιάσει την απόδοση του συστήματος.

Η παραπάνω μέθοδος μείωσης της ροής εξαέρωσης έχει περιορισμένη εφαρμογή σε στρατιωτικά αεροσκάφη υψηλής απόδοσης εξαιτίας προβλημάτων όπως η έλλειψη αέρα ανακύκλωσης που διατίθεται σε μεγάλα υψόμετρα από τους μη συμπιεσμένους κόλπους και τον περιορισμένο χώρο για αγωγούς. Ως εκ τούτου, η μείωση ροής εξαέρωσης στα περισσότερα στρατιωτικά αεροσκάφη επιτυγχάνεται με τη διαμόρφωση της ροής του συστήματος σύμφωνα με τη ζήτηση όπως περιγράφεται μετά το πέρασμα [11].

4.3.4 Έλεγχος Θερμοκρασίας Εισερχόμενου Αέρα.

Τυπικά αέρας σε απόλυτη πίεση λειτουργίας περίπου 650 kpa (6,5 ατμόσφαιρες) και θερμοκρασία περίπου 100°C χρειάζεται για να παρέχει επαρκή ροή του συστήματος και μια θερμοκρασία αρκετά υψηλή για τέτοιες υπηρεσίες, όπως επίσης γρήγορη απόσπαση και αντικατάσταση.

Ωστόσο, ο αέρας που τροφοδοτείται από τον συμπιεστή υψηλής πίεσης του κινητήρα είναι συχνά σε υψηλότερες πιέσεις και θερμοκρασίες από ό, τι απαιτείται. Για παράδειγμα, σε ένα μαχητικό αεροσκάφος υψηλής απόδοσης ο αέρας μπορεί να φτάσει σε πιέσεις ύψους 3700 kpa απόλυτη (37 ατμόσφαιρες) και οι θερμοκρασίες μπορούν να είναι πάνω από 500°C, αρκετά υψηλές δηλ. ώστε οι αεραγωγοί που είναι κατασκευασμένοι από συμβατικά υλικά να ξεπεράσουν τα όρια θερμικής αντοχής τους. Η άντληση αέρα σε χαμηλότερες πιέσεις και θερμοκρασίες από χαμηλότερο στάδιο συμπιεστή θα ήταν επιζήμια για την απόδοση του κινητήρα. Σε πολλά πολιτικά αεροσκάφη, μπορούν να επιλεγούν διαφορετικές βαλβίδες εξαέρωσης ανάλογα με την ταχύτητα του κινητήρα.

Η πίεση του αέρα τροφοδοσίας πρέπει να μειωθεί το συντομότερο δυνατόν στην απαιτούμενη πίεση εργασίας για λόγους ασφαλείας και για να μειωθεί η πολυπλοκότητα των εξαρτημάτων δεδομένου ότι υπάρχουν προβλήματα με τη στεγανοποίηση των βαλβίδων σε τέτοια υψηλή πίεση.

Μια βαλβίδα μείωσης πίεσης μπορεί να χρησιμοποιηθεί για να μειώσει την πίεση του κινητήρα εξαέρωσης αέρα. Αυτή η βαλβίδα ελέγχει την προς τα κάτω πίεση της σε μια σταθερή τιμή, όχι όμως και την πίεση ανάντη. Η συντήρηση αυτής της κατάντη πίεσης ελέγχει την ποσότητα ροής από τους κινητήρες μέσω του συστήματος περιβαλλοντικού ελέγχου. Αυτό είναι αποδεκτό για ένα αεροσκάφος με πολύ λίγες διακυμάνσεις ταχύτητας, όπως ένα πολιτικό αεροσκάφος.

Σε ένα υπερηχητικό αεροσκάφος, εάν η βαλβίδα μείωσης πίεσης ήταν σχεδιασμένη για να παρέχει επαρκή αέρα ψύξης σε υψηλές ταχύτητες, θα υπήρχε μια περίσσεια ροής αέρα σε χαμηλή ταχύτητα. Αυτό είναι άχρηστο και υποβαθμίζει άσκοπα την απόδοση του κινητήρα.

Στο σύστημα EurofighterTyphoon το σύστημα περιβαλλοντικού ελέγχου περιέχει μια μεταβλητή βαλβίδα μείωσης της πίεσης η οποία ελέγχει αυτόματα την κατάντη της πίεση και, ως εκ τούτου, την ποσότητα εξαέρωσης του κινητήρα, ανάλογα με τη ταχύτητα του αεροσκάφους. Αυτό σημαίνει ότι το αποτέλεσμα της επιρροής της εξαέρωσης του κινητήρα στην απόδοσή του, μπορεί να διατηρείται στο ελάχιστο ανά πάσα στιγμή.



Μόλις η πίεση του αέρα μειωθεί σε εύλογες τιμές λειτουργίας, η θερμοκρασία του πρέπει να μειωθεί στους περίπου $100\text{ }^{\circ}\text{C}$. Οι εναλλάκτες θερμότητας χρησιμοποιούνται για την απόρριψη της ανεπιθύμητης θερμότητας σε ένα ψυκτικό μέσο.

Σε ορισμένες συνθήκες πτήσης, ιδιαίτερα στις κρύες μέρες, υπάρχει πολύ μεγάλη ποσότητα ψυχρού αέρα και η θερμοκρασία εξόδου του εναλλάκτη θερμότητας είναι πολύ μικρότερη από τους $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ που απαιτούνται για την απόψυξη. Σε τέτοιες περιπτώσεις η σωστή αναλογία θερμού αέρα από την ανάντη του εναλλάκτη θερμότητας αναμειγνύεται με εναλλάκτη θερμότητας ροής εξόδου για τη διατήρηση τουλάχιστον 100°C θερμοκρασίας εξόδου μικτού αέρα [12].

4.4 Συστήματα Ψύξης.

Υπάρχουν δύο κύριοι τύποι ψυκτικών συστημάτων που χρησιμοποιούνται:

- Συστήματα ψύξης ανακυκλοφορούμενου αέρα,
- Συστήματα ψύξης κύκλου ατμών.

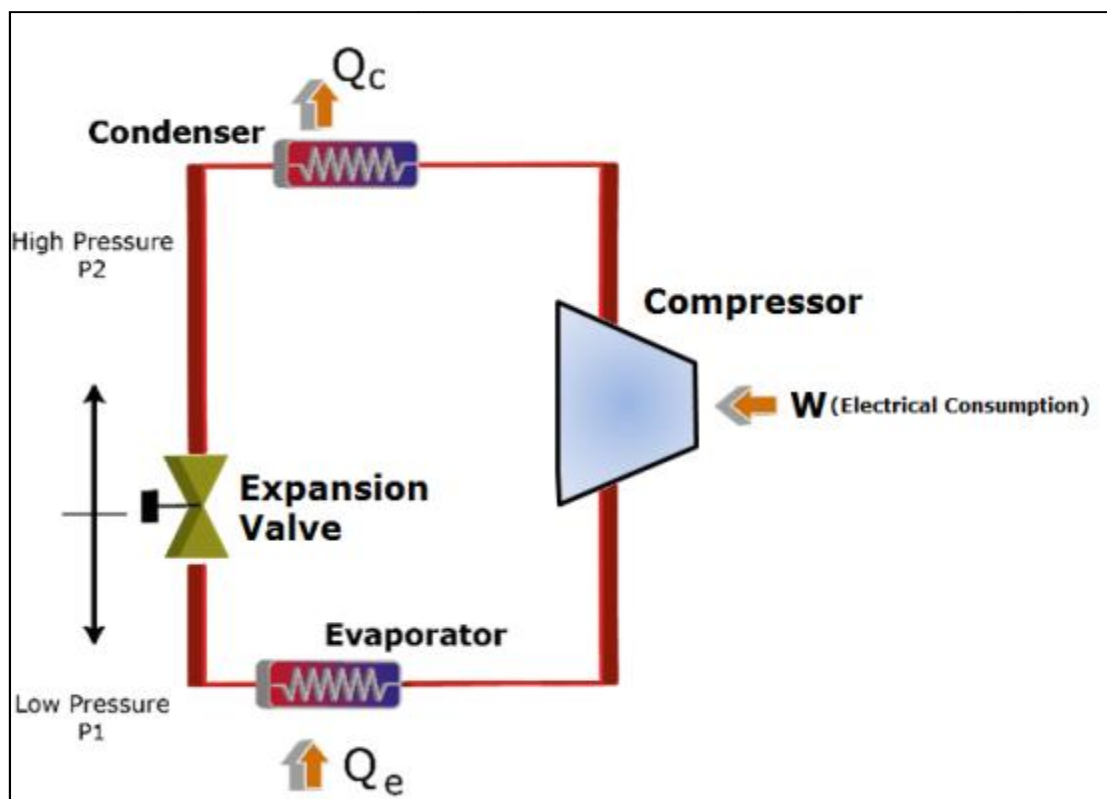
4.4.1 Συστήματα Ψύξης Ανακυκλοφορούμενου Αέρα.

Η βασική αρχή των συστημάτων αυτών είναι ότι η ενέργεια (θερμότητα) απομακρύνεται με τη βοήθεια ενόξενάλλακτη θερμότητας από τον πεπιεσμένο αέρα, ο οποίος στη συνέχεια παράγει έργο διερχόμενος από έναν στρόβιλο ο οποίος οδηγεί τον συμπιεστή και συνεπώς η ενέργεια μεταφέρεται με αποτέλεσμα τη μείωση της θερμοκρασίας και της πίεσης. Ο προκύπτων αέρας είναι στη συνέχεια σε θερμοκρασία (και σε μικρή υπερπίεση) χαμηλότερη από εκείνη στην οποία εισήλθε στον συμπιεστή.

Τα συστήματα ψύξης του ανακυκλοφορούμενου αέρα χρησιμοποιούνται για να ψύχουν τον αέρα εξαέρωσης του κινητήρα σε θερμοκρασίες που απαιτούνται για τον κλιματισμό του θαλάμου και του εξοπλισμού. Από τη μηχανή ο αέρας εξαέρωσης είναι γενικά διαθέσιμος. Η ψύξη του κύκλου αέρα χρησιμοποιείται επειδή είναι η πιο απλή λύση στο πρόβλημα ψύξης, ικανοποιώντας τόσο τις απαιτήσεις ψύξης όσο και την πίεση του θαλάμου σε ένα ολοκληρωμένο σύστημα. Ωστόσο, αν και ελαφρύτερα και πιο συμπαγή από τον κύκλο ατμών, τα συστήματα κύκλου αέρα έχουν τους περιορισμούς τους. Πολύ μεγάλες ροές αέρα απαιτούνται σε εφαρμογές υψηλού θερμικού φορτίου οι οποίες απαιτούν αγωγούς μεγάλης διαμέτρου δημιουργώντας αντίστοιχα προβλήματα εγκατάστασης στον περιορισμένο χώρο επί του αεροσκάφους. Οι μεγάλες ροές εξαέρωσης του κινητήρα είναι επιζήμιες για την απόδοση του κινητήρα και υπάρχουν μεγάλες κυρώσεις στο αεροσκάφος λόγω της ανάγκης για ψύξη αέρα [13].

4.4.2 Συστήματα Ψύξης Κύκλου Ατμών.

Το σύστημα κύκλου ατμού είναι ένα σύστημα κλειστού βρόχου όπου το θερμικό φορτίο απορροφάται κατά την εξάτμιση ενός υγρού ψυκτικού μέσου όπως το Freon σε έναν εξατμιστή. Το ψυκτικό μέσο περνά μέσω ενός συμπιεστή με μια αντίστοιχη αύξηση της πίεσης και της θερμοκρασίας, πριν να ψυχθεί σε έναν συμπυκνωτή όπου η θερμότητα απορρίπτεται σε έναν ψυκτική θερμότητας. Το ψυκτικό υγρό ρέει πίσω στον εξατμιστή μέσω μιας βαλβίδας εκτόνωσης. Το σύστημα αυτό απεικονίζεται στην Εικ.39.



Εικόνα 39: Σύστημα ψύξης σε κύκλο ατμών. [11]

Αν και τα συστήματα κύκλου ατμού είναι πολύ αποδοτικά, με συντελεστή απόδοσης τυπικά πέντε φορές υψηλότερο από αυτόν ενός συγκρίσιμου συστήματος κύκλου αέρα κλειστού βρόχου, οι εφαρμογές είναι περιορισμένες εξαιτίας προβλημάτων όπως η περιορισμένη περιοχή θερμοκρασιών και το μεγάλο βάρος τους σε σύγκριση με τα συστήματα κύκλου αέρα. Οι μέγιστες θερμοκρασίες λειτουργίας πολλών ψυκτικών μέσων είναι πολύ χαμηλές, συνήθως μεταξύ 65°C και 70°C , σημαντικά χαμηλότερες από τις θερμοκρασίες που απαιτούνται για τη συνήθη λειτουργία σε παγκόσμια κλίμακα. Πρέπει επίσης να σημειωθεί ότι οι χλωροφθοράνθρακες (CFC) θέτουν σε κίνδυνο τη στιβάδα του όζοντος και αποτελούν το αντικείμενο πολλών συζητήσεων που ζητούν περιορισμό στη χρήση τους [11].

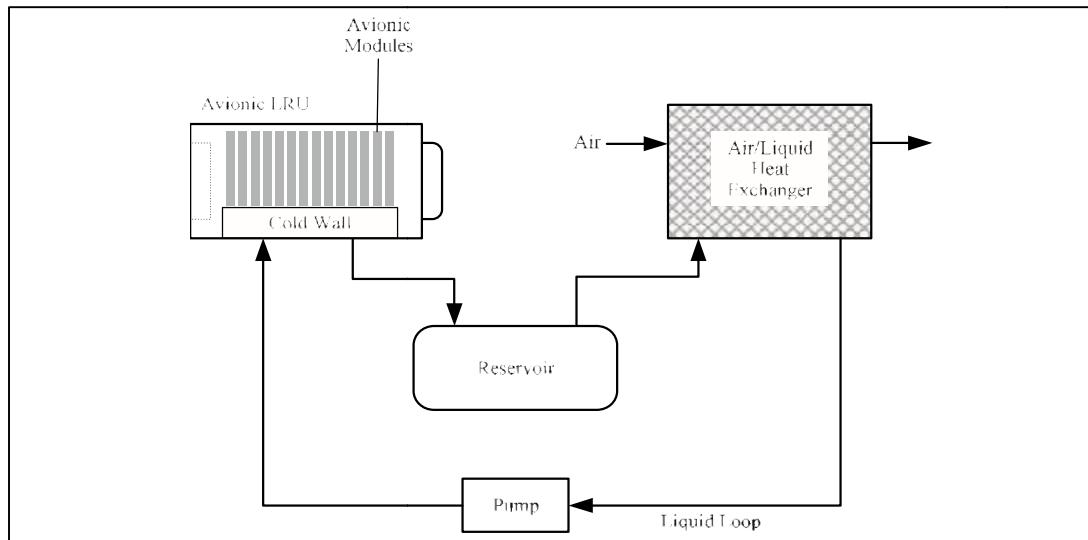
4.4.3 Συστήματα Ψυχρών Υγρών.

Τα υγρά όπως το Coolanol® χρησιμοποιούνται πλέον συχνότερα για τη μεταφορά της θερμότητας μακριά από τον εξοπλισμό της αεροηλεκτρονικής (avionics). (Σημείωση: Το COOLANOL® είναι σήμα κατατεθέν της Exxon για διηλεκτρικά ρευστά μεταφοράς θερμότητας SilicateEster.) Το υγρό μπορεί εύκολα να αντικαταστήσει τον αέρα ως μέσο μεταφοράς που ρέει μέσω του εναλλάκτη θερμότητας ψυχρού τοιχώματος. Ένας τυπικός βρόχος υγρού αποτελείται από έναν εναλλάκτη θερμότητας αέρα / υγρού ο οποίος χρησιμοποιείται για την απόθεση του θερμικού φορτίου που μεταφέρεται από το υγρό στο σύστημα κλιματισμού, μια αντλία και μια δεξαμενή.

Τα πλεονεκτήματα είναι ότι είναι μια πιο αποτελεσματική μέθοδος ψύξης της πηγής θερμότητας ενώ το βάρος και ο όγκος του εξοπλισμού τείνει να είναι μικρότερος από τον εξοπλισμό κλιματισμού που διαφορετικά θα απαιτείται. Τα μειονεκτήματα είναι ότι είναι



ακριβό και το υγρό Coolanol είναι τοξικό. Σε αυτά πρέπει να παρέχονται σφραγιστικές συνδέσεις για την αποφυγή διαρροής όπου απαιτείται διακοπή της σωληνώσεως για λόγους συντήρησης. Το ελικόπτερο επίθεσης Boeing AH-64C / D Longbow Apache χρησιμοποιεί ένα τέτοιο σύστημα ψύξης ατμού για να ψύχει τους εκτεταμένους εμπρόσθιους χώρους αεροηλεκτρονικής (avionics) [10].



Εικόνα 40: Σύστημα Ψύξης με υγρό μέσο μεταφοράς [20].

4.5 Έλεγχος Υγρασίας.

Η άνεση των επιβατών επιτυγχάνεται όχι μόνο με την αντιμετώπιση των προβλημάτων της ψύξης και της πίεσης του θαλάμου, αλλά και με τον έλεγχο της υγρασίας στην καμπίνα επιβατών. Αυτό είναι πρόβλημα στο έδαφος και σε χαμηλά υψόμετρα, επειδή η ποσότητα υγρασίας στον αέρα μειώνεται με αυξανόμενο υψόμετρο. Υπάρχει μια ιδιαίτερη δυσκολία σε καυτά υγρά κλίματα. Για παράδειγμα, στη Βόρεια Ευρώπη, η τυπική περιεκτικότητα σε υγρασία αέρα μπορεί να είναι 10 γραμμάρια νερού ανά κιλό αέρα, αλλά σε ορισμένα μέρη της Άπω Ανατολής μπορεί να παρατηρηθεί περιεκτικότητα σε υγρασία άνω των 30 γραμμαρίων ανά χιλιόγραμμο. Σε ένα ζεστό, υγρό κλίμα, η θερμοκρασία προσαγωγής αέρα καμπίνας πρέπει να είναι κρύα για να κρατήσει τους επιβάτες ικανοποιημένους και το αεροσκάφος άνετο. Ο κακός έλεγχος υγρασίας μπορεί να οδηγήσει στην παροχή υγρού ομίχλης στην καμπίνα. Εκτός από το στόχο της εξασφάλισης της άνεσης των επιβατών, πρέπει να ελέγχεται η στάθμη της υγρασίας ώστε να αποφεύγεται η βλάβη του ηλεκτρικού και ηλεκτρονικού εξοπλισμού λόγω υπερβολικής συμπύκνωσης. Ο έλεγχος της υγρασίας μειώνει επίσης την ανάγκη για συστήματα απόψυξης και αντιθαμβωτικής προστασίας του παρμπρίζ και των παραθύρων.

Η λεπτή ομίχλη σταγονιδίων νερού στην ψυχρή τροφοδοσία της καμπίνας πρέπει να συγκολλάται σε μεγάλα σταγονίδια που μπορούν να παγιδευτούν και να αποστραγγιστούν. Δύο τύποι διαχωριστή νερού είναι κοινοί με τα συστήματα ψύξης του κύκλου αέρα: φυγοκεντρική συσκευή και μηχανική συσκευή. Στις φυγοκεντρικές συσκευές χρησιμοποιείται συνήθως ένας στρόβιλος για να στροβιλίσει τον υγρό αέρα. Τα σχετικά βαριά σταγονίδια νερού επικάθονται στις πλευρές ενός σωλήνα, όπου το νερό και μια μικρή ποσότητα αέρα παγιδεύονται και αποστραγγίζονται, μειώνοντας έτσι την περιεκτικότητα της υγρασίας του αέρα.



Ο μηχανικός διαχωριστής νερού, ο οποίος αποτελείται από συγκολλητή, ανακουφιστική βαλβίδα και συλλέκτη νερού προκειμένου να επιτυγχάνει το ίδιο αποτέλεσμα εξαναγκάζοντας τον υγρό αέρα να ρέει διαμέσου του συγκολλητή όπου σχηματίζονται μεγάλα σταγονίδια και διοχετεύονται σε πλάκες συλλογής. Το νερό τρέχει κάτω από τις πλάκες και στη συνέχεια αποστραγγίζεται. Η βαλβίδα εκτόνωσης ανοίγει για να επιτρέψει στον αέρα να παρακάμψει τον διαχωριστή νερού αν σχηματιστεί πάγος.

Απλές συσκευές συλλογής νερού μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε συστήματα ψύξης κύκλων ατμών για τη μείωση των επιπέδων υγρασίας, καθώς ο αέρας ψύχεται στο σημείο δρόσου καθώς ρέει μέσω του εξατμιστή. Τα σταγονίδια νερού συγκεντρώνονται στις επιφάνειες του εναλλάκτη θερμότητας και μπορούν απλώς να παγιδευτούν και να αποστραγγιστούν.

Οι χημικές ουσίες μπορούν επίσης να χρησιμοποιηθούν για τη μείωση της περιεκτικότητας σε υγρασία. Στα πολιτικά αεροσκάφη, τα κενά αέρα μεταξύ δύο πλακών των παραθύρων των επιβατών αερίζονται συνήθως μέσω ενός απορροφητικού υλικού όπως είναι η πηκτή διοξειδίου του πυριτίου για την αποφυγή συμπίκνωσης υγρασίας στο παράθυρο. Η υγρασία συμπυκνώνεται από τον αέρα καθώς ρέει μέσω του πηκτώματος και η λανθάνουσα θερμότητα που απορροφάται από την υγρασία συμπίκνωσης αυξάνει τη θερμοκρασία του αέρα.

Τα μοριακά κόσκινα μπορούν επίσης να χρησιμοποιηθούν για την απομάκρυνση της υγρασίας από τον αέρα. Αυτά είναι απορροφητικά υλικά τα οποία χρησιμοποιούνται για να διαχωρίζουν τα μεγάλα μόρια νερού από τον αέρα με τον ίδιο τρόπο που οι συγκεντρωτές μοριακού κόσκινου που περιγράφονται παρακάτω σε αυτό το κεφάλαιο αφαιρούν τα μεγάλα μόρια αερίων και τις ακαθαρσίες από τον αέρα για να αφήσουν σχεδόν καθαρό οξυγόνο.[14]

4.6 Η Αναποτελεσματικότητα των Σημερινών Συστημάτων.

Κατά την ψύξη του αέρα εξαερισμού του κινητήρα σε θερμοκρασίες αρκετά χαμηλές ώστε να παρέχει επαρκή ικανότητα ψύξης για τα αεροσκάφη, τους επιβάτες και τον εξοπλισμό, απορρίπτεται μεγάλη ατμοσφαιρική θερμότητα και επομένως δυνητικά χρήσιμη ενέργεια. Τυπικά, ο λόγος ισχύος του κινητήρα που χρησιμοποιείται για την ψύξη θερμότητας ώστε να παρέχει επαρκή ψύξη για το συνολικό θερμικό φορτίο του αεροσκάφους είναι 10: 1.

Επιπλέον, απαιτείται περισσότερη ισχύς κινητήρα για να ξεπεραστεί η έλξη που προκαλείται από τους εναλλάκτες θερμότητας αέρα. Το πρόβλημα αυτό επιδεινώνεται, ιδίως σε στρατιωτικά αεροσκάφη που υποφέρουν από συνεχώς αυξανόμενο θερμικό φορτίο ηλεκτρονικής, ενώ οι απαιτήσεις σχεδίασης είναι να βελτιωθεί η απόδοση του κινητήρα και να μειωθεί το βάρος του αεροσκάφους. Όσο περισσότερα ηλεκτρονικά υπάρχουν, τόσο πιο βαρύ είναι το αεροσκάφος, όχι μόνο λόγω του ίδιου του βάρους του ηλεκτρονικού εξοπλισμού αλλά και λόγω του βάρους του εξοπλισμού του συστήματος περιβαλλοντικού ελέγχου και των σωληνώσεων διανομής αέρα. Επιπλέον, απαιτείται πρόσθετος αέρας εξαέρωσης του κινητήρα καθώς το θερμικό φορτίο της ηλεκτρικής μονάδας αυξάνεται, αλλά ο εξαερισμός περισσότερου αέρα από τους κινητήρες είναι επιζήμια για την απόδοση του κινητήρα. Η αποτελεσματικότερη ψύξη από συστήματα κλειστού βρόχου θα αυξήσει αναμφισβήτητα την αξιοπιστία του εξοπλισμού.

Το αυξανόμενο θερμικό φορτίο των αεροσκαφών σε στρατιωτικά αεροσκάφη μπορεί να οδηγήσει σε περαιτέρω εξελίξεις των συστημάτων περιβαλλοντικού ελέγχου κλειστού βρόχου στο μέλλον, δεδομένου ότι υπάρχει η δυνατότητα να μειωθεί σημαντικά ο απαιτούμενος εξαερισμός του κινητήρα και να ξεπεραστούν τα προβλήματα των επιβλαβών συνεπειών των ανοικτών βρόχων απόδοσης του κινητήρα [12].



5. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΕΚΤΑΚΤΗΣ ΑΝΑΓΚΗΣ.

5.1 Συστήματα Προειδοποίησης.

Πολλά συστήματα σε ένα σύγχρονο αεροσκάφος εκτελούν αυτόματα τις λειτουργίες τους και σε πολλές περιπτώσεις αναλαμβάνουν πλήρη έλεγχο των συστημάτων πτήσης και πρόωσης του αεροσκάφους, ώστε οι ενδεχόμενες ανωμαλίες να ανιχνευθούν αμέσως στο πλήρωμα.

Σε προηγούμενες γενιές αεροσκαφών, οι προειδοποιήσεις παρουσιάζονταν στο πλήρωμα ως μεμονωμένες προειδοποιητικές λυχνίες, καθεμία με χαραγμένο μύθο στον φακό ή στον πίνακα οργάνων. Τέτοιες προειδοποιήσεις ήταν σπάνια τοποθετημένες μεταξύ τους, αλλά τείνουν να τοποθετούνται στις πινακίδες του πιλοτηρίου κοντά στα χειριστήρια ή τους δείκτες του συστήματος με το οποίο σχετίζονταν ή ακόμα και όπου υπήρχε αρκετός χώρος. Αυτό απεικονίζεται στο πιλοτήριο του αεροσκάφους Spitfire που φαίνεται στην Εικ.40.



Εικόνα 41: Πιλοτήριο αεροσκάφους Spitfire.

<https://www.airliners.net/photo/Untitled/Supermarine-349-Spitfire-LF5B/2447642>

Με το πέρασμα του χρόνου, προέκυψε μια παραδοσιακή ιεραρχία προειδοποιήσεων και μια φιλοσοφία της χρήσης των χρωμάτων. Το κόκκινο χρησιμοποιήθηκε για αποτυχίες που απαιτούσαν άμεση διορθωτική δράση, η χρήση κεκριμαριού για προειδοποιήσεις με λιγότερη ανάγκη για άμεση ανταπόκριση και μπλε ή πράσινο χρησιμοποιήθηκαν ως ενδείξεις συμβουλευτικής κατάστασης. Αυτό αναπτύχθηκε περαιτέρω με την ομαδοποίηση των προειδοποιήσεων σε μια ενιαία περιοχή του θαλάμου διακυβέρνησης ή του θαλάμου διακυβέρνησης με τη μορφή κεντρικού πίνακα προειδοποίησης ή πίνακα ελέγχου υψηλής προσοχής, ένα παράδειγμα του οποίου παρουσιάζεται στην Εικ.41.



Εικόνα 42: Πιλοτήριο αεροσκάφους.

<http://keclips.com/ke-play/Keclips-airbus-a380-night-takeoff-from-london-heathrow-KeaD7avxq-wGM.html>



Εικόνα 43: Παράδειγμα φωτεινών ενδείξεων κινδύνου [10]

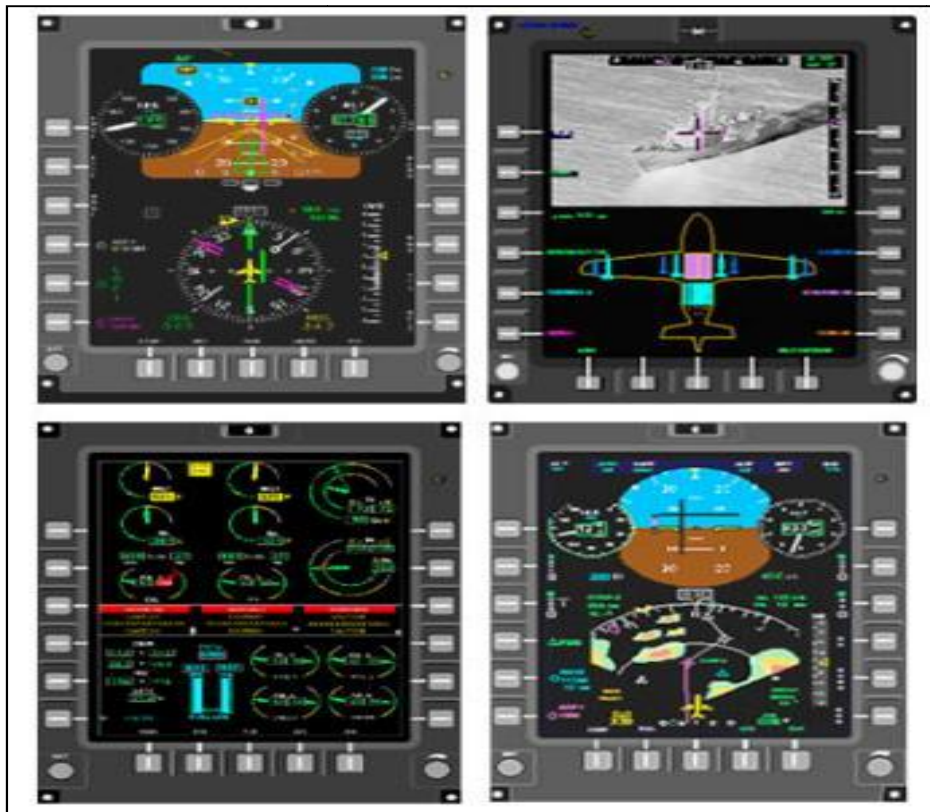
Η προσοχή του πληρώματος στη δημιουργία μιας προειδοποίησης μπορεί να επιτευχθεί με την ενσωμάτωση μιας λάμπας που αναβοσβήνει ή με προσοχή στην άμεση όραση του πιλότου και με τη χρήση ηχητικών τόνων στο θάλαμο διακυβέρνησης ή στα ακουστικά του πληρώματος. Οι χαρακτηριστικοί τόνοι οι βομβητές, οι ηλεκτρονικές ενδείξεις και οι ήχοι χρησιμοποιούνται σήμερα σε πολλά αεροσκάφη. Απαιτείται μια ιεραρχία των αποχρώσεων για να εξασφαλιστεί η ξεκάθαρη προσοχή στην περίπτωση όπου εμφανίζονται μαζί μερικές προειδοποιήσεις. Μια τυπική ακολουθία συμβάντων για προειδοποίηση άμεσης προσοχής έχει ως εξής:

- Ø Εντοπίζεται μια προειδοποίηση συστήματος από αισθητήρα ή μονάδα ελέγχου.
- Ø Ένα σήμα αποστέλλεται στον κεντρικό πίνακα προειδοποίησης.



- Ø Οι λαμπτήρες της προσοχής αναβοσβήνουν, ακούγεται ένας ακουστός τόνος στο ακουστικό του πιλότου και φωτίζεται μια λεζάντα στον πίνακα.
- Ø Ο πιλότος πιέζει τον θεματοφύλακα να σταματήσει να αναβοσβήνει και να σιωπά.
- Ø Ο χειριστής διαβάζει τη λεζάντα και λαμβάνει τα απαραίτητα διορθωτικά μέτρα.

Οποιοσδήποτε περαιτέρω προειδοποιήσεις θα ξεκινήσουν εκ νέου την ακολουθία. Αυτό μπορεί να είναι ενοχλητικό εάν μια διαλείπουσα βλάβη συνεχίζει να επαναλαμβάνεται, οπότε οι θεατές θα επαναλάβουν την προσοχή. Πρέπει να λαμβάνεται μέριμνα για τον σχεδιασμό συστημάτων, για την αποτροπή διακοπόμενων βλαβών και για την απομάκρυνση των επαναλήψεων. Για να διασφαλιστεί ότι ο χειριστής λαμβάνει τη σωστή ενέργεια, μεταφέρεται ένα σύνολο καρτών αναφοράς πτήσης. Οι κάρτες επιτρέπουν στον πιλότο να εντοπίσει γρήγορα τον τίτλο και να διαβάσει από τις κάρτες μια σειρά διορθωτικών ενεργειών. Τα αεροσκάφη που κατασκευάζονται σήμερα τείνουν να χρησιμοποιούν μονάδες πολλαπλών λειτουργιών (MFDs) για την παρουσίαση δεδομένων αεροσκάφους και οι περιοχές στην οθόνη μπορούν να προορίζονται για την εμφάνιση προειδοποιητικών μηνυμάτων (Εικόνα 5.3). Η χρήση της φωνής είναι διαθέσιμη ως εναλλακτική λύση σε ήχους διότι επιτρέπει τη δημιουργία πολλαπλών μηνυμάτων λέξεων σε απόκριση διαφορετικών βλαβών. Ένα συμπτωματικό όφελος αυτής της μεθόδου είναι ότι τέτοια μηνύματα θα καταγράφονται αυτόματα στον καταγραφέα ομιλίας του θαλάμου διακυβέρνησης για ανάλυση σε περίπτωση σύγκρουσης[10].



Εικόνα 44: Σύστημα προειδοποίησης και εμφάνισης MFD.

https://www.avsim.com/pages/0701/fly2-day5/fly2_mike.html

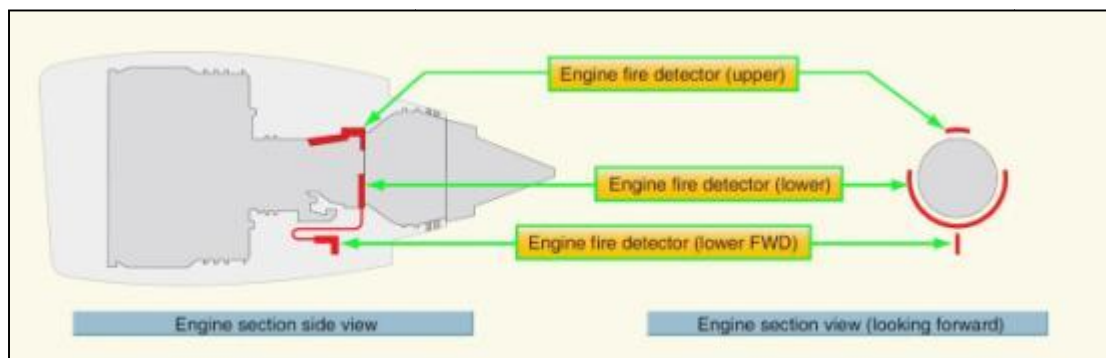


5.2 Ανίχνευση και Καταστολή Πυρκαγιάς.

Η εμφάνιση πυρκαγιάς σε ένα αεροσκάφος είναι ένα εξαιρετικά σοβαρό γεγονός, δεδομένου ότι η δομή είναι απίθανο να παραμείνει ακλόνητη στη συνεχή παρουσία φλόγας ή θερμών αερίων. Το πιο πιθανό μέρος για να ξεκινήσει μια πυρκαγιά είναι ο χώρος του κινητήρα. Οι πυρκαγιές ενδέχεται να παρουσιαστούν ως αποτέλεσμα μηχανικής βλάβης που οδηγεί στη διάσπαση ή υπερθερμία του κινητήρα, από τις ρωγμές των σωλήνων ή των περιβλημάτων που οδηγούν στη διαφυγή θερμών αερίων που μπορεί να προσκρούσουν στη δομή ή από τη διαφυγή καυσίμου που έρχεται σε επαφή με θερμές επιφάνειες.

Όλα τα απαραίτητα συστατικά για την εκκίνηση και τη συντήρηση μιας φωτιάς είναι άμεσα διαθέσιμα, άφθονο καύσιμο, άφθονος αέρας και ζεστές επιφάνειες. Περισσότερο να αναφερθεί ότι πολλά μπορούν να γίνουν για να αποφευχθεί η διαφυγή υγρών και για να μειωθεί ο κίνδυνος πιθανής πυρκαγιάς. Παρ' όλα αυτά, είναι συνετό να εγκατασταθούν κάποια μέσα για την ανίχνευση και ένα μέσο για την κατάσβεσή του.

Συστήματα ανίχνευσης εγκαθίστανται συνήθως σε θέσεις όπου εντοπίζονται τα κύρια και βοηθητικά συστήματα παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας (Εικόνα 5.4). Η πρόθεση είναι να παρακολουθείται η θερμοκρασία των θέσεων και να προειδοποιείται το πλήρωμα όταν έχει ξεπεραστεί μια προκαθορισμένη θερμοκρασία. Το σύστημα αποτελείται από ένα μηχανισμό μέτρησης της θερμοκρασίας, είτε διακριτό είτε συνεχές καθώς επίσης και από μια μονάδα ελέγχου και μια σύνδεση με τις προειδοποιητικές ενδείξεις του αεροσκάφους. Ο μηχανισμός ανίχνευσης θερμοκρασίας εγκαθίσταται συνήθως σε διαφορετικές ζώνες του χώρου του κινητήρα, έτσι ώστε οι πυρκαγιές να μπορούν να εντοπιστούν σε επιμέρους περιοχές της μονάδας παραγωγής ενέργειας [10].



Εικόνα 45: Σύστημα ανίχνευσης πυρκαγιάς [16]

Οι διακριτικοί αισθητήρες θερμοκρασίας λαμβάνουν συνήθως τη μορφή διμεταλλικών ταινιών που έχουν κατασκευαστεί έτσι ώστε να επιτυγχάνεται μια επαφή μέχρι μια ορισμένη θερμοκρασία, με τις λωρίδες. Ορισμένοι αισθητήρες τοποθετούνται σε στρατηγικές θέσεις στο διαμέρισμα του κινητήρα αν είναι ενσύρματοι για να ανοίξουν οι επαφές. Τότε η μονάδα ελέγχου ανιχνεύει τη μεταβολή της αντίστασης της καλωδίωσης της σειράς και προκαλεί μια φωτεινή προειδοποίηση στο θάλαμο διακυβέρνησης.

Μία εναλλακτική μέθοδος είναι ένας συνεχής βρόγχος σωληνωτού ομοαξονικού αισθητήρα από χάλυβα, ο οποίος μπορεί να κατευθυνθεί γύρω από τον κορμό του κινητήρα. Αυτός ο αισθητήρας αλλάζει φυσικά και ηλεκτρικά χαρακτηριστικά όταν υποβάλλεται σε θερμότητα. Αυτή η αλλαγή του χαρακτηριστικού ανιχνεύεται από μια μονάδα ελέγχου η οποία προκαλεί μια προειδοποίηση στο φως.



Το στοιχείο ανίχνευσης Graviner FIREWIRE είναι ένας λεπτός σωλήνας από ανοξείδωτο χάλυβα με ομοαξονικό καλώδιο που βρίσκεται κεντρικά και περιβάλλεται από ένα ημιαγωγίμο υλικό ευαίσθητο στη θερμοκρασία. Το υλικό αυτό έχει αρνητικό συντελεστή θερμοκρασιακής αντίστασης. Η αντίσταση που μετριέται μεταξύ του κεντρικού σύρματος και του εξωτερικού περιβλήματος μειώνεται με τη θερμοκρασία και συνοδεύεται από αντίστοιχη αύξηση της χωρητικότητας. Η αντίσταση και η χωρητικότητα ενός βρόχου παρακολουθούνται συνεχώς από μια μονάδα ελέγχου. Η μονάδα ελέγχου θα παράγει ένα προειδοποιητικό σήμα όταν η αντίσταση φτάσει σε μια προκαθορισμένη τιμή, εφόσον η χωρητικότητα είναι επαρκώς υψηλή. Η παρακολούθηση και των δύο παραμέτρων με αυτόν τον τρόπο μειώνει το ενδεχόμενο ψευδούς αναγνώρισης των πυρκαγιών που οφείλονται σε βλάβη ή μόλυνση του στοιχείου από την υγρασία.

Το σύστημα CFD Kidde χρησιμοποιεί ένα κεραμικό θερμίστορ που περιβάλλει δύο ηλεκτρικούς αγωγούς. Το υλικό του θερμίστορ έχει υψηλή αντίσταση σε κανονική θερμοκρασία περιβάλλοντος, η οποία μειώνεται γρήγορα καθώς ο αισθητήρας θερμαίνεται. Μια μονάδα ελέγχου ανιχνεύει την αντίσταση και σηματοδοτεί μια προειδοποίηση όταν η τιμή πέσει κάτω από μια προκαθορισμένη κατάσταση.

Και τα δύο διακριτά και συνεχή συστήματα λειτουργούν ως ανιχνευτές υπερθέρμανσης ή πυρκαγιάς, αλλά και οι δύο είναι επιρρεπείς σε βλάβες από την ίδια την κατάσταση που παρακολουθούν.

Η φωτιά ή το ρεύμα θερμού αερίου που οδηγεί στην άνοδο της θερμοκρασίας μπορεί εύκολα να κάψει τον αισθητήρα μέσω της καλωδίωσής του. Το σύστημα πρέπει να σχεδιαστεί έτσι ώστε, εάν συμβεί αυτό να μην σβήνει η προειδοποίηση. Ομοίως, το σύστημα πρέπει να σχεδιάζεται έτσι ώστε να μην δίνονται προειδοποιήσεις όταν δεν υπάρχει φωτιά. Και οι δύο αυτές συνθήκες είναι επικίνδυνες. Το πρώτο, επειδή το πλήρωμα μπορεί να πιστεύει ότι μια πυρκαγιά έχει σβήσει, το δεύτερο γιατί ένα σύστημα το οποίο συνεχώς δίνει ψευδείς προειδοποιήσεις μπορεί να αγνοηθεί όταν συμβεί μια πραγματική φωτιά.

Μόλις παρατηρηθεί μια προειδοποίηση πυρκαγιάς, ξεκινάει μια αλληλουχία διαδικασιών από το πλήρωμα για να σβήσει την φωτιά. Αυτή περιλαμβάνει το κλείσιμο του κινητήρα και την απομόνωση του συστήματος καυσίμου στο τοίχωμα πυρκαγιάς του κινητήρα. Το παραπάνω γίνεται κλείνοντας έναν διακόπτη - βάνο στο σύστημα καυσίμου και στη συνέχεια εγχύοντας υγρό πυρόσβεσης στην περιοχή.

Αυτό γίνεται με το πάτημα ενός διακόπτη στο θάλαμο διακυβέρνησης (συχνά ένας διακόπτης είναι ενσωματωμένος στην προειδοποιητική λυχνία πυρκαγιάς), ο οποίος πυροδοτεί μια κασέτα ενσωματωμένη σε μια φιάλη που περιέχει ένα υγρό όπως το Βρωμοχλωρο-διφθορο-μεθάνιο (BCF). Αυτό ωθεί το σπρέι υγρού να κατευθυνθεί στο χώρο του κινητήρα. Συνήθως τα μπουκάλια είναι μεμονωμένα. Εάν, μετά την εκφόρτωση της φιάλης, παραμείνει η προειδοποίηση πυρκαγιάς, το πλήρωμα πρέπει να αποφασίσει αν η προειδοποίηση είναι ορθή. Σε ένα εμπορικό αεροσκάφος αυτό μπορεί να γίνει κοιτάζοντας έξω από ένα παράθυρο για να παρατηρηθεί εάν οι φλόγες μπορούν να φανούν στο μηχανοστάσιο, ενώ σε στρατιωτικά αεροσκάφη ζητώντας από ένα άλλο αεροσκάφος να παρατηρεί από πίσω. Αν επιβεβαιωθεί πυρκαγιά τότε το αεροσκάφος πρέπει να εκφορτωθεί το συντομότερο δυνατό ή να εγκαταλειφθεί.

Πρέπει να σημειωθεί ότι οι χλωροφθοράνθρακες (CFC) θέτουν σε κίνδυνο τη στιβάδα του όζοντος και αποτελούν το αντικείμενο πολλών συζητήσεων που ζητούν περιορισμό στη χρήση τους. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα την ανάπτυξη νέων υγρών για πυρόσβεση, αν και ορισμένα αεροσκάφη που έχουν κληρονομηθεί εξακολουθούν να περιέχουν υγρά με βάση το CFC [16].



5.3 Πηγές Ηλεκτρικής Ενέργειας Έκτακτης Ανάγκης.

Τα σύγχρονα εμπορικά αεροσκάφη βασίζονται σε πολλαπλό πλεονασμό ενέργειας για να επιτύχουν συνεχή ασφαλή λειτουργία, παρουσία απλών ή και πολλαπλών βλαβών σε κρίσιμα συστήματα, όπως η ηλεκτρική ή υδραυλική παραγωγή ισχύος και ο έλεγχος του κινητήρα ή της πτήσης. Αυτή η παραγωγή πλεονασματικής ενέργειας μπορεί να επιτύχει επίπεδα τόσο υψηλά όσο τετραπλά ανεξάρτητα συστήματα.

Τα στρατιωτικά αεροσκάφη μπορούν σπάνια να φθάσουν σε τέτοια επίπεδα και είναι απαραίτητο να παρέχουν κάποια μορφή πηγής ενέργειας έκτακτης ανάγκης σε ορισμένους τύπους. Συγκεκριμένα, πρόκειται για αεροσκάφη με πλήρη ισχύ ηλεκτρικού κινητήρα και συστήματα ελέγχου πτήσης στα οποία η συνολική απώλεια ισχύος θα οδηγούσε σε απώλεια του αεροσκάφους. Πολύ συχνά αυτό ισχύει μόνο για τα πρωτότυπα και τα δοκιμαστικά αεροσκάφη που μεταφέρονται μέχρι και πέρα από την κανονική πτήση.

Ένα αεροσκάφος που διερευνά υψηλά όρια πρόσκρουσης είναι πιθανό να αναχωρήσει υπό άσχημες - κακές συνθήκες, πράγμα που μπορεί να οδηγήσει σε μια τέτοια διαταραχή της ροής του αέρα εισαγωγής του κινητήρα ώστε να προκαλέσει την εκκένωση όλων των κινητήρων. Αυτό θα έχει ως αποτέλεσμα την πλήρη απώλεια ισχύος που παράγεται από τον κινητήρα, όπως η ηλεκτρική και η υδραυλική ισχύς όπου και οι δύο μπορεί να απαιτούνται για την επίτευξη της σωστής στάσης πτήσης και της ταχύτητας προς τα εμπρός που είναι απαραίτητη για την επανεκκίνηση των κινητήρων.

Η ισχύς έκτακτης ανάγκης μπορεί να παρασχεθεί με διάφορα μέσα, όπως μια Μονάδα Έκτακτης Ανάγκης (EPU), μια ηλεκτρο-υδραυλική αντλία ή μια Ram Air Turbine (RAT).

Μία μονάδα εκτάκτου ανάγκης αποτελείται από έναν στρόβιλο ο οποίος αναγκάζεται να περιστρέφεται με απελευθέρωση ενέργειας από ένα μονο-καύσιμο όπως η υδραζίνη. Η υδραζίνη φυλάσσεται σε σφραγισμένη δεξαμενή και απομονώνεται από τον στρόβιλο με στρόφιγγα κλεισίματος. Ο στρόβιλος κλεισίματος ανοίγει σε συνθήκες έκτακτης ανάγκης, είτε χειροκίνητα από πιλότο που λειτουργεί με χειριστήριο είτε αυτόματα από αισθητήρα που ανιχνεύει ότι το αεροσκάφος βρίσκεται σε πτήση και ότι όλοι οι κινητήρες είναι κάτω από προκαθορισμένη ταχύτητα περιστροφής. Ο περιστρεφόμενος στρόβιλος κινεί ένα κιβώτιο ταχυτήτων του αεροσκάφους το οποίο επιτρέπει την ενεργοποίηση τουλάχιστον μιας υδραυλικής αντλίας και μιας γεννήτριας. Ένα EPU υδραζίνης χρησιμοποιήθηκε σε πρωτότυπα Concorde και σε ορισμένα πρωτότυπα Tornado.

Μια ηλεκτρο-υδραυλική αντλία μπορεί να χρησιμοποιηθεί για την παροχή υδραυλικής ισχύος για αεροσκάφη, στα οποία μπορεί να χρησιμοποιηθεί το σύστημα ελέγχου πτήσης χωρίς την ανάγκη ηλεκτρικού ελέγχου. Μια χειροκίνητη ή αυτόματη λειτουργία μπορεί να χρησιμοποιηθεί για την εκκίνηση μιας θερμικής μπαταρίας για την οδήγηση μιας υδραυλικής αντλίας. Αυτό θα παρέχει ισχύ για περιορισμένη διάρκεια, επαρκή όμως για την ανάκτηση του αεροσκάφους και την εκκίνηση των κινητήρων. Μια τέτοια μονάδα χρησιμοποιήθηκε στο πρωτότυπο Jaguar για δοκιμές περιδίνησης.

Το σύστημα τροφοδοσίας έκτακτης ανάγκης Interdictor / Strike (IDS) Tornado (EPS) παρέχει υδραυλική ισχύ μετά από φλόγωση με διπλό κινητήρα, αστοχία διπλής γεννήτριας ή αστοχία μονάδας ανορθωτή διπλού μετασχηματιστή. Σε αυτό το σύστημα ενεργοποιείται μία μπαταρία μονού πυροβολισμού από μια εκρηκτική συσκευή. Αυτή η ενεργοποίηση μπορεί να είναι αυτόματη ή να ξεκινήσει από τον πιλότο. Εκτός από μια υδραυλική αντλία, το σύστημα κινεί επίσης μια αντλία καυσίμου, η οποία μπορεί να τροφοδοτηθεί με ενέργεια για έως και 13 λεπτά, όσο ελαχιστοποιούνται οι υδραυλικές απαιτήσεις.

Ένας αεριοστρόβιλος δεν απαιτεί πηγή ενέργειας διαφορετική από αυτή που του παρέχεται από την προς τα εμπρός κίνηση του αεροσκάφους. Περιορίζεται στην ποσότητα ισχύος που μπορεί να του παρασχεθεί. Η μονάδα πολλαπλών πτερυγίων πέφτει από μια



αποθηκευμένη θέση στο αεροσκάφος και παρέχει ηλεκτρική ενέργεια. Το Tornado του Variant Air Defense Variant (ADV) είναι εφοδιασμένο με ένα RAT που ενεργοποιείται αυτόματα όταν οι δύο στροφές του κινητήρα πέσουν κάτω από ένα προκαθορισμένο επίπεδο. Το RAT διατηρεί επαρκή πίεση στο υδραυλικό σύστημα για να παρέχει επαρκή έλεγχο ταχυμέτρων κατά τη διάρκεια της επανάταξης του κινητήρα.

Το αεροσκάφος Hawk χρησιμοποιεί επίσης ένα RAT που εκτείνεται στην ροή αέρα από την κορυφή της ατράκτου μετά από μια βλάβη κινητήρα, παρέχοντας έτσι δύναμη στους ιπτάμενους χειριστές μέχρι την ταχύτητα προσγείωσης [16].

5.4 Καταστολή Έκρηξης.

Αυτός ο όγκος είναι ένα μείγμα ατμών καυσίμου και αέρα και πρέπει να θεωρείται ως κίνδυνος έκρηξης. Είναι πιθανόν ο μόνος κλειστός χώρος σε αεροσκάφος που πληροί τις προϋποθέσεις ως Ζώνη 1 της ATEX. Ο προφανής τρόπος για να αποφευχθεί η ανάφλεξη αυτού του εκρηκτικού μείγματος είναι ο κατάλληλος σχεδιασμός του συστήματος καυσίμων.

Ωστόσο, έχουν εκδηλωθεί εκρήξεις δεξαμενών καυσίμων σε εμπορικά αεροσκάφη. Οι αιτίες των περισσότερων έχουν εξηγηθεί ως εκδήλωση κεραυνού, εξωτερική φωτιά, πυρκαγιά μετά τον ανεφοδιασμό καυσίμων και πυρκαγιές σε θερμαινόμενες δεξαμενές καυσίμων. Τα στρατιωτικά αεροσκάφη κινδυνεύουν για παρόμοιους λόγους, με τους πρόσθετους κινδύνους για ανεφοδιασμό με αέρα και πυρομαχικά στη μάχη. Τα ηλεκτρικά εξαρτήματα που είναι εγκατεστημένα σε δεξαμενές καυσίμων που αποτελούν πιθανή πηγή ανάφλεξης περιλαμβάνουν:

- Ø Μετρητές καυσίμου
- Ø Ανιχνευτές μέτρησης πυκνότητας
- Ø Αισθητήρες στάθμης
- Ø Μεταφορά αντλιών
- Ø Ενεργοποίηση αντλιών

Μέθοδοι μείωσης του κινδύνου εκρήξεων περιλαμβάνουν τη γέμιση του χώρου με κενό αφρού ή με αέριο άζωτο (ή αέρα με υψηλή συγκέντρωση αζώτου). Το αέριο αζώτου παρέχεται είτε από εξωτερική πηγή αερίου αζώτου είτε μπορεί να παραχθεί στο αεροσκάφος χρησιμοποιώντας ένα μοριακό κόσκινο που εξαντλεί αέρα οξυγόνου. Αυτό είναι γνωστό ως σύστημα παραγωγής αδρανούς αερίου επί του σκάφους (OBIGGS)[10].

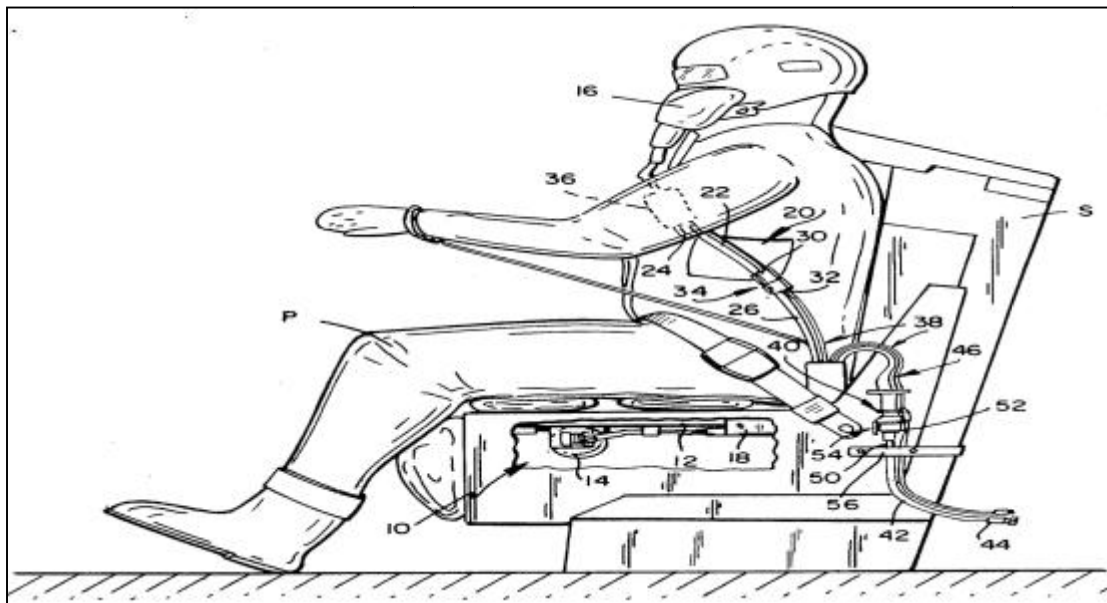
5.5 Οξυγόνο Έκτακτης Ανάγκης.

Εμπορικά αεροσκάφη που λειτουργούν σε πάνω από 10.000 πόδια υψόμετρο πιέζουν την άτρακτο έτσι ώστε να είναι να είναι άνετες οι συνθήκες για το πλήρωμα και τους επιβάτες. Εάν υπάρχει βλάβη στο σύστημα συμπίεσης καμπίνας, πρέπει να παρέχεται οξυγόνο για τους επιβαίνοντες. Το αεροσκάφος είναι εφοδιασμένο με μάσκες οξυγόνου τις οποίες μπορούν να ταιριάζουν γρήγορα για την απόκτηση οξυγόνου από φιάλη υπό πίεση. Οι μάσκες οξυγόνου για τους επιβάτες κανονικά στοιβάζονται στα ράφια πάνω από τα καθίσματα και πέφτουν αυτόματα στην αποσυμπίεση. Πριν από κάθε πτήση το πλήρωμα θαλάμου επιβατών ενημερώνει τους επιβάτες και υποδεικνύει τη χρήση των μασκών. Το αεροσκάφος, σε περίπτωση αποσυμπίεσης, κατέρχεται σε υψόμετρο όπου η συγκέντρωση οξυγόνου στον αέρα είναι αρκετά υψηλή για να επιτρέψει την κανονική αναπνοή στον αέρα.



Οι πιλότοι στα περισσότερα μαχητικά αεροσκάφη αναπνέουν οξυγόνο καθ' όλη τη διάρκεια της πτήσης χρησιμοποιώντας μάσκα οξυγόνου που παρέχεται οξυγόνο από δοχείο υγρού οξυγόνου (LOX), το οποίο μπορεί να φορτιστεί πριν από κάθε πτήση. Στο αεροσκάφος παρέχονται ένας ή δύο κυλινδρικοί κύλινδροι. Το αέριο ρέει μέσω βαλβίδας ρύθμισης της πίεσης και ένας ρυθμιστής επιτρέπει στον πιλότο να επιλέξει ένα μείγμα οξυγόνου-αέρα ή καθαρό οξυγόνο. Δύο φιάλες των 1400 λίτρων παρέχουν αρκετό οξυγόνο για έως και πέντε ώρες με αέρα-οξυγόνο (Airmix) ή έως τρεις ώρες με 100% οξυγόνο για μια παρατεταμένη πτήση στα 35 000 πόδια.

Περιλαμβάνεται ένας μετρητής περιεχομένου και ένας οπτικός δείκτης ροής, καθώς και μια προειδοποιητική λυχνία αποτυχίας, ώστε ο πιλότος να μπορεί να παρακολουθεί το σύστημα. Εάν η κανονική παροχή οξυγόνου αποτύχει, τότε το πλήρωμα μπορεί να μεταβεί στο φιαλίδιο οξυγόνου που μεταφέρεται στις θέσεις εκτόξευσης. Αυτό βέβαια μπορεί να παρέχει οξυγόνο μόνο για περιορισμένη διάρκεια έτσι ώστε να επιστρέψει στη βάση. Ένας κύλινδρος χωρητικότητας περίπου 70 λίτρων είναι συνδεδεμένος έτσι ώστε η ροή του αερίου να κατευθύνεται μέσω ενός ρυθμιστή ζήτησης τοποθετημένου στο κάθισμα. Η επιλογή του οξυγόνου έκτακτης ανάγκης διασφαλίζει αυτόματα την παροχή οξυγόνου 100% ανεξάρτητα από τυχόν προηγούμενες επιλογές του πληρώματος. Η φιάλη παρέχει επίσης μια αυτόματη παροχή οξυγόνου στον πιλότο κατά την εκτόξευση (Εικ.45).



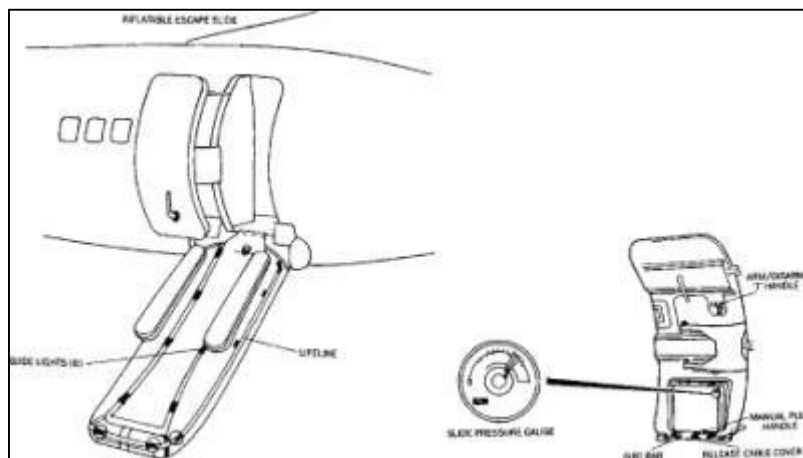
Εικόνα 46: Παράδειγμα μάσκας πιλότου LOX [20].

5.6 Εκκένωση Επιβατών.

Τα εμπορικά αεροσκάφη και οι στρατιωτικές μεταφορές πρέπει να παρέχουν ένα μέσο που να επιτρέπει σε όλους τους επιβάτες να εκκενώσουν το αεροσκάφος σε ορισμένο χρόνο. Οι πόρτες εξόδου έκτακτης ανάγκης παρέχονται σε στρατηγικές θέσεις στο αεροσκάφος και οι πόρτες είναι εξοπλισμένες με κανάλια διαφυγής έτσι ώστε οι επιβάτες να μπορούν να γλιστρήσουν στο έδαφος. Οι αγωγοί είναι σχεδιασμένοι να λειτουργούν αυτόματα ή χειροκίνητα και να διογκώνονται γρήγορα με εντολή (Εικ.46). Οι πόρτες έχουν σχεδιαστεί



για να ανοίγουν προς τα έξω και έχουν επαρκές πλάτος για να επιτρέπουν στους επιβάτες να βγαίνουν γρήγορα. Όλες οι πόρτες και οι εξόδους αναγνωρίζονται με φωτεινά σήματα.



Εικόνα 47: Σύστημα εκκένωσης επιβατών [20]

Το AirbusA380 προσφέρει διαδρομές απόδρασης σε επιβάτες από όλες τις πόρτες σε περίπτωση έκτακτης ανάγκης. Η ανάπτυξη των τσουλήθρων έκτακτης ανάγκης τροφοδοτείται από την εσωτερική ισχύ μπαταρίας του αεροσκάφους. Συνήθως το A380 θα έχει περίπου 555 θέσεις σε τρεις κατηγορίες, παρόλο που πολλά αεροσκάφη έχουν λιγότερες από 500. Δεκαέξι τσουλήθρες έκτακτης ανάγκης μπορούν να αναπτυχθούν ταυτόχρονα τόσο από τα άνω όσο και από τα χαμηλότερα καταστρώματα χρησιμοποιώντας μόνο την ισχύ της μπαταρίας του αεροσκάφους. Τα σωσίβια μεταφέρονται κάτω από τα καθίσματα των επιβατών και το αεροσκάφος είναι εξοπλισμένο με σωσίβια σχεδίες και με σηματοδότες εντοπισμού[16].

5.7 Διαφυγή Επιβατών.

Το πλήρωμα ενός εμπορικού αεροσκάφους μπορεί να διαφύγει από τις εξόδους έκτακτης ανάγκης των επιβατών ή χρησιμοποιώντας ένα σχοινί διαφυγής για να γλιστρήσει από το θάλαμο διακυβέρνησης μέσω των πλευρικών θυρών ανοίγματος.

Τα στρατιωτικά πληρώματα στα αεροσκάφη μάχης είναι εφοδιασμένα με καθίσματα εξώθησης τα οποία επιτρέπουν σε αυτούς να εγκαταλείψουν το αεροσκάφος τους σε όλες τις συνθήκες πτήσης που κυμαίνονται από ταχύτητα, υψηλό υψόμετρο έως μηδενική ταχύτητα και μηδενικό ύψος (μηδέν-μηδέν). Το κάθισμα είναι εφοδιασμένο με μια πλήρη καλωδίωση, συστήματα συγκράτησης για να αποφευχθεί η άμβλυση των άκρων ώστε να τραβήξει τα πόδια και τους βραχίονες στο κάθισμα για να αποφύγει τραυματισμούς. Επίσης υπάρχει αλεξίπτωτο, λέμβος, παροχή οξυγόνου και φάρος εντοπισμού. Το κάθισμα είναι τοποθετημένο στο αεροσκάφος σε μια ράγα ολίσθησης που επιτρέπει στο κάθισμα να ταξιδεύει με ελεγχόμενο τρόπο προς τα πάνω και έξω από το θάλαμο διακυβέρνησης. Ο σχεδιασμός του καθίσματος και της ράγας επιτρέπει στο κάθισμα και τον επιβάτη να εξέλθουν από το αεροσκάφος με επαρκή απόσταση μεταξύ των πινακίδων πιλοτηρίου και του πιλότου για να αποφευχθούν τραυματισμοί. Το κάθισμα λειτουργεί με το τράβηγμα μιας λαβής που κινεί ένα πυραυλοκίνητο μοτέρ για να προωθήσει το κάθισμα προς τα πάνω. Το σύστημα εκτόξευσης μπορεί να συγχρονιστεί εκ των προτέρων για να επιτρέψει την έκρηξη ή θρυμματισμό του θόλου πριν το κάθισμα φτάνει σε αυτό, ή η κορυφή του καθίσματος θα έχει σχεδιαστεί για να θρυμματίζει το θόλο. Ο θόλος μπορεί να σπάσει από ένα σχέδιο μικροσκοπικού εκρηκτικού καλωδίου ενσωματωμένο στην ακρυλική θόλο (Εικόνα 5.8).



Εικόνα 48: Διαφυγή πλήρωματος πολεμικού αεροσκάφους [16]

Το καλώδιο είναι ένας συνεχής βρόγχος σωληνώσεων μολύβδου μικρής διαμέτρου γεμάτη με εκρηκτική ύλη. Ο βρόχος συνδέεται με τη διαφάνεια του θόλου σε ένα μοτίβο που προκαλεί θραύση του θόλου πριν ο χειριστής εγκαταλείψει το αεροσκάφος. Το σύστημα κατακερματισμού μπορεί να εκτοξευθεί έξω από το αεροσκάφος για να επιτρέψει στους διασώστες να απελευθερώσουν το πλήρωμα ενός κατεβασμένου αεροσκάφους.

Ορισμένα υλικά θόλων, όπως το πολυανθρακικό, δεν θρυμματίζονται και τα εκρηκτικά φορτία τοποθετούνται σε ένα σχέδιο πάνω στο υλικό για να κόψουν το κουβούκλιο και να χρησιμοποιήσουν το ρεύμα αέρα για να σηκώσουν τα κομμάτια του υλικού μακριά από το αεροσκάφος.

Το κάθισμα εγκαταλείπει το αεροσκάφος με ελεγχόμενο τρόπο για να μειώσει την επίδραση της επιτάχυνσης στο μέλος του πληρώματος και ένα αλεξίπτωτο αναπτύσσεται για να επιβραδύνει το κάθισμα και να σταθεροποιήσει τη θέση του. Μετά από ένα διάστημα το κάθισμα αποσπάται από τον άνδρα και ανοίγει ένα προσωπικό αλεξίπτωτο.

Το κάθισμα εκτόξευσης Martin Baker Mk 10 που έχει τοποθετηθεί στο Tornado έχει δυνατότητα μηδέν μηδέν, επιτρέποντας την ασφαλή εκτόξευση από μηδενικό υψόμετρο και μηδενική ταχύτητα προς τα εμπρός.

Αυτό σημαίνει ότι το πλήρωμα μπορεί να εκτοξευτεί με ασφάλεια από ένα αεροσκάφος στο έδαφος, ενώ είναι στάσιμο. Μια γρήγορη και αποδοτική εκτόξευση είναι απολύτως απαραίτητη για ένα αεροσκάφος σχεδιασμένο να λειτουργεί σε χαμηλό επίπεδο και υψηλή ταχύτητα. Οι λειτουργίες σε τέτοιες συνθήκες αφήνουν ελάχιστο χρόνο στο πλήρωμα για να διαφύγει σε περίπτωση καταστροφής. Το πλήρωμα μπορεί να επιλέξει να εκτοξευθεί τραβώντας τη λαβή εκτόξευσης του καθίσματος. Η ακολουθία διαφυγής είναι στη συνέχεια πλήρως αυτόματη και διαρκεί περίπου 2,5 δευτερόλεπτα για να ανοίξει το αλεξίπτωτο πλήρως. Ένας βαροστατικός μηχανισμός εξασφαλίζει ότι το κάθισμα απομακρύνεται αυτόματα από τον χειριστή κάτω από τα 10.000 πόδια.



Το Tornado διαθέτει χαρακτηριστικά των σημερινών συστημάτων σε λειτουργία. Πρόκειται για αεροσκάφος δύο ατόμων με πλήρες αυτόματο σύστημα διαφυγής, το οποίο χρειάζεται μία μόνο είσοδο από κάθε μέλος του πληρώματος για να το ξεκινήσει. Κάθε θάλαμος διακυβέρνησης είναι εφοδιασμένος με κάθισμα εκτόξευσης Martin BakerMark 10A και αμφότερα τα πιλοτήρια καλύπτονται από ένα ενιαίο διαφανές θόλο.

Το σύστημα διαφυγής παρέχει αυτόματα όλες τις ακόλουθες λειτουργίες:

- Ø Αφαίρεση πρωτεύοντος θόλου με εκτόξευση
- Ø Δευτερογενής, αφαίρεση θόλου από το backup
- Ø Εκτόξευση συσκευών νυχτερινής όρασης
- Ø Εκτόξευση του πίσω καθίσματος
- Ø Εκτόξευση του μπροστινού καθίσματος
- Ø Διαχωρισμός καθίσματος / επιβατών
- Ø Ο προσωπικός φάκελος εντοπισμού ενεργοποιείται
- Ø Εγκατάσταση αλεξίπτωτου
- Ø Μείωση του δοχείου βοηθήματος επιβίωσης
- Ø Προετοιμασία του σωσίβιου και της σωσίβιας σχεδίασης για την είσοδο στο νερό[16].

5.8 Καθίσματα Ελεγχόμενα από Υπολογιστή.

Για τη λειτουργία του καθίσματος ο χειριστής τραβάει μια λαβή μεταξύ των μηρών. Αυτό προκαλεί την εκτόξευση και/ή θραύση του καλύμματος και τα πόδια και οι βραχίονες του πιλότου συγκρατούνται στο κάθισμα. Στη συνέχεια, μια βαλλιστική γεννήτρια αερίου εκτοξεύει το κάθισμα από ένα ζεύγος οδηγών έξω από το αεροσκάφος. Κατά τον διαχωρισμό ένας πύραυλος πυροδοτείται για να συνεχίσει την τροχιά πάνω από το περύγιο.

Μετά την εκτόξευση ενεργοποιείται ένα σταθεροποιητικό αλεξίπτωτο, το κάθισμα διαχωρίζεται από τον χειριστή και ένα κύριο αλεξίπτωτο αναπτύσσεται. Αυτή η διαδικασία ελέγχεται από έναν ενσωματωμένο ηλεκτρονικό προσδιοριστή ακολουθίας πολλαπλών λειτουργιών και υποστηρίζεται από έναν αισθητήρα πίεσης βαρύτητας.

Το κάθισμα Mk 16 που χρησιμοποιείται στο EurofighterTyphoon χρησιμοποιεί έναν ψηφιακό αναλυτή καθισμάτων δεύτερης γενιάς, ο οποίος συνεχώς αισθάνεται εξωτερικές περιβαλλοντικές παραμέτρους. Κάτω από συγκεκριμένες συνθήκες ταχύτητας και υψομέτρου, οι χρόνοι ανάκτησης στους οποίους αναπτύσσεται το αλεξίπτωτο μεταβάλλονται προκειμένου να βελτιστοποιηθεί η απόσταση από το έδαφος. Το κάθισμα που χρησιμοποιείται στο Joint StrikeFighter F-35 είναι το US-16E το οποίο είναι κοινό σε όλες τις παραλλαγές F-35.

Το κάθισμα είναι αρθρωτό και περιλαμβάνει τα ακόλουθα μεγάλα συγκροτήματα:

- Ø Κάδος καθίσματος μέσα στον οποίο βρίσκεται ο περιέκτης βοηθημάτων επιβίωσης, ένα ερεισίνωτο και έναν κινητήρα πυραύλων κάτω από το κάθισμα.
- Ø Ένας διπλός σωλήνας καταπέλτης με ενσωματωμένους διεισδυτικούς κορμούς. Στον καταπέλτη εντοπίζεται ένα πέλμα απορρόφησης ενέργειας, ένα αλεξίπτωτο και ένα αδρανειακό σύστημα ανάσυρσης και ένας ηλεκτρονικός sequencer COTS τρίτης γενιάς
- Ø Πλευρικές οδηγικές ράγες.
- Ø Πλήρως ενσωματωμένο εξοπλισμό υποστήριξης Life&HelmetMountedDisplay.
- Ø Το κάθισμα διαθέτει λειτουργία αυτόματης εξαγωγής για το αεροσκάφος F-35 STOVL που χρησιμοποιείται σε περίπτωση βλάβης ανεμιστήρα ανύψωσης. Το σύστημα



αυτόματης εκτόξευσης χρησιμοποιεί ένα σήμα 333 από το FCS για να ξεκινήσει η εκτόξευση[10].

5.9 Χρονισμός Συστήματος Εκτίναξης.

Η απαιτούμενη χρονική καθυστέρηση μεταξύ της εκτόξευσης θόλου και των καθισμάτων εξαρτάται σημαντικά από την ταχύτητα. Βελτιώσεις στη δυνατότητα απόδρασης χαμηλού επιπέδου μπορούν να επιτευχθούν με την ανίχνευση της ταχύτητας (και του υψομέτρου) κατά τη διάρκεια της εκτόξευσης για να μεταβληθεί ο χρονισμός της ακολουθίας καθισμάτων εκτόξευσης των συμβάντων.

Αυτό γίνεται σε ηλεκτρονικά ελεγχόμενα καθίσματα, όπως αυτά για Typhoon και F-35, όπου το σημείο στο οποίο αναπτύσσεται το αλεξίπτωτο κάθισμα ποικίλει ανάλογα με την ταχύτητα και το ύψος. Οι τρέχουσες ακολουθίες του συστήματος διαφυγής έχουν ενσωματωμένες σταθερές χρονικές καθυστερήσεις, ώστε να εξασφαλίζεται ο ασφαλής διαχωρισμός μεταξύ των μεμονωμένων στοιχείων που εκτοξεύονται από το αεροσκάφος. Για παράδειγμα, το Tornado έχει μια πλήρως αυτόματη ακολουθία για να διαχειριστεί:

- Ø Αποβάθρα του θόλου
- Ø Έξοδος του πίσω καθίσματος
- Ø Έξοδος του μπροστινού καθίσματος

Δύο σταθεροί χρονιστές χρησιμοποιούνται για την αντιστοίχιση αυτών των τριών στοιχείων έτσι ώστε να υπάρχει μια ονομαστική καθυστέρηση 0,30 δευτερολέπτων μεταξύ του θόλου και του πίσω καθίσματος και μια ονομαστική καθυστέρηση 0,34 δευτερολέπτων μεταξύ του εμπρός και του πίσω καθίσματος. Αυτές οι καθυστερήσεις έχουν οριστεί για να δώσουν έναν ασφαλή διαχωρισμό σε ολόκληρο το φάκελο διαφυγής. Υποβάλλονται επίσης σε ανοχές παραγωγής. Η συνολική καθυστέρηση που εισάγεται εσκεμμένα στην ακολουθία είναι 0,79 δευτερόλεπτα ή περίπου το 80% του συνολικού χρόνου που απαιτείται για το θόλο και τα δύο καθίσματα που χωρίζονται από το αεροσκάφος.

Οι μελλοντικές βελτιώσεις στη δυνατότητα χαμηλού επιπέδου διαφυγής θα προέλθουν από την εισαγωγή μεταβλητών χρονικών καθυστερήσεων, με βάση τις πραγματικές συνθήκες και όχι από τη μία χειρότερη περίπτωση σχεδιασμού. Ένα αεροσκάφος που ταξιδεύει σε 450 κόμβους σε κατάδυση 60 μοιρών θα κατέβει στα 520 ft κατά τη διάρκεια της καθυστέρησης 0,79 δευτερολέπτων του συστήματος Tornado. Σε μια κατάδυση 30 μοιρών, θα κατεβαίνει κατά 300 ft. Επειδή τα αεροσκάφη ταχείας εκτόξευσης λειτουργούν συνήθως σε αυτά τα ύψη ή κάτω από αυτά, οποιαδήποτε μείωση στις καθυστερήσεις ακολουθιών θα μειώσει το απαιτούμενο ύψος κατά την έναρξη του συστήματος για ασφαλή διαφυγή και θα αυξήσει την πιθανότητα επιβίωσης σε εκτίναξη. Σε 450 κόμβους, η συνολική χρονική καθυστέρηση θα μπορούσε να μειωθεί σημαντικά, κατά 50% ή περισσότερο, μειώνοντας το ασφαλές ύψος εκτόξευσης για το εμπρός κάθισμα Tornado κατά περίπου 200 ft περίπου.

Προκειμένου να επιτευχθούν χρονισμοί μεταβλητής ακολουθίας, θα πρέπει να αναπτυχθούν τεχνολογίες που επιτρέπουν την ανίχνευση θέσης και αλγορίθμους που μπορούν να καθορίσουν τον κατάλληλο χρονισμό για τις επικρατούσες συνθήκες. Η εισαγωγή ελέγχου από ηλεκτρονικό υπολογιστή ακολουθιών στις θέσεις έδρασης εξώθησης θα διευκολύνει την ανάπτυξη και ολοκλήρωση αυτών των ευφυέστερων γενικών ακολουθιών του συστήματος [16].



5.10 Γρήγορη Διαφυγή.

Με τα χρόνια, οι ταχύτητες διαφυγής έχουν αυξηθεί αργά. Ο πίνακας 3.1 δείχνει το ποσοστό των εκτοξεύσεων που εμφανίζονται σε ή πάνω από τις δεδομένες ταχύτητες. Το Hunter ήταν εφοδιασμένο με ένα κάθισμα εκτόξευσης Martin Baker MK4 και ήταν χαρακτηριστικό του αεροσκάφους σε υπηρεσία από τα μέσα της δεκαετίας του 1950 έως τα μέσα της δεκαετίας του 1970. Το Tornado είναι εφοδιασμένο με κάθισμα εκτόξευσης Martin Baker Mk10 και είναι χαρακτηριστικό των αεροσκαφών που βρίσκονται σε υπηρεσία από τα μέσα της δεκαετίας του 1970 έως σήμερα. Αυτά είναι κατά κύριο λόγο ειρηνικές εκτινάξεις ενώ οι ταχύτητες εκτινάξης από τον πόλεμο τείνουν να αυξάνονται συνολικά.

Πίνακας 5.10: Σύγκριση των ταχυτήτων εκτόξευσης.

Αεροσκάφος	350Kts	400Kts	450Kts
Hunter	19%	8%	4%
Tornado	36%	16%	8%

Καθώς αυξάνεται η ταχύτητα εκτόξευσης, αυξάνεται η πιθανότητα τραυματισμού από εκρήξεις αέρα. Το πρόσωπο και τα άκρα είναι ιδιαίτερα ευάλωτα σε ζημιές από τον αέρα.

Σε ορισμένα αεροσκάφη πολλαπλών πληρωμάτων, όπως το GeneralDynamicsF-111, το πλήρωμα διαφεύγει σε ένα δομοστοιχείο, ενώ ολόκληρο το πιλοτήριο είναι σχεδιασμένο για να εκτοξευθεί με αλεξίπτωτο στο έδαφος[10].

5.11 Καταγραφέας Συντριβής.

Είναι υποχρεωτικό να φέρεται ένας καταγραφέας σε εμπορικά αεροσκάφη και σε στρατιωτικά αεροσκάφη που λειτουργούν σε πολιτικό εναέριο χώρο, έτσι ώστε ορισμένες κρίσιμες παράμετροι να καταγράφονται συνεχώς για ανάλυση μετά από ατύχημα. Ο καταγραφέας, ο οποίος είναι γνωστός ως καταγραφέας συνθηκών, καταγραφέας δεδομένων καταγραφής ατυχημάτων, καταγραφέας στοιχείων πτήσης ή, στον τύπο, μαύρο κουτί καταγραφής. Είναι μια μηχανή που μπορεί να αποβληθεί από το αεροσκάφος μετά από συντριβή και περιέχει έναν εντοπιστή ραδιοφώνου και σόναρ πληρώματα στην τοποθεσία του.



Εικόνα 49: Παράδειγμα καταγραφέα πτήσης (μαύρο κουτί).

<https://www.dreamstime.com/royalty-free-stock-images-blackbox-flight-recorder-image1633662>



Ο καταγραφέας συνδέεται με τα συστήματα αεροσκάφους έτσι ώστε να καταγράφονται συνεχώς οι κρίσιμες παράμετροι πτήσης μαζί με πληροφορίες σχετικά με τις συνθήκες πτήσης του αεροσκάφους. Για παράδειγμα, η στήλη ελέγχου και οι θέσεις γκαζιού, οι θέσεις επιφανείας ελέγχου πτήσης, η ταχύτητα του κινητήρα, η πίεση και η θερμοκρασία θα καταγράφονται μαζί με το υψόμετρο, την ταχύτητα του αέρα, τη στάση, τη θέση και το χρόνο. Η ανάλυση αυτών των δεδομένων μετά από ατύχημα θα χρησιμοποιηθεί για τον προσδιορισμό της αιτίας του συμβάντος.

Η καταγραφή όλων των συνομιλιών του πληρώματος και των επικοινωνιών με τον έξω κόσμο εκτελείται επίσης είτε στον ίδιο καταγραφέα είτε σε ξεχωριστό καταγραφέα συνομιλιών στο θάλαμο διακυβέρνησης[12].

5.12 Διακόπτης Συντριβής.

Σε πολλά στρατιωτικά αεροσκάφη γίνεται αποδεκτό ότι ένα αεροσκάφος μπορεί να χρειαστεί να εκφορτωθεί σε επικίνδυνη κατάσταση είτε προς τα πάνω είτε προς τα κάτω. Το πλήρωμα θα πρέπει να βγει από το αεροσκάφος γρήγορα και με ασφάλεια υπό αυτές τις συνθήκες και ο κίνδυνος πυρκαγιάς πρέπει να μειωθεί κατά το δυνατόν. Ένας διακόπτης συντριβής έχει σχεδιαστεί για να το κάνει αυτό με την παροχή ενός μόνο μέσου κλεισίματος των κινητήρων, κλείσιμο στις στρόφιγγες καυσίμου, αποσυνδέοντας τη μπαταρία του αεροσκάφους από τις ράβδους και εκφορτώνοντας τους πυροσβεστήρες στις θέσεις του κινητήρα.

Αυτές οι προφυλάξεις μπορούν να παρασχεθούν με το χέρι ή αυτόματα. Η χειροκίνητη μέθοδος παρέχει έναν αριθμό διακοπών στο θάλαμο διακυβέρνησης, οι οποίοι συνδέονται με μια ράβδο, έτσι ώστε μια ενιαία ενέργεια να λειτουργεί όλους τους διακόπτες. Ο χειριστής θα το κάνει αμέσως πριν ή μόλις το αεροσκάφος πέσει στο έδαφος. Η αυτόματη μέθοδος παρέχεται από διακόπτες αδράνειας που λειτουργούν υπό συνθήκες συντριβής[12].

5.13 Έκτακτη Διαφυγή.

Σε περίπτωση έκτακτης προσγείωσης ή αργοπορημένης απογείωσης είναι απαραίτητη η παροχή μιας εναλλακτικής λύσης στα συστήματα του σκάφους προκειμένου να σταματήσουν ένα στρατιωτικό αεροσκάφος. Υπάρχουν δύο μέθοδοι σε κοινή χρήση, ένα άγκιστρο συγκράτησης που εμπλέκεται σε ένα σύρμα κατά μήκος του διαδρόμου και ένα δίχτυ φραγής σε όλο τον διάδρομο. Ακτινωτό εργαλείο βρίσκεται σε όλα σχεδόν τα στρατιωτικά αεροδρόμια. Το εργαλείο αποτελείται συνήθως από ένα καλώδιο που βρίσκεται σε όλο το διάδρομο περίπου 1500/2000 ft από κάθε άκρο.

Όταν είναι πλήρως εξοπλισμένα, το καλώδιο κρατείται μακριά από το διάδρομο λίγα εκατοστά από τα «ντόνατς» του καουτσούκ, για να επιτρέψει στο γάντζο του αεροσκάφους να το σηκώσει. Το καλώδιο είναι συνδεδεμένο με περιστροφικό υδραυλικό εξοπλισμό που παρέχει τη δύναμη επιβράδυνσης όταν ένα αεροσκάφος εμπλέκεται στο σύστημα. Αυτή η εγκατάσταση αεροδρομίου είναι γνωστή ως περιστρεφόμενο υδραυλικό σύστημα συγκράτησης (RHAG).

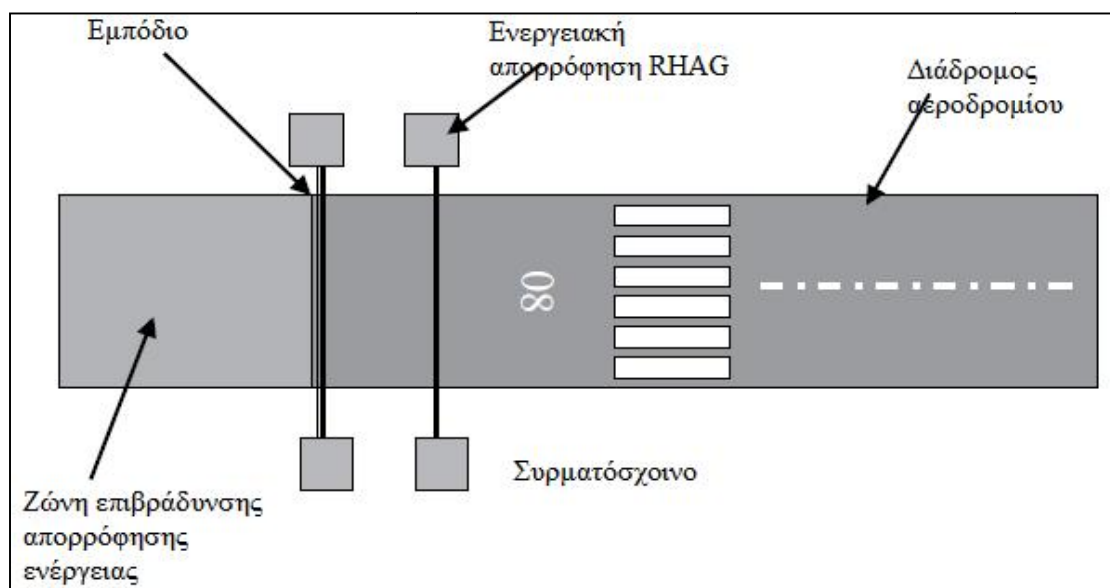
Σχεδόν όλα τα αεροσκάφη ταχείας εκτόξευσης έχουν ένα άγκιστρο συγκράτησης για την εμπλοκή αυτών των συστημάτων, τα οποία κανονικά αποσύρονται στην ουρά του αεροσκάφους. Σε περίπτωση έκτακτης ανάγκης, το αεροσκάφος θα κατεβάσει το άγκιστρο και θα συνδέσει το καλώδιο. Το άγκιστρο είναι συνήθως κλειδωμένο και απελευθερώνεται



από έναν διακόπτη πιλοτηρίου που χειρίζεται ένα σωληνοειδές για να απελευθερώσει τον μηχανισμό ανοίγματος.

Τυπικές καταστάσεις έκτακτης ανάγκης που απαιτούν αυτό το είδος ενέργειας περιλαμβάνουν αποτυχημένη απογείωση ή προσγείωση με γνωστή αστοχία φρένων / υδραυλικών / περύγια / κινητήρες φτερών / κινητήρα ή οτιδήποτε αυξάνει την ταχύτητα προσγείωσης πάνω από το κανονικό ή μειώνει την ισχύ διακοπής.

Εάν ένα αεροδρόμιο δεν διαθέτει RHAG, εάν η δέσμευση του καλωδίου αποτύχει ή ένα γρήγορο τζετ χωρίς άγκιστρο δηλώνει έκτακτη ανάγκη, τότε η δέσμευση φραγμού είναι η μόνη εναλλακτική λύση. Ένα φράγμα είναι ένα βαρύ δίχτυ που μπορεί να ανυψωθεί υδραυλικά για να σταματήσει το αεροσκάφος προτού να βγει από το άκρο του διαδρόμου. Μία πρόσθετη διάταξη επιβράδυνσης είναι μία κλίνη απορροφητικού υλικού πέραν των διατάξεων συγκράτησης. Τα αεροδρόμια θα έχουν έναν ή περισσότερους από αυτούς τους μηχανισμούς σε σειρά και μερικά θα έχουν και τα τρία όπως απεικονίζεται στην Εικ.49 [12].



Εικόνα 50: Διάδρομος εφοδιασμένος με συρματόσχοινο ως φράγμα - ζώνη επιβράδυνσης [20]

5.14 Δοκιμή Συστήματος Έκτακτης Ανάγκης.

Τα συστήματα έκτακτης ανάγκης που περιγράφονται στο παρόν κεφάλαιο είναι ζωτικής σημασίας για την ασφάλεια του αεροσκάφους, του πληρώματος και των επιβατών. Για το λόγο αυτό πρέπει να λειτουργούν όταν απαιτείται. Όπου είναι δυνατόν, διατίθεται ένα μέσο ελέγχου των συστημάτων πριν από την πτήση, ώστε το πλήρωμα να μπορεί να έχει εμπιστοσύνη στην ικανότητα του συστήματος να παρέχει τη σωστή λειτουργία του. Η απόδειξη της σωστής λειτουργίας κατά τη διάρκεια του σχεδιασμού δεν μπορεί για πρακτικούς λόγους να συμπεριλάβει τη δοκιμή πτήσης ενός καθίσματος εκτόξευσης σε ένα αεροσκάφος για το οποίο έχει σχεδιαστεί. Τα έδρανα εξώθησης δοκιμάζονται σε γειωμένες γραμμές υψηλής ταχύτητας με ανδρείκελα και δοκιμάζονται σε πτητική λειτουργία σε ειδικά προσαρμοσμένα δοκιμαστικά αεροσκάφη.

Ορισμένα συστήματα, ωστόσο, δεν μπορούν να δοκιμαστούν σε μια βάση πριν από την πτήση. Θα ήταν προφανώς μη πρακτικό να δοκιμαστεί ένα κάθισμα εκτίναξης. Υπάρχουν και άλλα παραδείγματα όπου το πλήρωμα πρέπει να εξαρτάται από την περιοδική δοκιμή ή να



έχει εμπιστοσύνη στη σωστή συναρμολόγηση του συστήματος. Αυτό είναι ένα δίλημμα για τους σχεδιαστές και τους χρήστες προκειμένου να δημιουργηθεί μια ισορροπία μεταξύ εμπιστοσύνης στο σχεδιασμό και απόδειξης σχεδιασμού και πρακτικών δοκιμών πριν από την πτήση [12].



6. ΠΡΟΗΓΜΕΝΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ.

6.1 Συστήματα Διαχείρισης Οχημάτων (VMS).

Τα συστήματα διαχείρισης οχημάτων φέρουν ακόμα μεγαλύτερη ολοκλήρωση, συνδυάζοντας τον έλεγχο πτήσης και τον έλεγχο πρόωσης με τον έλεγχο της χρησιμότητας και της διαχείρισης ισχύος. Αυτό βελτιώνει περαιτέρω τον έλεγχο των συστημάτων αεροσκαφών και επιτρέπει την ενσωμάτωση λειτουργιών όπως η θερμική διαχείριση που είναι ζωτικής σημασίας για την απόδοση των μαχητικών αεροσκαφών που ταξιδεύουν για παρατεταμένες περιόδους σε Mach 1,6, η οποία είναι απαραίτητη για την αμερικανική Πολεμική Αεροπορία F-22 Raptor. Η θερμική διαχείριση είναι επί του παρόντος καταναεμημένη σε διάφορα υποσυστήματα αεροσκαφών και τα όρια αυτά θα πρέπει να αναθεωρηθούν προκειμένου το πρόβλημα αντιμετωπιστεί σωστά [12].

6.1.1 Αεροσκάφη με περισσότερη Ηλεκτρική Ενέργεια.

Για αρκετά χρόνια έχει υιοθετηθεί η έννοια του όρου «ηλεκτρικού αεροσκάφους». Το BristolBrabazon χρησιμοποίησε μεγάλο αριθμό ηλεκτρικών συστημάτων και το VickersValiant V-Bomber ήταν επίσης εξαιρετικά ηλεκτρικά. Την εποχή εκείνη, τα μέσα της δεκαετίας του 1950, η ιδέα δεν κατακλύστηκε πλήρως, αν και με τα χρόνια υπήρξε μεγάλη συζήτηση σχετικά με τα πλεονεκτήματα των ηλεκτρικών έναντι άλλων μορφών δευτερογενούς ενέργειας, όπως υδραυλικά συστήματα ή συστήματα υψηλής πίεσης αέρα.

Κατά την τελευταία δεκαετία, η εξέταση των πλεονεκτημάτων του ηλεκτροκίνητου αεροσκάφους έχει προωθηθεί από διάφορες αεροναυτικές υπηρεσίες στις ΗΠΑ. Στις αρχές της δεκαετίας του '80 η NASA χρηματοδότησε αρκετές μελέτες που αφορούσαν το Ολοκληρωμένο Ψηφιακό Ηλεκτρικό Αεροπλάνο (IDEA). Οι μελέτες ιδεών IDEA περιλάμβαναν μια σειρά τεχνολογιών που θα μπορούσαν να βελτιώσουν την αποδοτικότητα μιας αντικατάστασης 250-300 θέσεων για ένα αεροσκάφος όπως το Lockheed L1011 (Tristar). Οι καλυπτόμενες περιοχές ήταν:

- Ø Τεχνολογία Ελέγχου Πτήσης. Μικρή αύξηση της ευστάθειας που οδηγεί σε μείωση της οπισθέλκουσας με την επακόλουθη μείωση του μεγέθους του καπό και της οικονομίας καυσίμου.
- Ø Τεχνολογία Πτερύγων. Χρήση αποτελεσματικών πτερύγων υψηλών διαστάσεων με χρήση των λειτουργιών ανακούφισης ρύπων του FCS για βελτίωση της εμβέλειας και της κατανάλωσης καυσίμου και την μείωση των ροπών κάμψης.
- Ø Εξαγωγή ισχύος κινητήρα. Μείωση των απωλειών εξαγωγής ισχύος κινητήρα με την ελαχιστοποίηση της χρήσης αέρα εξαέρωσης υψηλής πίεσης και υδραυλικής ισχύος και μεγιστοποιώντας τη χρήση πιο αποτελεσματικών τεχνικών εξαγωγής ηλεκτρικής ενέργειας.
- Ø Ενεργοποίηση ελέγχου πτήσης.Χρήση ηλεκτρομηχανικής ενεργοποίησης αντί του υδρομηχανικού συστήματος ενεργοποίησης.
- Ø Προχωρημένα Συστήματα Ηλεκτρικής Ενέργειας. Ανάπτυξη νέων συστημάτων παραγωγής και διανομής ηλεκτρικής ενέργειας ως συμπλήρωμα στην πιο αποδοτική εξόρυξη ισχύος κινητήρα.



Το σύστημα ελέγχου πτήσης και οι διαδικασίες ενεργοποίησης του ελέγχου πτήσης βρίσκονται ήδη σε εξέλιξη ή ενσωματώνονται σε μεγάλα πολιτικά προγράμματα, όπως αποδεικνύεται από τα συστήματα των αεροσκαφών Airbus A380 και Boeing 787[17].

6.1.2 Ηλεκτρικός Κινητήρας.

Ο κινητήρας επωφελείται επίσης από την υιοθέτηση πιο ηλεκτρικής τεχνολογίας για την αντιμετώπιση των ακόλουθων προβληματικών ζητημάτων:

- ∅ Μείωση της απόρριψης αέρα. Καθώς οι λόγοι παράκαμψης του κινητήρα αυξάνονται, το φορτίο στον κεντρικό πυρήνα του κινητήρα μειώνεται, μειώνοντας την απόδοση του κινητήρα και αυξάνοντας την κατανάλωση καυσίμου. Η μείωση της εκτόξευσης αέρα του κινητήρα HP και η χρήση περισσότερο ηλεκτρικών τεχνικών έχει αξιοσημείωτη επίδραση στη βελτίωση αυτών των δυσμενών επιπτώσεων.
- ∅ Αφαίρεση του ανταλλακτικού κιβωτίου. Τα κιβώτια ταχυτήτων κινητήρα γίνονται όλο και πιο περίπλοκα καθώς αυξάνεται ο αριθμός των μονάδων μετάδοσης κίνησης.
- ∅ Κινητήρες χωρίς λάδι. Το σύστημα λαδιού κινητήρα είναι σύνθετο σε πολλούς κινητήρες, που συνήθως περιλαμβάνουν έναν αριθμό αντλιών λαδιού, φίλτρων, ψυκτών κλπ. Οι απώλειες παραγωγής / μετατροπής από τις ηλεκτρικές γεννήτριες του αεροσκάφους απορρίπτουν θερμότητα στον κινητήρα. Μεγάλη εξοικονόμηση θα μπορούσε να γίνει αν το σύστημα λαδιού μπορούσε να αντικατασταθεί με μια εναλλακτική μορφή στήριξης των περιστρεφόμενων συγκροτημάτων κινητήρα. Η τεχνολογία ηλεκτρομαγνητικών ρουλεμάν έχει αποδειχθεί και στις δύο πλευρές του Ατλαντικού. Ωστόσο, για να είναι πλήρως εφικτή, πρέπει να αναπτυχθούν πρόσθετες τεχνολογίες που επιτρέπουν την αφαίρεση του κιβωτίου ταχυτήτων και των αντίστοιχων αποσυνδέσεων ισχύος από τον κινητήρα. Η τεχνολογία ActiveMagneticBearings (AMB) δεν είναι ακόμη σε θέση να υποστηρίξει τα μεγάλα έδρανα του κινητήρα των ανεμιστήρων.
- ∅ Έλεγχος IGV / VSV. Πολλοί κινητήρες χρησιμοποιούν μεταβλητές βαλβίδες εισόδου-οδηγού (VIGV) και μεταβλητές βαλβίδες στάτορα (VSV) για τον έλεγχο της ροής αέρα στον κεντρικό πυρήνα του κινητήρα. Αυτά μπορεί να τροφοδοτούνται από υδραυλικά, πνευματικά (εξαέρωση) ή καυσαέρια μέσα. Προγράμματα βρίσκονται σε εξέλιξη για να εξεταστεί η σκοπιμότητα χρήσης τεχνικών ηλεκτρικής ενεργοποίησης για την αντικατάσταση των ρευστών μέσων.
- ∅ Κατανεμημένος έλεγχος του κινητήρα. Ο πρωταρχικός έλεγχος του κινητήρα γίνεται μέσω πλήρους ελέγχου ψηφιακού κινητήρα (FADEC), ο οποίος βρίσκεται κανονικά στο περίβλημα ανεμιστήρα του κινητήρα. Ωστόσο, υπάρχουν πολλά χαρακτηριστικά του ελέγχου του κινητήρα που κατανέμονται γύρω από τον κινητήρα, όπως η αντίστροφη ώθηση που τώρα ενεργοποιείται με πνευματικό τρόπο. Τα παραπάνω θα πρέπει να ενεργοποιηθούν με εναλλακτικά μέσα σε έναν πιο ηλεκτροποιημένο κινητήρα. Αυτό οδηγεί στη δυνατότητα χρήσης κατανεμημένου ελέγχου κινητήρα.
- ∅ Αντλία καυσίμου με ηλεκτρική τροφοδοσία. Το καύσιμο του κινητήρα συμπιέζεται μέσω αντλίας υψηλής πίεσης (HP) με άτρακτο. Η αντλία καυσίμου HP έχει συνήθως χρήση για την εκκίνηση του κινητήρα καθώς επίσης και όταν κινείται απευθείας από τον κινητήρα (μέσω μειωτήρα). Η λειτουργία με υψηλές στροφές κινητήρα παράγει περίσσεια ροής καυσίμου που πρέπει να χυθεί πίσω στην είσοδο της αντλίας. Αυτό



επιδεινώνεται σε πτήσεις μεγάλου υψομέτρου, όπου το καύσιμο που απαιτείται από τον κινητήρα είναι περίπου πέντε φορές λιγότερο, με αποτέλεσμα ακόμη περισσότερη καταναλωμένη ενέργεια άντλησης. Σε έναν ηλεκτροκίνητο κινητήρα, η αντλία ΗΡ θα κατεύθυνε το καύσιμο ηλεκτρικά με τη βέλτιστη ταχύτητα για την επικρατούσα κατάσταση λειτουργίας[17].

6.2 Αεροσκάφος STEALTH.

Στην ανάπτυξη των αεροσκαφών «χαμηλών παρατηρήσεων» έχει δοθεί υψηλή προτεραιότητα από την Πολεμική Αεροπορία των ΗΠΑ. Ειδικότερα, τις τελευταίες δύο δεκαετίες έχει χρησιμοποιηθεί ως τρόπος βελτίωσης της αποτελεσματικότητας της μάχης του πολεμικού οχήματος. Ο μηχανισμός Lockheed F-117A "stealthfighter", βομβαρδιστής stealthNorthrop B-2 και πρώην μοντέλα Dem / Val YF-22A και YF-23A του AdvancedTacticalFighter (ATF) σχεδιάστηκαν με αυτό το χαρακτηριστικό. Ο επιλεγμένος F-22 Raptor υπέστη μια παρατεταμένη ανάπτυξη και έχει εισέλθει στην υπηρεσία με την Πολεμική Αεροπορία των ΗΠΑ σε σημαντικούς αριθμούς τα τελευταία δύο χρόνια. Οι μεταγενέστερες αναφορές υποδεικνύουν γραφικά τα οφέλη αυτής της τεχνολογίας κατά τη διάρκεια του πολέμου τόσο ο βομβαρδιστής F-117A όσο και ο βομβιστής B-2 αναπτύχθηκαν κατά τη διάρκεια της σύγκρουσης του Κοσσυφοπεδίου το 1999. Το F-117A έχει υποστεί μια τυπική τροποποίηση του στόλου διαμόρφωσης για την τυποποίηση των επιστρώσεων χαμηλού παρατηρήματος που χρησιμοποιούνται σε όλο τον στόλο. Προηγουμένως χρησιμοποιήθηκαν πολλές διαφορετικές τεχνικές οι οποίες εξελίχθηκαν κατά τη φάση ανάπτυξης και παραγωγής. Πρόσφατες αναφορές τροποποιήσεων του στόλου βομβαρδιστικών αεροπλάνων B-2 υποδεικνύουν ότι η τεχνολογία κρυφής μνήμης ενώ είναι λειτουργικά εξαιρετικά αποτελεσματική, έχει ποινή διατήρησης[10].

6.3 Ολοκληρωμένη Πτήση και Πρόωση.

Καθώς οι τεχνολογίες ηλεκτρονικής (AVIONICS) αναπτύχθηκαν την τελευταία δεκαετία, έχει γίνει κοινός τρόπος για τον έλεγχο των μεγάλων συστημάτων που πρέπει να ενσωματωθούν σε ηλεκτρονικές εφαρμογές. Αυτά τα συστήματα μπορεί να είναι αποκλειστικά μηχανικά ή ηλεκτρομηχανικά ελεγχόμενα. Επιπλέον, η διαθεσιμότητα και η ωριμότητα των τεχνολογιών που απαιτούνται για την ικανοποίηση της ολοκλήρωσης του συστήματος αεροηλεκτρονικής έχουν αποδειχθεί εξίσου ελκυστικές για την ικανοποίηση των απαιτήσεων πιο βασικών συστημάτων αεροσκαφών.

Τα πλεονεκτήματα του ψηφιακού ηλεκτρονικού ελέγχου μηχανικών συστημάτων είναι εμφανή με μεγαλύτερη ακρίβεια και δυνατότητα μέτρησης ή πρόβλεψης υποβάθμισης της απόδοσης και της αρχικής βλάβης. Χαρακτηριστικά παραδείγματα είναι οι ψηφιακές εφαρμογές ελέγχου πτήσης με καλώδιο και ψηφιακού ελέγχου κινητήρα ή πλήρης έλεγχος ψηφιακού κινητήρα (FADEC). Καθώς επιτυγχάνονται σημαντικά οφέλη από βελτιωμένη απόδοση και αξιοπιστία, π.χ. τη μείωση του βάρους και άλλες βελτιώσεις στην ολοκλήρωση του συστήματος και τη ροή δεδομένων, το επίπεδο ολοκλήρωσης των συστημάτων να γίνει αντίστοιχα πιο φιλόδοξο.

Είναι επομένως λογική πρόοδος ότι τα αποδεδειγμένα οφέλη των συστημάτων ψηφιακού ελέγχου πτήσης και ελέγχου κινητήρα έχουν προκαλέσει αναπτυξιακά προγράμματα που ξεετάζουν το επόμενο επίπεδο ολοκλήρωσης δηλαδή το ολοκληρωμένο σύστημα ελέγχου πτήσης και προώθησης (IFPC). Το IFPC αναπτύσσεται ενεργά στις ΗΠΑ.

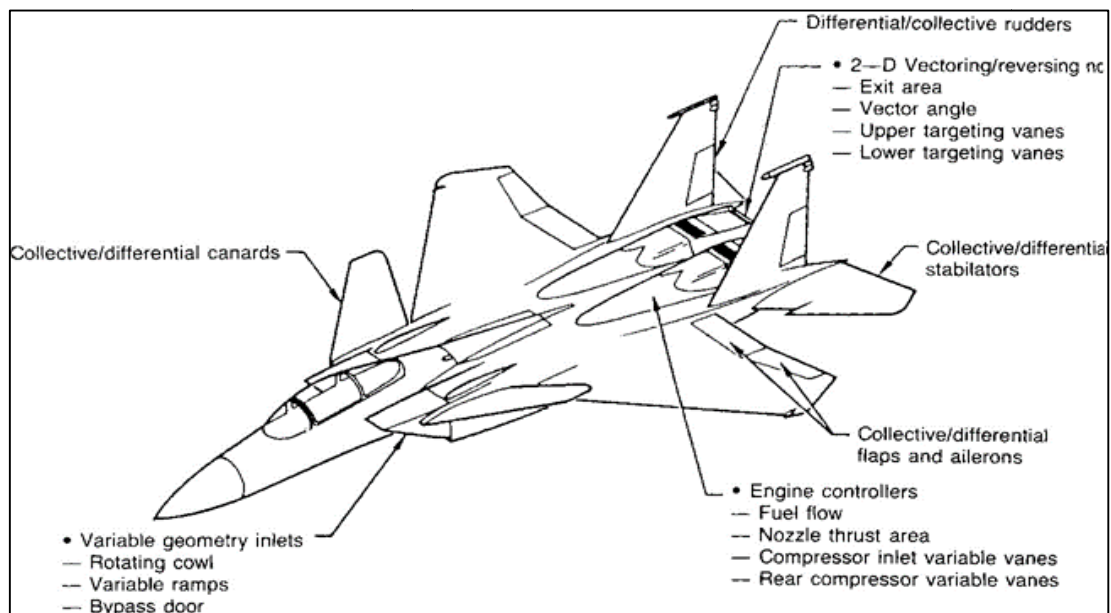


Το όχημα για αυτό το πρόγραμμα που χρηματοδοτείται από την αμερικανική Πολεμική Αεροπορία είναι το F-15 STOL / ManeuverTechnologyDemonstrator (SMTD), ένα αρκετά τροποποιημένο F-15B που έχει πετάξει για αρκετό καιρό από την Air Force Base της Edwards.

Άλλοι στόχοι της επιδεικνύουσας τεχνολογίας ήταν να δείξουν ότι ένα μαχητικό υψηλής απόδοσης θα μπορούσε να προσγειωθεί σε μία χοντρικά κατασκευασμένη (ή επισκευασμένη) ταινία σκυροδέματος 1500 ft × 50 ft. Αυτό απαιτεί ένα εξελιγμένο σύστημα καθοδήγησης και ένα σύστημα IFPC για τη βελτίωση της απόκρισης του αεροσκάφους και επομένως ακρίβεια με την οποία ο χειριστής μπορεί να πετάξει το αεροσκάφος κατά τη διάρκεια της προσέγγισης. Ιδιαίτερο ενδιαφέρον παρουσιάζουν οι πολλαπλοί τελεστές που χρησιμοποιούνται στο αεροσκάφος SMTD, οι οποίες μπορούν να συνοψιστούν ως εξής:

- Συλλογικοί / διαφορικοί
- Συλλογικά / διαφορικά πτερύγια και ελικόπτερα
- Συλλογικοί / διαφορικοί σταθεροποιητές
- Συλλογικά / διαφορικά πηδάλια
- Εισαγωγές μεταβλητής γεωμετρίας
- Έλεγχος μηχανής
- Δύο διαστάσεων (2-D) διανυσματικά / αναστροφόμενα ακροφύσια.

Οι επιφάνειες ελέγχου συλλογικής / διαφορικής πτήσης επιτρέπουν σημαντική βελτίωση της απόδοσης του αεροσκάφους πέρα από αυτή που είναι κανονικά δυνατή σε ένα F-15 στη διαμόρφωση προσέγγισης. Επιπλέον, οι συνήθεις τρόποι ελέγχου και η χρήση συλλογικών επιφανειών ελέγχου πτήσης θα πρέπει να προσφέρουν άμεση μεταφορική πτήση. Δηλαδή, η λειτουργία αυτών των επιφανειών ελέγχου θα επιτρέψει στο αεροσκάφος να κινηθεί, όπως λέγεται κατακόρυφα, χωρίς να μεταβάλλεται ο φορέας ή η στάση του βήματος. Στην διάρθρωση της ώσης ο έλεγχος προσθέτει μια εγκατάσταση και το αεροσκάφος πετάει με ακροφύσια 2-D λειτουργικά από τον Μάιο του 1989. Αυτά μπορεί να λειτουργούν σε λειτουργία αντιστροφής ώσης. Το F-15 SMTD έχει δοκιμαστεί από το 1988 και έχει επιδείξει τη λειτουργία των αντιστροφών ώσης κατά την πτήση[18].



Εικόνα 51: Μορφή F-15 SMTD [20]



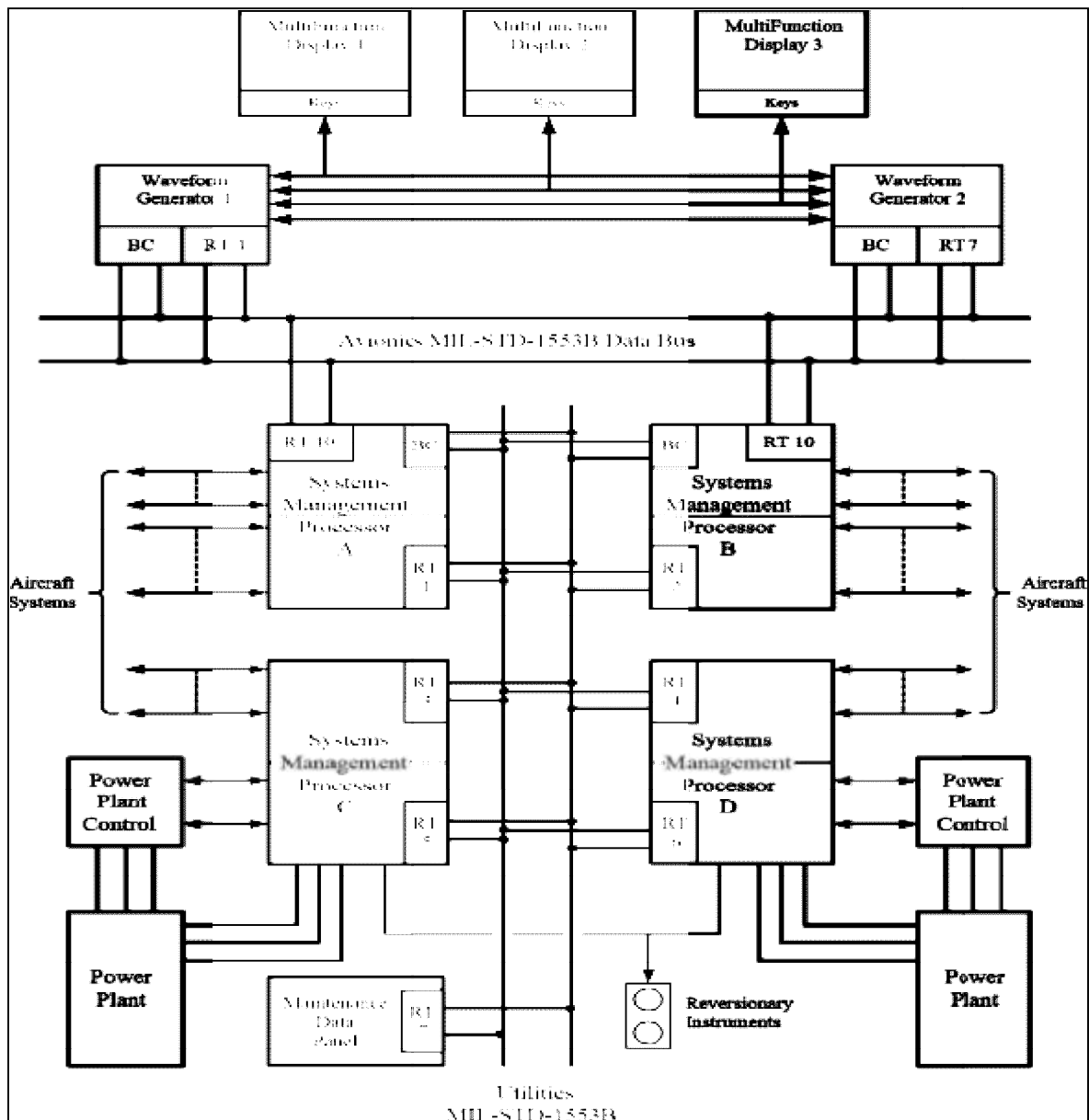
6.4 Σύστημα Ελέγχου Αεροσκάφους

Ο έλεγχος πτήσης και ώσης (IFPC) είναι η ενσωμάτωση δύο κύριων συστημάτων ελέγχου σε ένα. Το σύστημα διαχείρισης του οχήματος (VMS) είναι ο συνδυασμός του ελέγχου της πτήσης, της ώσης και της διαχείρισης ισχύος. Ένας λόγος για να συνδυαστούν αυτά τα συστήματα σε ένα VMS είναι ότι η απόδοση του αεροσκάφους απαιτεί τη βέλτιστη λύση του τρόπου με τον οποίο θα συνδυαστούν τα βασικά αυτά συστήματα. Για παράδειγμα, πριν τριάντα χρόνια σε κανένα πολεμικό αεροσκάφος δεν είχαν τοποθετηθεί συστήματα πλήρους ελέγχου fly-by-wire. Τα συστήματα αύξησης της σταθερότητας του αεροσκάφους ήταν ένα ζήτημα κατά την πτήση αν και τα συστήματα ελέγχου είχαν εφαρμοστεί με την χρήση push-pull συστημάτων. Πλέον, στην εποχή μας χρησιμοποιούνται συνήθως συστήματα fly-by-wire. Αυτά, προσφέρουν τεχνητή σταθερότητα εαν το αεροσκάφος είναι ασταθές, ή απλώς βελτιώνουν τον έλεγχο του αεροσκάφους. Σε άλλες περιπτώσεις, βελτιώνουν τον χειρισμό και την επίδοση του αεροσκάφους μέσω της χρήσης του από τον πιλότο. Τα συστήματα fly-by-wire έχουν χαμηλό βάρος και μπορούν με ευκολία να περιορίσουν το φορτίο τους, περιορίζοντας τις απαιτήσεις τους όταν είναι απαραίτητο. Φυσικά αυτό έχει γίνει εφικτό μέσω της προόδου της μικροηλεκτρονικής.

Τα τελευταία χρόνια ο έλεγχος του κινητήρα έχει στραφεί σε πλήρως εξουσίας ψηφιακούς κινητήρες (FADEC) και το πρόγραμμα του F-15 ήδη δείχνει πως ο έλεγχος του αγωγού εισαγωγής και του ακροφυσίου ίσως χρειαστεί να στραφεί σε ψηφιακούς κινητήρες προκειμένου να ικανοποιήσει κάποιες απαιτήσεις. Ο αέρας εισαγωγής πρέπει να έρθει σε ιδανικές συνθήκες χρήσης αλλιώς η μέγιστη απόδοση δεν θα επιτευχθεί, ειδικά στα υπερηχητικά αεροσκάφη. Το πρόγραμμα SMTD του F-15 έχει διπλής κατεύθυνσης ακροφύσιο και απαιτεί έξι ενεργοποιητές για να ελεγχθεί η ώση στο κατακόρυφο επίπεδο καθώς επίσης και μοντέλα αντίστροφης ώσης για κάθε κινητήρα. Ο έλεγχος του ακροφυσίου είναι ένα αναπόσπαστο κομμάτι του FADEC το οποίο ελέγχει και την ροή καυσίμου τόσο στον θάλαμο καύσης όσο και στον μετακαυστήρα.

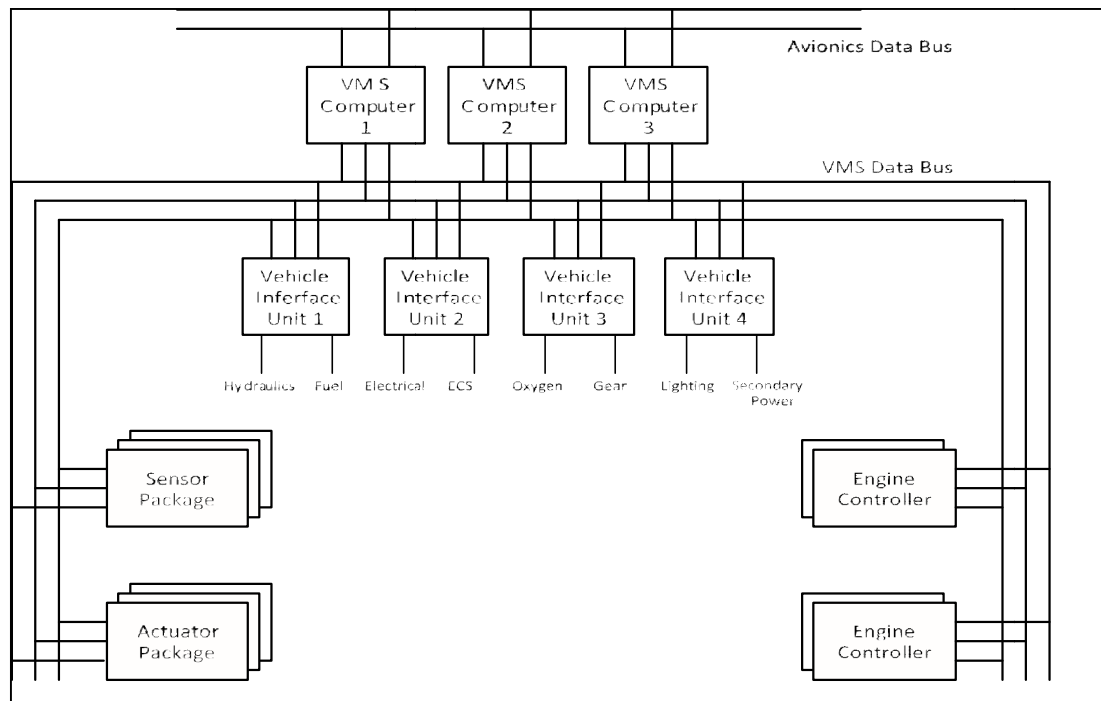
Ενώ η καθαρή απόδοση ίσως είναι σκοπός για μερικές εφαρμογές, κάποιες άλλες ψάχνουν να την βελτιώσουν με περισσότερους λεπτούς χειρισμούς. Ένα μαχητικό stealthF-117A έχει ως βασική αποστολή την χαμηλή παρατηρησιμότητα και όχι την ύψιστη ταχύτητα ή την υπέρβαση στην ώση. Οι τεχνικές λύσεις που έχουν υιοθετηθεί έχουν ως βασικό στόχο κυρίως να μειώσουν τη θερμοκρασία και το μέγεθος των καυσαερίων μειώνοντας αναγκαστικά την παραγόμενη ώση του αεροσκάφους. Σε αυτήν την περίπτωση απαιτούνται πιο ακριβής μέθοδοι ελέγχου προκειμένου να εξασφαλιστεί ότι αυτή η απώλεια ώσης δεν είναι απαγορευτική για την περάτωση της οποιαδήποτε αποστολής.

Πολλά συστήματα αεροσκαφών όπως τα βοηθητικά προγράμματα ελέγχου και τα προγράμματα ελέγχου ηλεκτρικής ενέργειας απαιτούν καλύτερο έλεγχο προκειμένου να μπορέσουν να αντιμετωπίσουν πιο απαιτητικές καταστάσεις. Συστήματα όπως του καυσίμου, τα υδραυλικά, τα δευτερεύουσας ισχύος, τα περιβαλλοντικού ελέγχου και τα ηλεκτρικής ισχύος, έχουν βελτιωθεί με την χρήση ψηφιακών τεχνικών ελέγχου. Το Αγγλικό Πειραματικό Πρόγραμμα Αεροσκαφών (EAP) χρησιμοποίησε ένα Σύστημα Ελέγχου και Διαχείρισης (UMS) το οποίο ολοκλήρωσε πλήρως πολλές από τις λειτουργίες ελέγχου με τη χρήση τεσσάρων μονάδων ελέγχου. Αυτό το σύστημα πέταξε για πρώτη φορά τον Αύγουστο του 1986 και ένα παρόμοιο σύστημα Ελέγχου Βοηθητικών Προγραμμάτων (UCS) τοποθετήθηκε σε ένα EurofighterTyphoon και ένα USM τοποθετήθηκε σε ένα σύστημα BAENimrodMRA4. Το BoeingAH/64C/DLongbowApache, ένα προηγμένο μαχητικό ελικόπτερο, χρησιμοποιεί ένα ολοκληρωμένο Ηλεκτρικό Σύστημα Ελέγχου Ισχύος (EPMS) για να βελτιώσει τον έλεγχο του ηλεκτρικού συστήματος.



Εικόνα 52: Βοηθητικά συστήματα μονάδας ελέγχου [20]

Αυτή η αρχιτεκτονική δείχνει έναν αριθμό μονάδων ελέγχου που συνδέεται με τον έλεγχο πτήσης, τον έλεγχο του κινητήρα και τα βοηθητικά συστήματα ελέγχου ισχύος. Αυτό επιτρέπει στις μονάδες να είναι τοποθετημένες κοντά ή μια στην άλλη και να επικοινωνούν μεταξύ τους. Στο παραπάνω σχεδιάγραμμα, υπολογιστές έχουν την ευθύνη για την διασύνδεση του VMS και όλου του πτητικού συστήματος. Αυτός ο τύπος επιτρέπει τρόπους λειτουργίας που θα ήταν πιο δύσκολοι στον έλεγχο εάν δεν ήταν ολοκληρωμένο το VMS. Για παράδειγμα, το σύστημα ελέγχου καυσίμου σε ένα μαχητικό μπορεί να χρησιμοποιηθεί για να ελέγξει το αεροσκάφος CG. Η θέση του CG σε συνδυασμό με το κέντρο άνωσης προσδιορίζει την σταθερότητα του αεροσκάφους.



Εικόνα 53: Γενική αρχιτεκτονική VMS [20]

Ο θερμικός έλεγχος είναι ένας τομέας ο οποίος γίνεται όλο και πιο σημαντικός ειδικά σε ένα μαχητικό αεροσκάφος όπως το F-22 Raptor το οποίο έχει σχεδιαστεί για σταθερά υπερηχητική πορεία. Το συγκεκριμένο αεροσκάφος έχει κατασκευαστεί για μεγάλης χρονικής διάρκειας πορείας σε ταχύτητες της τάξεως του 1,6 Mach ενώ τα προηγούμενα μαχητικά μπορούσαν να λειτουργήσουν σε υπερηχητικές ταχύτητες για μικρή χρονική διάρκεια. Αυτό δημιουργεί το πρόβλημα της περίσσειας θερμικής ενέργειας κατά την διάρκεια της υπερηχητικής πτήσης. Η υπέρ-αντίδραση του συστήματος καυσίμου και το σύστημα περιβαλλοντικού ελέγχου, είναι κομβικής σημασίας προβλήματα τα οποία απαιτούν λύση. Οι περισσότεροι αποδοτικές μέθοδοι εξαγωγής βοηθητικής ενέργειας από τους κινητήρες είναι επίσης ένας από τους λόγους που μελετώνται τα πλήρως ηλεκτρικά αεροσκάφη.

6.5 Εκροές Ισχύος Κινητήρα.

Για τις τελευταίες δεκαετίες ο τρόπος με τον οποίο τα αεροσκάφη εξήγαγαν ενέργεια από τον κινητήρα άλλαξε ελάχιστα αν και υπάρχουν μακροχρόνιες μελέτες που εξετάζουν περισσότερα - ηλεκτρικά μέσα. Οι τρεις βασικές μέθοδοι για την εξαγωγή ενέργειας από τον κινητήρα ήταν:

- ∅ Ηλεκτρική ισχύς μέσω γεννήτριας με κιβώτιο ταχυτήτων.
- ∅ Η υδραυλική ισχύς μέσω αντλιών κινητήρα (EDP). Εξέρχεται επίσης από το κιβώτιο ταχυτήτων, αλλά και από ηλεκτρικά και αερόφερτα μέσα.
- ∅ Πνευματική ισχύς που επιτυγχάνεται με τον εξαερισμό του αέρα από τον ενδιάμεσο ή τον συμπιεστή της HP για την παροχή ενέργειας για το σύστημα περιβαλλοντικού ελέγχου, το σύστημα συμπίεσης καμπίνας και το αντιπαγετικό σύστημα πτερυγίων μεταξύ άλλων, που περιέχει αέρα υψηλής πίεσης.

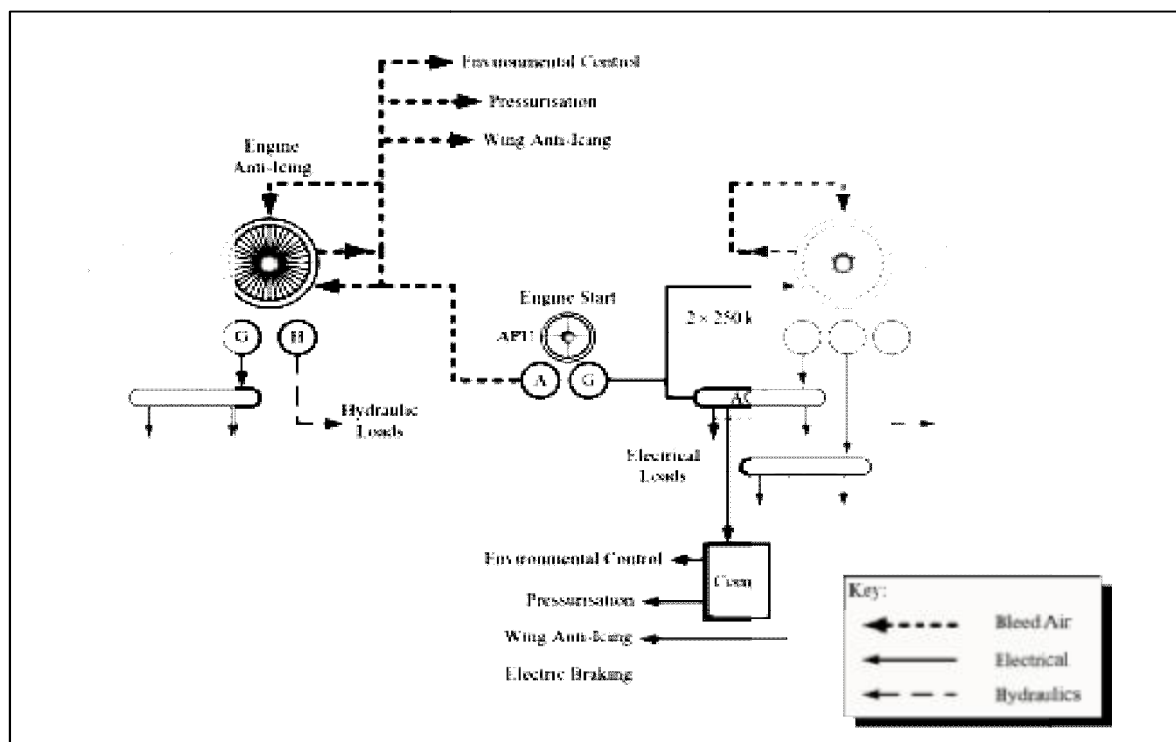


Οι αρχικοί στροβιλοκινητήρες είχαν σχετικά χαμηλές αναλογίες παράκαμψης $\sim 1,4$ (παράκαμψη) έως 1 (πυρήνας κινητήρα). Πιο πρόσφατα μοντέλα έχουν 4: 1. Οι turbofans της επόμενης γενιάς όπως το GE GENx και το Rolls-Royce Trent 1000 έχουν κοντά στο 10: 1. Οι σύγχρονοι κινητήρες έχουν αναλογίες πίεσης της τάξεως των 30 έως 35: 1 και είναι πιο ευαίσθητοι στην εξαγωγή του αέρα εξαέρωσης από έναν όλο και μικρότερο και πολύ πιο συντονισμένο κεντρικό πυρήνα του κινητήρα.

Το αποτέλεσμα είναι ότι για την πλήρη αξιοποίηση των πλεονεκτημάτων της αναδυόμενης τεχνολογίας κινητήρων καθίσταται απαραίτητη μια διαφορετική και πιο αποτελεσματική μέθοδος εξαγωγής ενέργειας για τα συστήματα αεροσκαφών. Η αποδοτική ενεργειακή εξόρυξη του αεροσκάφους χωρίς να επηρεάζει δυσμενώς την απόδοση του πυρήνα του κινητήρα και του κινητήρα ως συνόλου, καθίσταται ένας επιτακτικός λόγος για την αλλαγή των αρχιτεκτονικών σχεδιασμών και της χρησιμοποιούμενης τεχνολογίας.

Οι κύριες διαφορές μεταξύ των πιο ηλεκτρικών και συμβατικών διαμορφώσεων είναι:

- ∅ Μείωση της απόρριψης του αέρα εξαέρωσης. Ο μόνος συλλέκτης εξαερισμού για το B787 είναι για το αντιπαγοτικό τμήμα του κινητήρα. Αυτός μπορεί να είναι ένας ανεμιστήρας που μπορεί να χρησιμοποιηθεί με πολύ μικρότερη επιβάρυνση από εκείνη που εξάγεται από τον συμπιεστή του κινητήρα.
- ∅ Αυξημένη παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας. Το σύστημα B787 παράγει 500 kVA ανά κανάλι αντί 120 kVA (B767-400). Αυτή η αυξημένη ηλεκτρική ισχύς είναι που απαιτείται κυρίως για την παροχή ενέργειας σε εκείνα τα συστήματα που δεν τροφοδοτούνται πλέον από αέρα εξαέρωσης.
- ∅ Έναρξη ηλεκτρικού κινητήρα. Το B787 χρησιμοποιεί ηλεκτρική εκκίνηση, δεδομένου ότι ο εξαερισμός δεν είναι πλέον διαθέσιμος για το σκοπό αυτό [19].

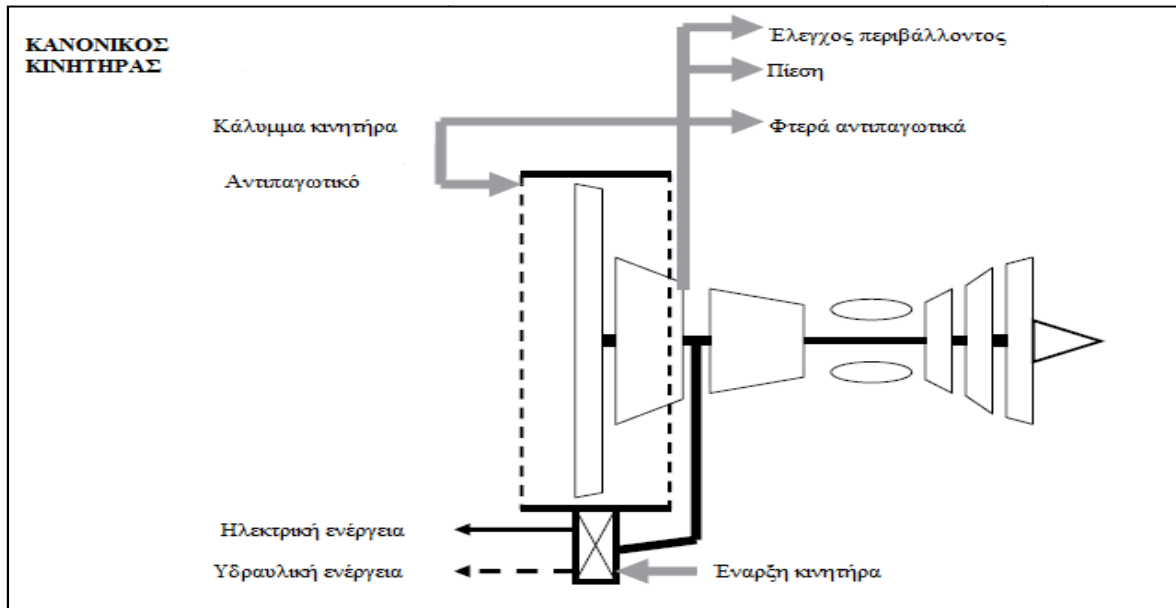


Εικόνα 54: Σύγκριση συμβατικών και ηλεκτρονικών απολήξεων [20]

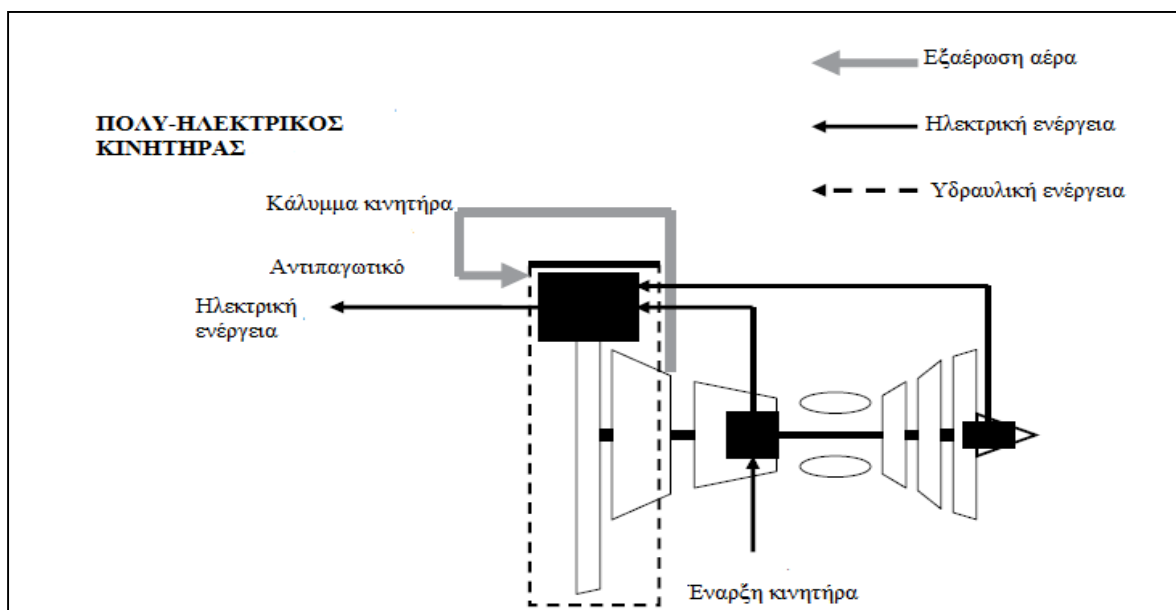


6.6 Ηλεκτρικός Κινητήρας.

Ένα σημαντικό πρόγραμμα ηλεκτρομαγνητικών αεροσκαφών, πιο ηλεκτρικών κινητήρων, το οποίο ονομάζεται Αεροσκάφος Βελτιστοποιημένης Ισχύος (POA), έχει ξεκινήσει εδώ και πολλά χρόνια με τη χρηματοδότηση της Ευρωπαϊκής Ένωσης (ΕΕ). Το αποκορύφωμα αυτού του προγράμματος στα τέλη του 2006 είναι η επίδειξη ενός πιο ηλεκτρικού κινητήρα στην Ισπανία. Μια σύγκριση κορυφαίου επιπέδου ενός συμβατικού και ενός πιο ηλεκτρικού κινητήρα παρουσιάζεται στις Εικ. 55,56 [10].



Εικόνα 55: Συμβατικός κινητήρας αεροσκάφους [20]



Εικόνα 56: Ηλεκτρονικά εξοπλισμένος κινητήρας [20]



6.6.1 Συμβατικά Χαρακτηριστικά Κινητήρα.

Σε έναν κανονικό κινητήρα εξαερώνεται αέρας από τον κινητήρα και χρησιμοποιείται για τους ακόλουθους σκοπούς:

- Αντιπαγετικός κινητήρας
- Αντιπαγετικό πτερύγιο
- Περιβαλλοντικός έλεγχος και πίεση

Οι εξορύξεις ισχύος κινητήρα πραγματοποιούνται μέσω κιβωτίου ταχυτήτων με βοηθητικό άξονα, το οποίο είναι τοποθετημένο στο κάτω μέρος του περιβλήματος του ανεμιστήρα. Οι ηλεκτρικές γεννήτριες αεροσκαφών και οι υδραυλικές αντλίες τροφοδοτούν τα κεντρικά συστήματα.[17]

6.6.2 Ηλεκτρικά Χαρακτηριστικά Κινητήρα.

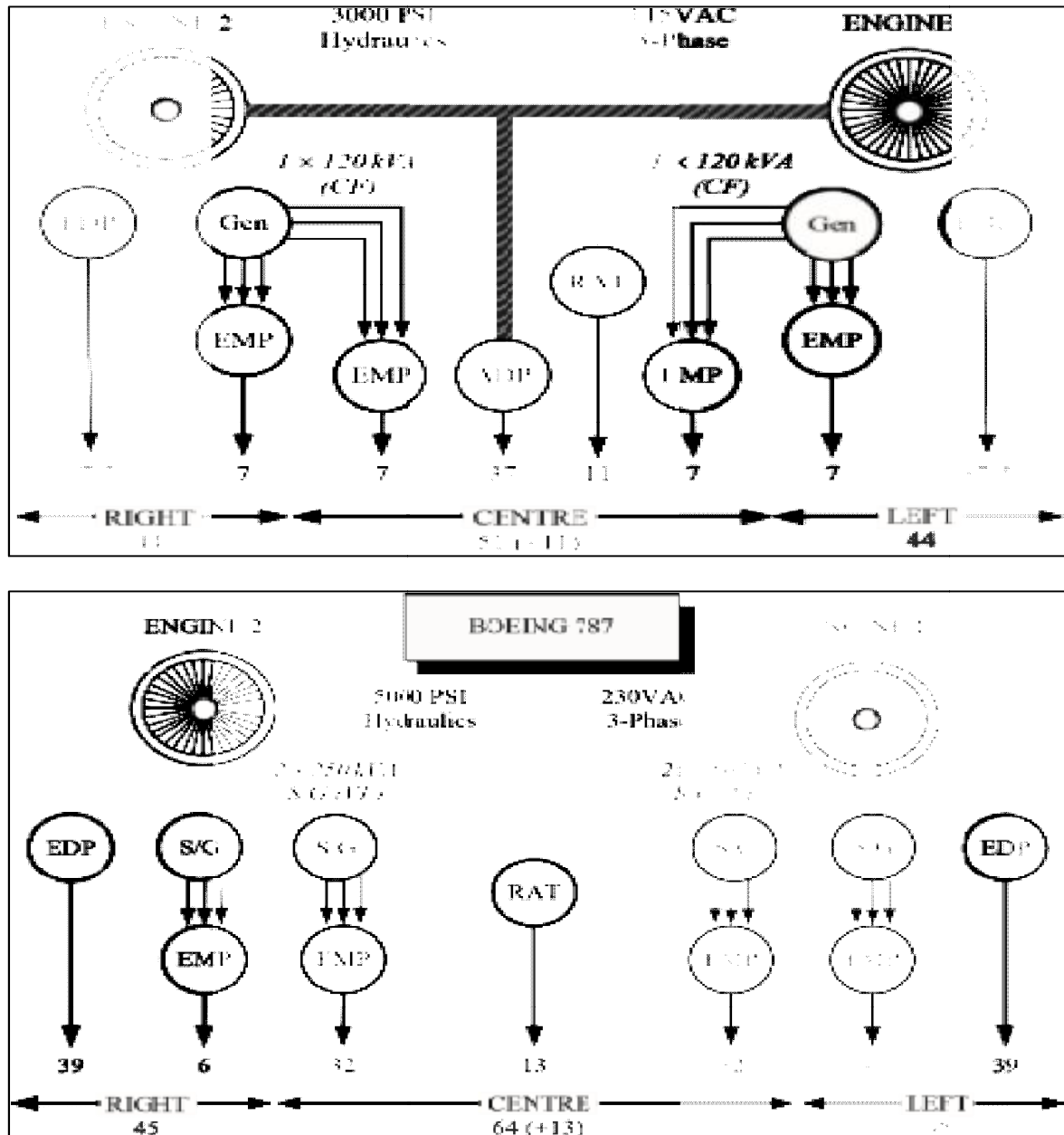
Σε έναν πιο ηλεκτρικό ανεμιστήρα ο κινητήρας εξαερισμού χρησιμοποιείται για να παγώσει τον κινητήρα, δεν τροφοδοτείται όμως αέρας εξαερισμού στα συστήματα αεροσκαφών. Ο πιο ηλεκτρικός κινητήρας Trent 500 που φαίνεται στο Σχήμα 10.12 αποδεικνύεται από την κοινοπραξία της Ευρωπαϊκής ΡΟΑ. Ο κινητήρας έχει τα ακόλουθα χαρακτηριστικά:

- Γεννήτρια εκκίνησης HP (HPSG) που παρέχει 150 kVA (μόνιμο μαγνήτη)
- Γεννήτρια μετάδοσης κίνησης αρδευτικού άξονα LP (FSDG) που παρέχει 150 kVA (Διακόπτης - Απροθυμία)
- Ηλεκτρονική μονάδα ισχύος (PEM) που παρέχει 350 VDC σε κινητήρες και αεροσκάφη. Η PEM βρίσκεται στην θήκη του κινητήρα
- Ηλεκτρική αντλία καυσίμου και σύστημα μέτρησης (EFPMS) που περιλαμβάνει ηλεκτρικό μοτέρ, αντλία και ηλεκτρονική σχεδίαση ~ 75 KW συνολικά. Αυτό το νέο concept επιτρέπει εξαιρετικά ακριβή μέτρηση ροής σε σύγκριση με τα σύγχρονα συστήματα. Ίσως το πιο σημαντικό είναι ότι η αντλία παρέχει μόνο την απαιτούμενη ροή καυσίμου και ως εκ τούτου δεν έχει σπαταληθεί η ισχύς άντλησης με τα σχετικά προβλήματα απόρριψης θερμότητας. Αυτό είναι πολύ σημαντικό στις συνθήκες πτήσεις σε μεγάλο υψόμετρο.
- Ηλεκτρική αντλία λαδιού
- Ηλεκτρικοί ενεργοποιητές για μια σειρά εφαρμογών:
 - Ενεργοποιητές μεταβλητού στροφέα στάτορα (VSVs), χρησιμοποιώντας ενεργοποίηση EMA. Αντικαθιστά την ενεργοποίηση, χρησιμοποιώντας δύο φυσικά πανομοιότυπους ενεργοποιητές σε μια διάταξη διπλής κύριας / υποτελούς λειτουργίας
 - Ενεργοποιητές αντίστροφης ώθησης. Γραμμικοί ενεργοποιητές τύπου κοχλία, εύκαμπτοι άξονες μετάδοσης, σχεδίαση 35 kW, που αναπτύχθηκε από κοινού από την Hispano-Suiza (μονάδες ηλεκτρικών και ηλεκτρονικών συσκευών και καλωδίωση και μηχανικά εξαρτήματα και ενσωμάτωση της Honeywell). Το A380 έχει πρωτοπορήσει στην ηλεκτρομηχανική ενεργοποίηση της αντιστροφής της ώσης
- Ενεργό μαγνητικό έδρανο (AMB)
- Ηλεκτρικό δίκτυο 350 VDC [10]



6.7 Εξηλεκτρισμένα Υδραυλικά Συστήματα.

Οι επιδράσεις ενός πιο-ηλεκτρικού συστήματος σε σχέση με ένα υδραυλικό μπορούν να παρατηρηθούν συγκρίνοντας την διαμόρφωση για ένα Boeing 767 με ένα πιο ηλεκτρικό 787.



Εικόνα 57: Σύγκριση Συμβατικού - Ηλεκτρουδραυλικού συστήματος. [20]

Τα Boeing έχουν γίνει πιο συμβατικά σχετικά με την χρήση των υδραυλικών συστημάτων ενός 787 εν αντιθέσει με τα πιο ηλεκτρο-υδραυλικά συστήματα ενός Airbus A380. Τόσο το 767 όσο και το 787 χρησιμοποιεί το σύστημα Boeing Δεξί(L), Κεντρικό(C), Αριστερό (R). Οι βασικές διαφορές είναι οι εξής:

- Ø Ο αέρας του κινητήρα έχει μετακινηθεί λόγω απαλειφής της αεροθούμενης αντλίας (ADP)
- Ø Η χρήση των 5000 psi αντί των 3000 psi υδραυλικών συστημάτων.



- Ø Η χρήση των 230 VAC, τριφασικών, VF κύριας ισχύος αντί για 115 VAC τριφασικό 400 HzCF.
- Ø Η χρήση γεννητριών εκκίνησης αντί για γεννήτριες που διευκολύνουν την έναρξη λειτουργίας του κινητήρα.
- Ø Η χρήση μεγαλύτερου ηλεκτρικού κινητήρα αντλίας (EMPs), γύρω στις τέσσερις φορές σε σχέση με τις προηγούμενες μονάδες.

Γενικά τα επίπεδα χρήσης ηλεκτρικής ενέργειας έχουν αυξηθεί με τα πρωτεύοντα κανάλια να αυξάνονται από τα 120 kVA στα 500 kVA. Τα επίπεδα της δύναμης της τουρμπίνας αέρα εμβόλου (RAT) και των ηλεκτρικών κινητήρων αντλίας (EMPs) έχουν επίσης αυξηθεί πάρα πολύ.

6.7.1 Ηλεκτρική Ισχύς Αντοχής Σφάλματος 270 DC.

Το σύστημα παραγωγής και διανομής ηλεκτρικής ενέργειας J / IST, όπως είναι προσαρμοσμένο στην τεχνολογία NASA AdvancedAnti-FighterTechnologyIntegration (AFTI) F-16, βασίζεται σε έναν εκκινητή / γεννήτρια 270 VDC 80 KW με ενσωματωμένο μετατροπέα διπλής κατεύθυνσης που διατίθεται από την Sundstrand. Το αεροσκάφος έχει επίσης μια γεννήτρια έκτακτης ανάγκης 15 KW 270 VDC. Αυτό το σύστημα παρέχει κρίσιμη ισχύ πτήσης μέσω δύο ανεξάρτητων γεννητριών 270 VDC όπως φαίνεται στην εικόνα 4.2. Κάθε ζυγός 270 VDC τροφοδοτεί το ήμισυ μιας μονάδας ισχύος ηλεκτρονικής μονάδας μετάδοσης κίνησης (PDE), της οποίας υπάρχει μία ανά κύρια επιφάνεια ελέγχου πτήσης. Το PDE με τη σειρά του ελέγχει το ήμισυ του διπλού διαδρόμου ParkerAerospace 270 VDC EHA. Όλοι οι ενεργοποιητές ενεργοποίησης ελέγχου πτήσης EHA παρέχονται από την κοινοπραξία των ParkerAerospace και Moog.

Πέντε κύριοι ενεργοποιητές ελέγχου πτήσης που τροφοδοτούνται είναι [17]:

- Αριστερά flaperon
- Δεξιά πτέρυγα
- Αριστερή οριζόντια ουρά
- Δεξιά οριζόντια ουρά
- Κατεύθυνση

6.7.2 Μονάδα Θερμικής και Ενεργειακής Διαχείρισης.

Η μονάδα θερμικής και ενεργειακής διαχείρισης (T / EMM) συνδυάζει τη λειτουργία μιας παραδοσιακής APU, μιας μονάδας έκτακτης ανάγκης και ενός συστήματος περιβαλλοντικού ελέγχου. Αυτό επιτρέπει την αφαίρεση του συμβατικού AMAD όπως και το κεντρικό σύστημα υδραυλικών συστημάτων του αεροσκάφους. Ο αέρας του αεραγωγού του ανεμιστήρα του κινητήρα χρησιμοποιείται ως ψύκτης θερμότητας αφαιρώντας έτσι τους συνήθεις εναλλάκτες θερμότητας και τους συναφείς αγωγούς. Η εκτεταμένη λειτουργία του παρεχόμενου T / EMM του Honeywell (AlliedSignal) ολοκληρώθηκε κατά τη διάρκεια δοκιμών υποσυστήματος πριν από την ολοκλήρωση του κινητήρα και της ενσωμάτωσης T / EMM στις αρχές του 2000.[19]



7. ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ & ΑΝΑΠΤΥΞΗ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ.

7.1 Σχεδιασμός Συστημάτων.

Υπάρχουν αναφορές σε μερικές από τις πιο γνωστές προδιαγραφές και απαιτήσεις, αλλά επίσης δίνονται παραδείγματα για τον τρόπο με τον οποίο εφαρμόζονται οι διάφορες τεχνικές και μέθοδοι σχεδιασμού. Καθώς η πολυπλοκότητα και η αυξανόμενη αλληλεξάρτηση μεταξύ των συστημάτων των αεροσκαφών έχει προχωρήσει, έχει καταστεί αναγκαίο να δοθεί ένα πλαίσιο εγγράφων για τον σχεδιαστή σύνθετων συστημάτων αεροσκαφών.

Η βασική τεκμηρίωση εφαρμόζεται υπό την αιγίδα ορισμένων οργανισμών. Ένας κατάλογος των κυριότερων εγγράφων που ισχύουν περιλαμβάνεται στο κεφάλαιο αναφοράς αυτού του κεφαλαίου. Υπάρχουν διάφοροι οργανισμοί που παρέχουν υλικό υπό τη μορφή κανονισμών, συμβουλευτικών πληροφοριών και κατευθυντήριων γραμμών σχεδίασης, βάση των οποίων τα αεροσκάφη και οι σχεδιαστές συστημάτων μπορούν να ικανοποιούν υποχρεωτικές απαιτήσεις [20]. Μια επισκόπηση ενός τυπικού κύκλου ζωής για ένα αεροσκάφος ή εξοπλισμό παρέχονται όπως και οι διάφορες δραστηριότητες που περιγράφονται. Επιπλέον, μερικές από τις κατηγορίες διαχείρισης του προγράμματος επισκέπτονται εύκολα.

7.2 Βασικά Στοιχεία αναπτυξιακής διαδικασίας.

Αναφορικά με τις διαδικασίες ανάπτυξης συστημάτων κατά το πρότυπο **ARP 4754** ακολουθούνται τα ακόλουθα βήματα:

- Ø Ανάπτυξη συστήματος,
- Ø Διαδικασία πιστοποίησης και συντονισμός,
- Ø Καθορισμός απαιτήσεων και ανάθεση του επιπέδου εξασφάλισης ανάπτυξης,
- Ø Διαδικασία αξιολόγησης της ασφάλειας,
- Ø Επικύρωση των απαιτήσεων,
- Ø Επαλήθευση εφαρμογής,
- Ø Διαχείριση διαμόρφωσης,
- Ø Διασφάλιση διαδικασιών,
- Ø Τροποποιημένο αεροσκάφος.

Αναφορικά επίσης με τις μεθοδολογίες και τις τεχνικές που ακολουθούνται κατά το πρότυπο **ARP 4761**

- Ø Εκτίμηση λειτουργικών κινδύνων (FHA)
- Ø Προκαταρκτική Ανάλυση Ασφάλειας Συστήματος (PSSA)
- Ø Ανάλυση Ασφάλειας Συστήματος (SSA)
- Ø Ανάλυση δένδρων σφαλμάτων (FTA)
- Ø Διαγράμματα εξαρτήσεων
- Ø Ανάλυση Markov (MA)
- Ø Ανάλυση βλαβών και ανάλυση επιπτώσεων (FMEA)
- Ø Σύνοψη λειτουργιών και αποτελεσμάτων βλαβών (FMES)
- Ø Ανάλυση ασφάλειας ζωνών (ZSA)
- Ø Ειδική ανάλυση κινδύνων (PRA)
- Ø Ανάλυση κοινής λειτουργίας (CMA)
- Ø Συνακόλουθο παράδειγμα διαδικασίας αξιολόγησης ασφάλειας

**Πίνακας 7.1: Αντιστοιχία των εγγράφων US RTCA και EUROCAE**

Χαρακτηριστικό Θέμα	Προδιαγραφή US RTCA (1)	Ευρωπαϊκή προδιαγραφή EUROCAE (2)
Διαδικασίες ανάπτυξης συστημάτων	SAE 4754	ED-79
Διαδικασία αξιολόγησης ασφάλειας Οδηγίες και μέθοδοι	SAE 4761	
Σχεδιασμός Λογισμικού	DO-178B	ED-12
Σχεδιασμός υλικού	DO-254	ED-80
Περιβαλλοντική δοκιμή	DO-160	ED-14

Στον Πίνακα 7.1 δίνεται η αντιστοιχία εγγράφων μεταξύ US και Ευρωπαϊκού Οργανισμού Εξοπλισμού Πολιτικής Αεροπορίας αναφορικά με τις αναπτυξιακές διαδικασίες σχεδιασμού συστημάτων αεροσκαφών.

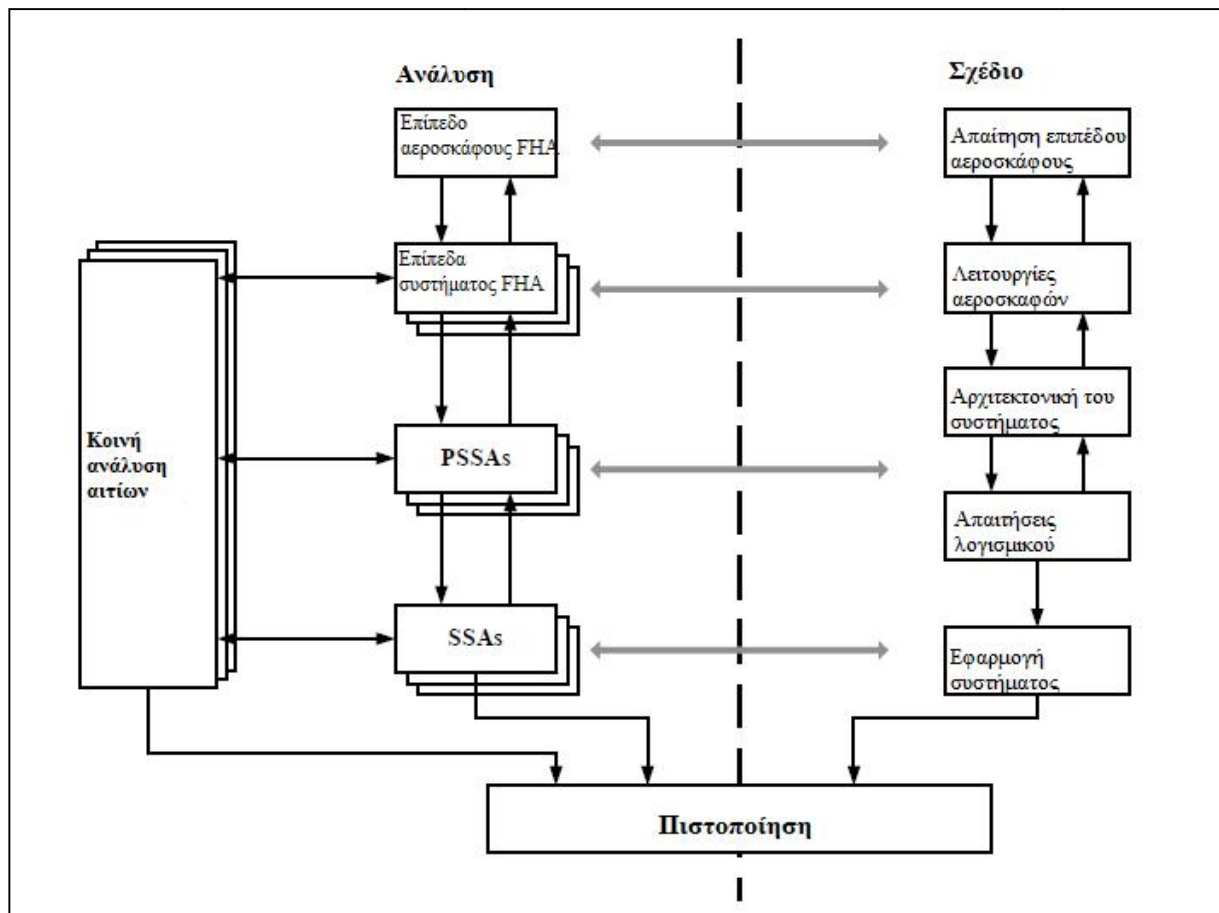
7.3 Σημαντικές Διαδικασίες Ασφάλειας.

Υπάρχουν πολλές αλληλένδετες διεργασίες που εφαρμόζονται συχνότερα κατά την αξιολόγηση ασφάλειας ενός συστήματος αεροσκαφών. Αυτά είναι:

- Ø Ανάλυση Λειτουργικών Κινδύνων (FHA)
- Ø Προκαταρκτική Ανάλυση Ασφάλειας Συστήματος (PSSA)
- Ø Ανάλυση Ασφάλειας Συστήματος (SSA)
- Ø Κοινή Ανάλυση Αιτιών (CCA)

Στην Εικ.58 δίνεται μια απλοποιημένη έκδοση της αλληλεπίδρασης μεταξύ αυτών των διεργασιών καθώς εξελίσσεται ο σχεδιασμός του συστήματος και τελικά το σύστημα επιτυγχάνει πιστοποίηση [20]. Το διάγραμμα χωρίζεται σε δύο τμήματα, στις δραστηριότητες σχεδιασμού στα δεξιά και ανάλυση στα αριστερά. Καθώς το σύστημα εξελίσσεται από τις απαιτήσεις στάθμης των αεροσκαφών, οι λειτουργίες των αεροσκαφών εξελίσσονται. Αυτά οδηγούν με τη σειρά τους σε αρχιτεκτονικές συστημάτων που με τη σειρά τους καθορίζουν τις απαιτήσεις λογισμικού και την τελική υλοποίηση του συστήματος.

Στα αντίστοιχα στάδια του σχεδιασμού διεξάγονται διάφορες αναλύσεις που εξετάζουν το σχεδιασμό υπό το πρίσμα των εντολοδόχων και των συνισταμένων πρακτικών. Σε κάθε στάδιο οι αναλύσεις και ο σχεδιασμός αλληλεπιδρούν με εξελικτικό τρόπο καθώς ο σχεδιασμός συγκλίνει με μια λύση που είναι τόσο οικονομικά αποδοτική όσο και ανταποκρίνεται σε όλες τις απαιτήσεις ασφάλειας.



Εικόνα 58: Απλοποιημένη απεικόνιση των διαδικασιών ασφάλειας [20]

7.3.1 Ανάλυση Λειτουργικών Κινδύνων (FHA).

Ένα FHA διεξάγεται τόσο σε επίπεδο αεροσκαφών όσο και σε επίπεδο συστημάτων. Εντοπίζει τις αστοχίες του συστήματος και τα αποτελέσματα αυτών των βλαβών. Οι βλάβες καταγράφονται σε πίνακα και ταξινομούνται ανάλογα με τις επιπτώσεις που μπορεί να προκαλέσει αυτή η αποτυχία καθώς επίσης και τους στόχους ασφαλείας που καθορίζονται σύμφωνα με τα κριτήρια που παρατίθενται συνοπτικά στον Πίνακα 7.3.

Το FHA προσδιορίζει τα δεδομένα στις δύο πρώτες στήλες του πίνακα, την ταξινόμηση της κατάστασης αποτυχίας και το επίπεδο εξασφάλισης ανάπτυξης. Αυτά επιτρέπουν την ανάθεση των στόχων ασφαλείας για τη συγκεκριμένη συνθήκη και την εκχώρηση μιας ποσοτικής απαίτησης πιθανότητας.

Για μια βλάβη η οποία έχει αναγνωριστεί ως καταστροφική, θα καθοριστεί το υψηλότερο επίπεδο ασφαλείας A. Στον σχεδιαστή του συστήματος θα απαιτηθεί να εφαρμόσει χαρακτηριστικά ασφαλείας κατά τη δοκιμή του και θα πρέπει να αποδείξει, με κατάλληλη ανάλυση, ότι το σχέδιο είναι ικανό να ανταποκριθεί ή να υπερβεί την πιθανότητα παράλειψης μικρότερη από 1×10^9 ανά ώρα πτήσης. Με άλλα λόγια, η συγκεκριμένη αποτυχία πρέπει να πραγματοποιείται λιγότερο από μία φορά ανά 1 000 000 000 ώρες πτήσης ή μία φορά ανά 1000 εκατομμύρια ώρες πτήσης. Αυτή η κατηγορία βλάβης ανατίθεται σε συστήματα όπως τα χειριστήρια πτήσης, τη δομή κλπ., όπου μια αποτυχία μπορεί να οδηγήσει σε απώλεια του αεροσκάφους. Η συντριπτική πλειονότητα των συστημάτων



αεροσκαφών κατηγοριοποιούνται σε πολύ χαμηλότερα επίπεδα, όπου ισχύουν ελάχιστα ή και καθόλου προβλήματα ασφάλειας [10].

Πίνακας 7.3: Επισκόπηση της ταξινόμησης των αστοχιών και των στόχων ασφάλειας

Κατάταξη κατάστασης αποτυχίας	Επίπεδο εξασφάλισης ανάπτυξης	Στόχοι ασφάλειας	Στόχοι ασφαλείας ποσοτική απαίτηση (πιθανότητα ανά ώρα πτήσης)
Καταστροφικό	A	Απαιτείται	$< 1 \times 10^{-9}$
Επικίνδυνο / Σοβαρό	B	Μπορεί να απαιτείται	$< 1 \times 10^{-7}$
Μεγαλύτερο	C	Μπορεί να απαιτείται	$< 1 \times 10^{-5}$
Μικρότερο	D	Δεν απαιτείται	Κανένα
Δεν υπάρχει αποτέλεσμα ασφάλειας	E	Δεν απαιτείται	Κανένα

Ένας πιο φιλικός προς το χρήστη ορισμός με λέξεις όπως χρησιμοποιείται από την Αρχή Πολιτικής Αεροπορίας (CAA) σε σχέση με την ταξινόμηση αστοχιών -συμβάντων είναι:

Καταστροφικό: $< 1 \times 10^9$, (συμβάν εξαιρετικά απίθανο),
 $1 \times 10^9 < \text{Επικίνδυνο} < 1 \times 10^7$, (συμβάν εξαιρετικά μικρής πιθανότητας),
 $1 \times 10^7 < \text{Σημαντικό} < 1 \times 10^5$, (συμβάν μικρής πιθανότητας),
 $1 \times 10^5 < \text{Μικρό} < 1 \times 10^3$, (συμβάν λογικά πιθανό),
 Εξαιρετικά πιθανό $> 1 \times 10^3$, (συμβάν συχνά εμφανιζόμενο).

7.3.2 Προκαταρκτική Ανάλυση Συστήματος Ασφαλείας (PSSA).

Η PSSA εξετάζει τις συνθήκες αποτυχίας που καθορίζονται από το FHA και καταδεικνύει πώς ο σχεδιασμός του συστήματος θα πληροί τις καθορισμένες απαιτήσεις. Μπορούν να χρησιμοποιηθούν διάφορες τεχνικές όπως ανάλυση ανίχνευσης σφαλμάτων (FTA), διαγράμματα Markov κλπ. προκειμένου να προσδιοριστεί πώς ο σχεδιασμός μετρά τα αποτελέσματα διαφόρων βλαβών και να μπορεί να δείχνει στρατηγικές σχεδιασμού που πρέπει να ενσωματωθούν στο σχεδιασμό του συστήματος για να ικανοποιηθούν οι απαιτήσεις ασφαλείας. Τυπικές αναλύσεις μπορεί να περιλαμβάνουν την αναγνώριση των απαιτήσεων πλεονασμού του συστήματος, παραδείγματος χάρη πόσα κανάλια, ποιες στρατηγικές ελέγχου θα μπορούσαν να χρησιμοποιηθούν και την ανάγκη για ανισότητα ελέγχου όπως για



παράδειγμα ανόμοιο υλικό και / ή διαφορετική εφαρμογή λογισμικού. Η PSSA είναι επομένως μέρος μιας επαναληπτικής διαδικασίας η οποία ελέγχει τον σχεδιασμό του συστήματος και βοηθά τους σχεδιαστές συστημάτων να αποδίδουν και να πληρούν τους προϋπολογισμούς κινδύνου σε ένα ή περισσότερα συστήματα. Όλο και περισσότερο, δεδομένου του υψηλού βαθμού ολοκλήρωσης και αλληλεξάρτησης μεταξύ των μεγάλων συστημάτων αεροσκαφών, είναι πιθανό να είναι μια πολυεπιστημονική άσκηση που θα συντονίζει την εισροή πολλών ειδικών συστημάτων [20].

7.3.3 Ανάλυση Ασφαλείας Συστήματος (SSA).

Η SSA είναι μια συστηματική και περιεκτική αξιολόγηση του σχεδιασμού του συστήματος χρησιμοποιώντας παρόμοιες τεχνικές με εκείνες που χρησιμοποιούνται κατά τις δραστηριότητες της PSSA. Ωστόσο, ενώ η PSSA προσδιορίζει τις απαιτήσεις, η SSA προορίζεται για να επαληθεύσει ότι ο προτεινόμενος σχεδιασμός ανταποκρίνεται στην πραγματικότητα στις συγκεκριμένες απαιτήσεις που προσδιορίστηκαν κατά τις αναλύσεις FHA και PSSA που έγιναν προηγουμένως. Όπως φαίνεται στο πρώιμο Σχήμα 11.2, η SSA εμφανίζεται στο σημείο του κύκλου σχεδιασμού όπου ολοκληρώνεται η υλοποίηση του συστήματος και πριν από την πιστοποίηση του συστήματος.

7.4 Ανάλυση Κοινής Αιτίας (CCA).

Η CCA αρχίζει ταυτόχρονα με το σύστημα FHA και είναι αλληλεπιδραστική με αυτή τη δραστηριότητα της μετέπειτα ανάλυσης της PSSA και της SSA. Ο σκοπός της CCA είναι - όπως υποδηλώνει και το όνομα είναι να εντοπιστούν κοινές αιτίες ή αστοχίες κοινού τρόπου στον προτεινόμενο σχεδιασμό και να βοηθήσουν στην καθοδήγηση των σχεδιαστών για στρατηγικές που θα αποτρέψουν τη πιθανότητα τέτοιων αποτυχιών. Τέτοιες αποτυχίες κοινής αιτίας μπορεί να περιλαμβάνουν:

- Μη σωστή αναγνώριση της απαίτησης
- Μη σωστός προσδιορισμός στο σύστημα
- Σφάλματα σχεδίασης υλικού
- Σφάλματα εξαρτημάτων
- Σφάλματα σχεδιασμού και υλοποίησης λογισμικού
- Ελλείψεις εργαλείου λογισμικού
- Σφάλματα συντήρησης
- Λειτουργικά σφάλματα

Επομένως, η CCA σκοπεύει να εξετάσει ένα πολύ ευρύτερο φάσμα θεμάτων από τη διαδικασία του υλικού ή του λογισμικού του συστήματος. Μάλλον προορίζεται να αγκαλιάσει ολόκληρη τη διαδικασία ανάπτυξης, πιστοποίησης, λειτουργίας και συντήρησης του συστήματος καθ' όλη τη διάρκεια του κύκλου ζωής του [20].



7.5 Ανάλυση Σφαλμάτων ιεραρχικής δομής (δέντρου – FTA).

Η ανάλυση ανίχνευσης σφαλμάτων (FTA) είναι αυτή η τεχνική ανάλυσης η οποία χρησιμοποιεί την πιθανότητα να εκτιμηθεί κατά πόσον μια συγκεκριμένη διαμόρφωση ή αρχιτεκτονική συστήματος θα ικανοποιήσει τις απαιτούμενες απαιτήσεις.

Για παράδειγμα, υποθέτεται ότι η συνολική απώλεια της ηλεκτρικής ισχύος του αεροσκάφους έχει καταστροφικές συνέπειες αστοχίας όπως προσδιορίζονται από την ανάλυση λειτουργικών κινδύνων. Μετά τη ποσοτική απαίτηση για το στόχο ασφάλειας που καθορίστηκε από το FAR / JAR25.1309 και όπως ενισχύθηκε στο ARP 4754 θα είναι τέτοια ώστε το γεγονός αυτό δεν μπορεί να συμβεί με πιθανότητα μεγαλύτερη από 1×10^{-9} ανά ώρα πτήσης (ή μία φορά ανά 1000 εκατομμύρια ώρες πτήσης). Η ικανότητα ενός σχεδιασμού συστήματος να ικανοποιεί αυτές τις απαιτήσεις καθορίζεται από μια FTA που χρησιμοποιεί τις ακόλουθες τεχνικές πιθανότητας [20].

7.6 Διάγραμμα Εξαρτήσεων.

Το διάγραμμα εξαρτήσεων προσφέρει ένα εναλλακτικό εργαλείο στην FTA για την ανάλυση αρχιτεκτονικών εναλλακτικών λύσεων και επίσης για να διαπιστώσει εάν μια συγκεκριμένη αρχιτεκτονική θα εκπληρώσει τον επιδιωκόμενο στόχο της ακεραιότητας. Όσον αφορά την FTA, η προσέγγιση που προσφέρεται από το διάγραμμα εξαρτήσεων εξυπηρετείται καλύτερα χρησιμοποιώντας ένα απλό παράδειγμα συστήματος, στην περίπτωση αυτή την ανάλυση του ηλεκτρικού συστήματος.

Το διάγραμμα εξαρτήσεων έχει το επιφανειακό πλεονέκτημα ότι η δομή του χρωματίζεται εύκολα σε ένα διάγραμμα αρχιτεκτονικής συστήματος. Οι εξαρτήσεις εμφανίζονται σε σειριακή ή παράλληλη μορφή:

- ∅ Σε μια κατάσταση όπου πρέπει να λειτουργήσουν και τα δύο στοιχεία μιας συγκεκριμένης λειτουργίας, παρουσιάζονται σε σειρά. Μια βλάβη είτε του στοιχείου A είτε του στοιχείου B θα αρνηθεί τη συνολική λειτουργία. Η ανάλυση προσθέτει τη συμβολή κάθε στοιχείου για να δώσει το σύνολο των λειτουργιών
- ∅ Όταν τα στοιχεία αναπαράγονται για λόγους πλεονασμού ή δημιουργίας αντιγράφων ασφαλείας, τα στοιχεία εμφανίζονται παράλληλα. Μια βλάβη του στοιχείου C και του στοιχείου D απαιτείται για να αρνηθεί τη συνολική λειτουργία. Η ανάλυση πολλαπλασιάζει τις συνεισφορές στοιχείων για να δώσει το σύνολο των λειτουργιών [10].

7.7 Ανάλυση Αδυναμιών και Επιπτώσεων (FMEA).

Το παράδειγμα που δίνεται είναι ένα χρήσιμο εργαλείο για την εξέταση της ολικής ακεραιότητας του συστήματος χρησιμοποιώντας μια προσέγγιση από τη βάση προς την κορυφή. Ορισμένα τμήματα των συστημάτων ενδέχεται να υπόκεινται σε έλεγχο, καθώς αντιπροσωπεύουν αστοχίες ενός σημείου και ως εκ τούτου δικαιολογείται λεπτομερέστερη ανάλυση. Η ανάλυση που χρησιμοποιήθηκε σε αυτή την κατάσταση είναι η ανάλυση αποτυχίας και ανάλυσης επιπτώσεων (FMEA).

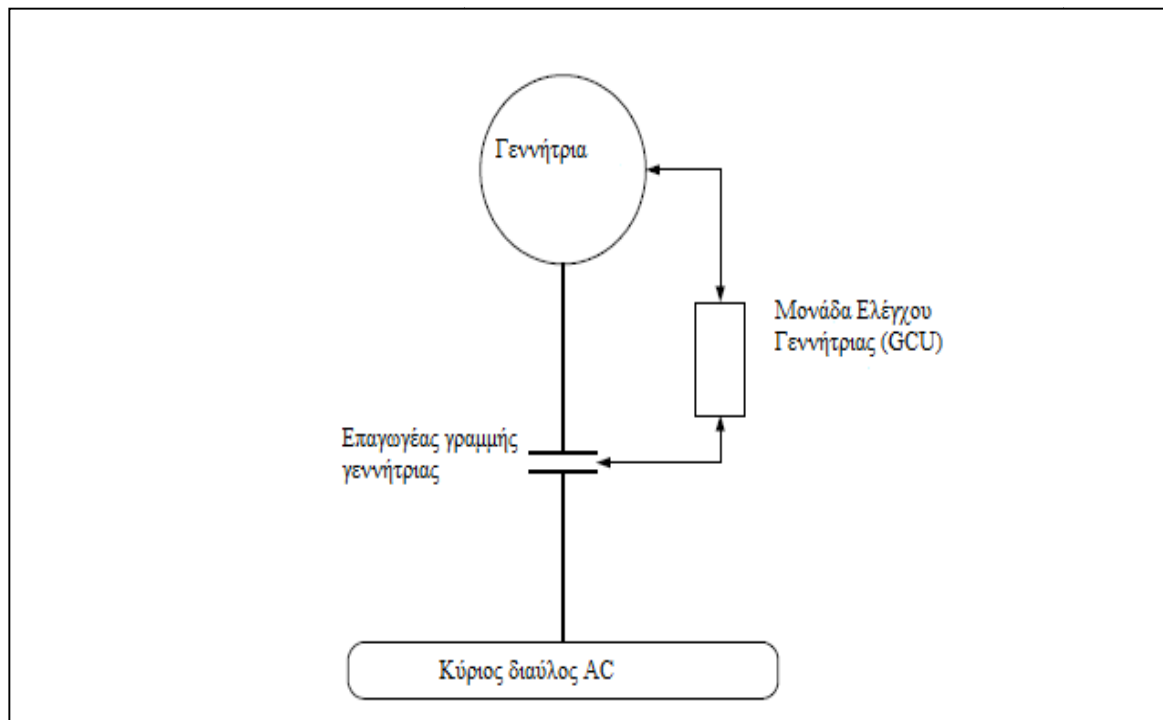
Και πάλι, η διαδικασία που χρησιμοποιείται στην FMEA απεικονίζεται καλύτερα με τη χρήση ενός απλού παραδείγματος. Σε αυτή την περίπτωση, η αστοχία μιας ηλεκτρικής



γεννήτριας είναι που τροφοδοτεί έναν κύριο ηλεκτρικό ζυγό του αεροσκάφους μέσω ενός ηλεκτρονόμου. Ο διακόπτης γραμμής λειτουργεί υπό τον έλεγχο της μονάδας ελέγχου γεννήτριας (GCU) όπως φαίνεται στην εικόνα 7.2.

Μία FMEA σε αυτό το τμήμα του ηλεκτρικού συστήματος του αεροσκάφους θα εξετάσει τις πιθανές αστοχίες όλων των στοιχείων:

- ∅ Οι αστοχίες και οι επιδράσεις της γεννήτριας. .Με άλλα λόγια, να εξετάσει λεπτομερώς όλες τις αστοχίες που συμβάλλουν στο ρυθμό αποτυχίας της γεννήτριας 5×10^4 ανά ώρα πτήσης όπως χρησιμοποιήθηκε στην προηγούμενη ανάλυση και τα αποτελέσματα αυτών των βλαβών
- ∅ Οι αποτυχίες και τα αποτελέσματα της GCU: εξέταση όλων των αποτυχιών που συνέβαλαν στο συνολικό ποσοστό αποτυχίας 2×10^4 ανά ώρα πτήσης, όπως χρησιμοποιήθηκε παραπάνω, και στις επιπτώσεις αυτών των βλαβών
- ∅ Οι αστοχίες και οι επιδράσεις του ρελέ γραμμής. Εάν ένας επαφέας γραμμής έχει MTBF 100.000 ωρών / ποσοστό αποτυχίας 1×10^5 ανά ώρα πτήσης, οι τρόποι με τους οποίους μπορεί να αποτύχει ο επαφέας αποδίδονται σε αυτό το ποσοστό αποτυχίας για τις διάφορες αστοχίες και επιδράσεις:
 - ∅ Ο επαφέας μπορεί να αποτύχει ανοικτός
 - ∅ Ο επαφέας μπορεί να αποτύχει κλειστός
 - ∅ Ο επαφέας μπορεί να αποτύχει με μία επαφή συγκολλημένη κλειστή αλλά τα άλλα ανοιχτά και ούτω καθεξής μέχρις ότου να δοθούν όλες οι βλάβες σε μια γεννήτρια.



Εικόνα 59: Κύρια γεννήτρια GCU μετασχηματιστής ισχύος [20].



Η διαδικασία αυτή διεξάγεται σε μορφή πίνακα έτσι ώστε να:

- ∅ Προσδιορίζονται οι τρόποι αποτυχίας
- ∅ Αποδίδονται ποσοστά αποτυχίας λειτουργίας
- ∅ Τα αποτελέσματα αποτυχίας εντοπίζονται
- ∅ Προσδιορίζονται τα μέσα με τα οποία εντοπίζεται η βλάβη

Συνεπώς, ένας FMEA πρέπει να απαντήσει στις ερωτήσεις του συστήματος ή του εξεταζόμενου στοιχείου με ποσοτικό τρόπο [10].

7.8 Αξιοπιστία Εξαρτημάτων.

Στις αναλύσεις που περιγράφονται, δίνεται μεγάλη έμφαση στο ποσοστό αποτυχίας ενός στοιχείου ή στοιχείου μέσα στο υπό εξέταση σύστημα. Αυτό αμφισβητεί σαφώς τον τρόπο με τον οποίο καθορίζονται οι τιμές αξιοπιστίας για διαφορετικούς τύπους στοιχείων. Υπάρχουν δύο κύριες μέθοδοι προσδιορισμού της αξιοπιστίας των στοιχείων:

- ∅ Αναλυτικό με βάση τον αριθμό των συστατικών στοιχείων
- ∅ Ιστορικό με τη βοήθεια συσσωρευμένης εμπειρίας σε λειτουργία

Το πρότυπο MIL-STD-781E είναι ένα πρότυπο που αναπτύχθηκε από τον αμερικανικό στρατό για μια περίοδο ετών για να χρησιμοποιήσει μια αναλυτική προσέγγιση "από τη βάση προς την κορυφή" για την πρόβλεψη της αξιοπιστίας. Αυτή η μέθοδος χρησιμοποιεί έναν αριθμό συνιστωσών για να δημιουργήσει μια ανάλυση της αξιοπιστίας μιας μονάδας. Αυτή η προσέγγιση έχει πιθανώς εφαρμοστεί καλύτερα στα ηλεκτρονικά με την πάροδο των ετών καθώς η χρήση ηλεκτρονικών εξαρτημάτων μέσα σε ένα σχέδιο τείνει να αναπαράγεται μέσα από ένα σχέδιο και σε μια οικογένεια σχεδίων. Αυτή η μέθοδος χρησιμοποιεί τον τύπο του στοιχείου, του περιβάλλοντος και του παράγοντα ποιότητας ως σημαντικούς διακριτές στην πρόβλεψη της βλάβης ενός συγκεκριμένου στοιχείου, της ενότητας και τελικά του υποσυστήματος. Τα ποσοστά αποτυχίας των στοιχείων εξάγονται από το αμερικανικό στρατιωτικό πρότυπο και στη συνέχεια εφαρμόζονται με τους κατάλληλους παράγοντες για να προσδιοριστεί η προβλεπόμενη τιμή.

Υπάρχουν ορισμένα θέματα που σχετίζονται με αυτήν τη μέθοδο:

- ∅ Είναι τόσο καλή όσο η βάση δεδομένων των εξαρτημάτων και οι παράγοντες που χρησιμοποιούνται
- ∅ Η εμπειρία έχει δείξει γενικά ότι - αν μη τι άλλο - οι προβλεπόμενες τιμές είναι γενικά απαισιόδοξες, δημιουργώντας έτσι τα προβλεπόμενα ποσοστά αποτυχίας χειρότερα από ότι αναμένεται στην πραγματική ζωή
- ∅ Η τεχνική έχει αξία για τη σύγκριση ανταγωνιστικών επιλογών σχεδιασμού με ποσοτικό τρόπο όταν χρησιμοποιείται μια κοινή γραμμή αναφοράς για κάθε σχεδιασμό
- ∅ Είναι δύσκολο να συνεχιστεί η ενημέρωση της βάσης δεδομένων, ιδιαίτερα με τα αυξανόμενα επίπεδα ενσωμάτωσης με ολοκληρωμένα κυκλώματα (IC), γεγονός που δυσχεραίνει την καθιέρωση των ποσοστών αποτυχίας των συσκευών



- Ø Ο αυξανόμενος αριθμός συνιστωσών του εμπορικού προϊόντος Off-The-Shelf (COTS) συγχέει επίσης τη σύγκριση
- Ø Η τεχνική είναι ιδιαίτερα πολύτιμη όταν μπορεί να συγκριθεί με την εμπειρία της υπηρεσίας και με τους κατάλληλους συντελεστές διόρθωσης

Η χρήση δεδομένων κατά τη χρήση είναι ο καλύτερος τρόπος προσέγγισης της αξιολόγησης των μηχανικών εξαρτημάτων που χρησιμοποιούνται στο ίδιο περιβάλλον. Εξαρτάται από την αντιστοιχία μεταξύ των στοιχείων που σχεδιάζει ο σχεδιασμός με τη χρησιμοποιούμενη βάση δεδομένων. Οποιαδήποτε σημαντική διακύμανση στη χρήση των εξαρτημάτων, στην αρχική τεχνολογία ή στην τοποθεσία στο αεροσκάφος / στο περιβάλλον μπορεί να ακυρώσει τη σύγκριση. Ωστόσο, όταν χρησιμοποιείται σε συνδυασμό με άλλες μεθόδους, αυτή είναι μια έγκυρη μέθοδος. Οι κατασκευαστές πολιτικών, μαχητικών αεροσκαφών και ελικοπτέρων και οι συνδεδεμένοι προμηθευτές τους θα είναι σε γενικές γραμμές σε θέση να καταρτίσουν εκτιμήσεις «βιομηχανικού προτύπου» χρησιμοποιώντας αυτήν την τεχνική [10,20].





ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Η βιομηχανία αεροδιαστημικής και άμυνας βρισκόταν στην πρώτη γραμμή της μηχανικής συστημάτων για πολλές δεκαετίες. Οι επιταγές της εμπορικής επιτυχίας και / ή της στρατιωτικής ανάγκης έχουν αναγκάσει τους φορείς της βιομηχανίας να εκμεταλλευτούν τις ευκαιρίες που προσφέρονται από τη λήψη μιας προσέγγισης μηχανικής συστημάτων για την επίλυση ποικίλων σύνθετων προβλημάτων.

Οι γνώσεις που προσφέρονται με τη χρήση τεχνικών μοντελοποίησης βασισμένων σε υπολογιστή, οι οποίες έχουν την ικανότητα να αντιπροσωπεύουν πολλαπλά πολύπλοκα συστήματα, τις αλληλεξαρτήσεις τους, τις αλληλεπιδράσεις τους και τις εισροές και εκροές τους, έχουν προωθήσει την εκμετάλλευση της μηχανικής συστημάτων από αυτά της Αεροδιαστημικής και της Άμυνας. Η προσέγγιση δεν περιορίζεται στα μηχανικά και ηλεκτρικά συστήματα για τα οποία μπορούν να κατασκευαστούν αυτοτελή μοντέλα συστημάτων. Αντίθετα, αξιολογείται καλύτερα όταν εξετάζει ένα σημαντικό προϊόν ή υπηρεσία ως ένα σύστημα που αποτελείται από πολλά υποσυστήματα. Για παράδειγμα, μπορεί να επιτευχθεί η βελτιστοποίηση της διάταξης αεροσκάφους που περιλαμβάνει αντισταθμίσεις μεταξύ δομικών πτυχών, αεροδυναμικού σχεδιασμού, επιδόσεων ηλεκτρονικού και μηχανικού συστήματος καθώς και ακεραιότητας. Εκτελείται με ισορροπημένο τρόπο και αυτό μπορεί να είναι το πιο ισχυρό εργαλείο που χρησιμοποιούν οι μηχανικές ομάδες στη διαδικασία καθορισμού ενός ελαφρού, φτηνού προς κατασκευή, αξιόπιστου και υψηλής απόδοσης αεροσκάφους.

Με ακρίβεια, η επιτυχία ή η αποτυχία στον τομέα της αεροδιαστημικής και της άμυνας καθορίζεται από την προσέγγιση που ακολουθείται στην ανάπτυξη συστημάτων και πόσο καλά ή με άλλο τρόπο, τα συστήματα ή οι αλληλεπιδράσεις τους διαμορφώνονται, κατανοούνται και βελτιστοποιούνται.

Η πιο προφανής έξοδος από μια τέτοια διαδικασία είναι η προκύπτουσα απόδοση του συστήματος, για παράδειγμα το πόσο γρήγορα μπορεί να πετάξει το αεροσκάφος και τι μπορεί να δει χρησιμοποιώντας το ραντάρ του. Επιπλέον, οι διαστάσεις του κόστους και ο χρόνος που έχει παρέλθει για να αναπτυχθεί και να κατασκευασθεί ένα σύστημα, μαζί με την εγγενή αξιοπιστία του καθ' όλη τη ζωή του, είναι επίσης όλα εξαρτημένα από την αποτελεσματική μηχανική συστημάτων από την αρχή. Τα έργα και μερικές φορές ολόκληρες επιχειρήσεις θα επιτύχουν ή θα ξεπεραστούν με βάση το πόσο καλά η προσέγγιση της μηχανικής συστημάτων έχει ενημερώσει τη λήψη αποφάσεων σχετικά με τον ορισμό των ευθυνών όπως για παράδειγμα, πελατών και προμηθευτών, βιομηχανικών εταιρών ή μελών συμμαχίας ή ομάδας.

Η αποτελεσματική μηχανική συστημάτων θα βοηθήσει να εκθέσει τα φυσικά όρια μεταξύ τομέων δραστηριότητας που με τη σειρά τους ενημερώνουν τον ορισμό των κατάλληλων συμβατικών ορίων και των όρων και προϋποθέσεων μιας σύμβασης. Το τελικό όφελος αυτής της προσέγγισης είναι η αποτελεσματικότερη ανάθεση ευθυνών, η διατήρηση των συμβάσεων και, κυρίως, τα ασφαλέστερα συστήματα.



ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

1. "Turbojet Engine". NASA Glenn Research Center.<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/aturbj.html>
2. Trubshaw,B. (1999). "Test Pilot", Sutton Publishing.
3. Cumpsty, N. (2003). "3.1". *Jet Propulsion* (2nd ed.). Cambridge University Press
4. "Gunston, B. (2006)"World Encyclopedia of Aero Engines - 5th edition", Sutton Publishing.
5. Marshall, Br. "How Gas Turbine Engines Work". howstuffworks.com
6. Hall, N. (2015). "Turbofan Engine". Most modern airliners use turbofan engines because of their high thrust and good fuel efficiency. Glenn Research Center. NASA.
7. Hacker, M.; Burghardt, D.; Fletcher, L.; Gordon, A.; Peruzzi, W. (2009). Engineering and Technology.. All modern jet-powered commercial aircraft use high bypass turbofan engines. Cengage Learning
8. Turbojet and Turbofan Systems, Quest for Performance: The Evolution of Modern Aircraft, <https://history.nasa.gov/SP-468/ch10-3.htm>
9. Kroes, M.J. &Sterkenburg, R. (2013). Aircraft Maintenance & Repair, Seventh Edition
10. Moir, I. & Seabridge, A.(2008). Aircraft Systems: Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration, Third Edition. John Wiley & Sons, Ltd.
11. Lombardo, D.A. (1999). Aircraft System, Second Edition. Practical flying series
12. Lombardo, D.A. (1993). Advanced Aircraft System. Practical flying series, TAB Books
13. SAE, Committee. (1969). Society of Aerospace Engineering (SAE) Aerospace Applied Thermodynamics Manual. AC-9, Aircraft Environmental Systems.
14. Ernsting, J. (1988). Aviation Medicine, 2nd edition, Butterworths, London.
15. Yeoll, L. & Kneebone, R. (2003) On-Board Oxygen Generation Systems (OBOGS). For In-service Military Aircraft – The Benefits and Challenges of Retro-Fitting.
16. Giguere, D.A. (2010). Aircraft Emergency Systems. System Engineering <https://doi.org/10.1002/9780470686652.eae470>
17. Schley, W.R., Kotalik, R.J. (2000). 'Implementation of Flightworthy Electrical Actuators for the F-16', I Mech E Conference.
18. Moir, I., Seabridge, A.G. (1986). 'Management of Utilities Systems in the Experimental Aircraft Programme', Aerospace, September
19. Electrical Machines and Systems for the More-Electric Aircraft, IEE Colloquium, London,1999.
20. Ian Moir Allan Seabridge Aircraft systems mechanical electrical and avionics subsystems integration 2008,
21. http://fuuu.be/polytech/MECAH301/MECAH301_cours_08b-cyclesagaz.pdf
22. <http://comeflywithme.blogspot.es/1402939784/tipos-de-motores-de-avion-turbo-reactor-turbofan-y-turbohelice/>
23. <http://funionamientodeltubofan.blogspot.com/>
24. <https://altatecnologia-hi-tech.blogspot.com/2017/11/como-funciona-el-motor-reaccion.html>
25. <https://www.quora.com/What-is-the-difference-between-turbofan-and-turbojet>
26. <http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/how-does-a-jet-engine-turbofan-work/>
27. https://www.456fis.org/JET_ENGINS.htm
28. <http://aeromodelbasic.blogspot.com/2011/12/basic-mechanics-for-jet-engin.html>
29. <http://www.airport-data.com/aircraft/photo/001089616.html>



30. https://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan#/media/File:Turbofan3_Unlabelled.gif
31. https://valadis-kotorlos.blogspot.com/2016/07/blog-post_22.html
32. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/aturbf.html>
33. <https://www.dreamstime.com/royalty-free-stock-images-blackbox-flight-recorder-image16336629>
34. <https://www.airliners.net/photo/Untitled/Supermarine-349-Spitfire-LF5B/2447642>
35. <http://keclips.com/ke-play/Keclips-airbus-a380-night-takeoff-from-london-heathrow-KeaD7avxg-wGM.html>
36. https://www.avsim.com/pages/0701/fly2-day5/fly2_mike.html