

ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΕΛΟΠΟΝΝΗΣΟΥ
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΑΝΑΛΥΣΗ ΠΥΡΑΥΛΙΚΩΝ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ



ΦΟΙΤΗΤΗΣ: ΤΣΑΜΠΑΣ ΙΩΑΝΝΗΣ (Α.Μ. 7254)

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ: ΠΟΛΥΖΑΚΗΣ ΑΠΟΣΤΟΛΟΣ
ΑΝΑΠΛΗΡΩΤΗΣ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ

ΠΑΤΡΑ 2021

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Το παρόν τεύχος αποτελεί την διπλωματική μου εργασία που εκπονήθηκε στο Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Πελοποννήσου με σκοπό να γνωρίσω εγώ και άλλοι ενδιαφερόμενοι την αρχή λειτουργίας των πυραύλων, τις κατηγορίες στις οποίες διαχωρίζονται αυτοί, καθώς και τις εφαρμογές τους.


Αρχικά, η διπλωματική αυτή εργασία κάνει μια εισαγωγή στους πυραύλους και ανατρέχει σε ιστορικά γεγονότα που χάραξαν την πορεία αυτής της επιστήμης. Έπειτα, αναλύει βασικές αρχές των πυραύλων. Πιο συγκεκριμένα αρχίζει αναλύοντας χαρακτηριστικά μεγέθη της λειτουργίας τους. Εξηγεί κάποιες βασικές γνώσεις που πρέπει να δια θέτονται σχετικά με τα ακροφύσια και αφιερώνει σημαντικό κομμάτι στην ανάλυση της πτήσης τους. Ύστερα, αναφέρει γενικότερα άλλες τεχνικές που χρησιμοποιούνται κατά την πτήση όπως ο διαχωρισμός βαθμίδων. Τέλος η εργασία αφοσιώνεται στους πυραυλοκινητήρες και τη λειτουργία τους. Αυτό το κομμάτι, αρχίζει με τους πυραύλους στερεών καυσίμων, έπειτα υγρών καυσίμων, υβριδικούς, πυρηνικούς και ηλεκτρικούς.

Από τη θέση αυτή, θα ήθελα να ευχαριστήσω θερμά τον Δρ. Πολυζάκη Απόστολο για την υπομονή και τη βοήθεια που μου προσέφερε κατά τη διάρκεια της διπλωματικής μου εργασίας, αλλά και γενικότερα για όλα τα πολύτιμα μαθήματα που δίδαξε κατά την διάρκεια των σπουδών μου. Έπειτα, θα ήθελα να ευχαριστήσω την οικογένεια μου για την ευκαιρία που μου έδωσε για να ολοκληρώσω τις σπουδές μου. Τέλος, θα ευχαριστήσω όλους τους φίλους και φίλες μου, που ο καθένας τους με βοήθησε με τις γνώσεις που απέκτησαν από τις δικές τους σπουδές.

Τσαμπάς Ιωάννης
Σεπτέμβριος 2021

Υπεύθυνη Δήλωση Φοιτητή: Ο κάτωθι υπογεγραμμένος Φοιτητής έχω επίγνωση των συνεπειών του Νόμου περί λογοκλοπής και δηλώνω υπεύθυνα ότι είμαι συγγραφέας αυτής της Διπλωματικής 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.

Ο Φοιτητής


Τσαμπάς Ιωάννης

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα διπλωματική εργασία αναφέρεται γενικότερα στα πυραυλικά συστήματα. Σκοπός της είναι η κατανόηση: (α) των βασικών μεγεθών που χρησιμοποιούνται στην πυραυλική επιστήμη, (β) των σχέσεων και της θεωρίας που περιγράφουν την κίνηση τους και (γ) των συστημάτων πρόωσης τους. Η ανάπτυξη της γίνεται σε δέκα κεφάλαια.

Στο πρώτο κεφάλαιο συναντώνται τα χαρακτηριστικά μεγέθη που χρησιμοποιούνται στην πυραυλική, όπως η ώση, η ειδική ώση και η ταχύτητα εξόδου.

Στο δεύτερο κεφάλαιο γίνεται μια σύντομη ανάλυση της λειτουργίας των ακροφυσίων και πιο συγκεκριμένα των υπερηχητικών ακροφυσίων, καθώς και της δέσμης καυσαερίων αυτών αφού παίζει σημαντικό ρόλο στη λειτουργία τους.

Στο τρίτο κεφάλαιο παρουσιάζονται αρχικά οι σχέσεις που περιγράφουν την κίνηση ενός πυραύλου, σε περιπτώσεις εντός και εκτός ατμόσφαιρας. Έπειτα αναλύεται η διαστημική πτήση και σε συνέχεια άλλες σημαντικές γνώσεις που πρέπει να υπάρχουν για την πτήση των πυραύλων όπως είναι η επίδραση που έχει το σύστημα πρόωσης στην απόδοση του οχήματος, η αεροδυναμική επίδραση των καυσαερίων και η είσοδος στην ατμόσφαιρα (ερχόμενοι από το διάστημα).

Στο τέταρτο κεφάλαιο ακολουθούν κάποιες τυπικές τιμές πυραύλων, η περιγραφή της μεταβλητής ώθησης και των πολλαπλών παράλληλων πυραυλοκινητήρων, οι μονοβάθμιοι πύραυλοι, πολυβάθμιοι πύραυλοι, ο έλεγχος της κατεύθυνσης τους και μια αναφορά στους βαλλιστικούς πυραύλους.

Στο πέμπτο κεφάλαιο ξεκινάει η ανάλυση των πυραυλοκινητήρων και των προωθητών. Συγκεκριμένα το πέμπτο κεφάλαιο αναφέρει τη λειτουργία των πυραύλων στερεών καυσίμων, τα καύσιμα που χρησιμοποιούνται, τη γεωμετρική τοποθέτηση του μίγματος και την εκκίνηση και τερματισμό της καύσης.

Στο έκτο κεφάλαιο αναφέρονται οι πυραυλοκινητήρες υγρών καυσίμων, οι κύκλοι λειτουργίας τους, τα καύσιμα και οξειδωτικά που χρησιμοποιούνται και κάποια άλλα συστήματα τους όπως οι εγχυτήρες η ανάφλεξη και η ψύξη τους.

Το έβδομο κεφάλαιο ακολουθεί την ίδια συμπεριφορά αλλά με τους υβριδικούς πυραυλοκινητήρες.

Στο όγδοο κεφάλαιο ξεκινά η ανάλυση των προωθητών και πιο συγκεκριμένα των πυρηνικών προωθητών. Σε αυτή την διπλωματική οι κινητήρες έχουν χωριστεί σε πυραυλοκινητήρες και προωθητές για να είναι πιο κατανοητές οι ιδιότητες και η χρήση τους. Οι πυραυλοκινητήρες είναι ικανοί να εκτοξεύσουν ένα πύραυλο στο

διάστημα ενώ οι προωθητές χρησιμοποιούνται μόνο για την πρόωση του διαστημικού οχήματος στο διάστημα.

Στο ένατο κεφάλαιο αναλύονται οι ηλεκτρικοί προωθητές. Οι οποίοι χωρίζονται σε ηλεκτροθερμικούς, ηλεκτροστατικούς και ηλεκτρομαγνητικούς.

Το δέκατο και τελευταίο κεφάλαιο αναφέρει δύο τύπους προωθητών που ίσως δούμε σε εφαρμογή σε μερικά χρόνια.

Πίνακας περιεχομένων

ΠΡΟΛΟΓΟΣ.....	II
ΠΕΡΙΛΗΨΗ	IV
ΣΥΜΒΟΛΙΣΜΟΙ ΚΑΙ ΣΥΝΤΟΜΟΓΡΑΦΙΕΣ	VIII
ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	1
Α) ΙΣΤΟΡΙΚΗ ΑΝΑΔΡΟΜΗ.....	3
Β) ΣΥΝΤΟΜΟ ΧΡΟΝΟΔΙΑΓΡΑΜΜΑ.....	8
1. ΟΡΙΣΜΟΙ ΚΑΙ ΒΑΣΙΚΕΣ ΑΡΧΕΣ.....	11
1.1 ΟΡΙΣΜΟΙ.....	11
1.2 ΩΘΗΣΗ	12
1.3 ΤΑΧΥΤΗΤΑ ΕΞΟΔΟΥ	12
1.4 ΜΑΖΑ	13
1.5 ΑΠΟΔΟΣΗ	14
2. ΑΚΡΟΦΥΣΙΑ	16
2.1 ΑΚΡΟΦΥΣΙΑ ΚΑΙ ΔΙΑΧΥΤΕΣ	16
2.2 ΣΥΓΚΛΙΝΩΝ / ΑΠΟΚΛΙΝΩΝ ΑΚΡΟΦΥΣΙΑ	17
2.3 ΔΕΣΜΗ ΚΑΥΣΑΕΡΙΩΝ	19
3. ΠΤΗΣΗ ΠΥΡΑΥΛΩΝ.....	22
3.1 ΘΕΜΕΛΙΩΔΗΣ ΕΞΙΣΩΣΗ ΠΥΡΑΥΛΙΚΗΣ	22
3.1.1 Κίνηση στο μακρινό διάστημα (μηδενική ατμοσφαιρική τριβή και μηδενική δύναμη βαρύτητας) 22	
3.1.2 Κίνηση εκτός ατμόσφαιρας (μηδενική ατμοσφαιρική τριβή)	26
3.1.3 Κίνηση εντός ατμόσφαιρας (και οι δύο δυνάμεις είναι εν δράση)	27
3.2 ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΗ ΠΤΗΣΗ	33
3.2.1 Διαφυγή από τα γήινα δεσμά (ατμόσφαιρα και βαρυτική έλξη)	33
3.2.2 Τροχιές.....	34
3.2.3 Μακρινό Διάστημα.....	39
3.2.4 Αιτίες Αποκλίσεων Τροχιάς.....	40
3.2.5 Ταχύτητα Αποστολής.....	44
3.3 ΕΛΙΓΜΟΙ ΠΤΗΣΗΣ	44
3.4 ΕΠΙΔΡΑΣΗ ΤΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΠΡΟΩΘΗΣΗΣ ΣΤΗΝ ΑΠΟΔΟΣΗ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ	48
3.5 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΕΠΙΔΡΑΣΗ ΤΩΝ ΚΑΥΣΑΕΡΙΩΝ	50
3.6 ΕΙΣΟΔΟΣ ΣΤΗΝ ΑΤΜΟΣΦΑΙΡΑ	50
3.7 ΙΧΝΟΣ ΠΤΗΣΗΣ	54
4. ΠΥΡΑΥΛΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ	56
4.1 ΤΥΠΙΚΕΣ ΤΙΜΕΣ ΠΥΡΑΥΛΟΚΙΝΗΤΗΡΩΝ.....	56
4.2 ΜΕΤΑΒΛΗΤΗ ΩΘΗΣΗ ΚΑΙ ΠΟΛΛΑΠΛΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΠΡΟΩΣΗΣ	58
4.3 ΜΟΝΟΒΑΘΜΙΟΙ ΠΥΡΑΥΛΟΙ.....	59
4.4 ΠΟΛΥΒΑΘΜΙΟΙ ΠΥΡΑΥΛΟΙ.....	60
4.5 ΕΛΕΓΧΟΣ ΚΑΤΕΥΘΥΝΣΗΣ.....	64
4.6 ΒΑΛΛΙΣΤΙΚΟΙ ΠΥΡΑΥΛΟΙ	66
5. ΠΥΡΑΥΛΟΚΙΝΗΤΗΡΕΣ ΣΤΕΡΕΩΝ ΚΑΥΣΙΜΩΝ.....	68
5.1 ΓΕΝΙΚΑ.....	68
5.2 ΚΑΥΣΙΜΑ ΚΑΙ ΟΞΕΙΔΩΤΙΚΑ	70
5.3 ΓΕΩΜΕΤΡΙΚΗ ΤΟΠΟΘΕΤΗΣΗ ΤΟΥ ΜΙΓΜΑΤΟΣ	70
5.4 ΑΝΑΦΛΕΞΗ ΚΑΙ ΤΕΡΜΑΤΙΣΜΟΣ ΚΑΥΣΗΣ	73
5.5 ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ.....	74
6. ΠΥΡΑΥΛΟΚΙΝΗΤΗΡΕΣ ΥΓΡΩΝ ΚΑΥΣΙΜΩΝ	77

6.1	ΚΥΚΛΟΙ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ.....	78
6.1.1	Κύκλος Λειτουργίας με Πίεση (<i>Pressure-fed cycle</i>).....	78
6.1.2	Κύκλος λειτουργίας με Ηλεκτρικό Κινητήρα (<i>Electric Pump-fed Cycle</i>).....	80
6.1.3	Κύκλος Εκτόνωσης (<i>Expander Cycle</i>).....	81
6.1.4	Κύκλος χωρίς αεριοπαραγωγό (<i>Combustion Tap-off cycle</i>).....	82
6.1.5	Ανοικτός κύκλος με αεριοπαραγωγό (<i>Gas-generator cycle</i>).....	83
6.1.6	Κύκλος με Σταδιακή καύση (ή Κλειστοί κύκλοι με αεριοπαραγωγό) (<i>Staged Combustion cycle</i>).....	85
6.2	ΚΑΥΣΙΜΑ ΚΑΙ ΟΞΕΙΔΩΤΙΚΑ.....	89
6.3	ΕΓΧΥΤΗΡΕΣ, ΑΝΑΦΛΕΞΗ ΚΑΙ ΨΥΞΗ.....	90
7.	ΥΒΡΙΔΙΚΟΙ ΠΥΡΑΥΛΟΚΙΝΗΤΗΡΕΣ.....	93
8.	ΠΥΡΗΝΙΚΟΙ ΠΡΟΩΘΗΤΕΣ.....	96
9.	ΗΛΕΚΤΡΙΚΟΙ ΠΡΟΩΘΗΤΕΣ.....	98
9.1	ΗΛΕΚΤΡΟΘΕΡΜΙΚΟΙ ΠΡΟΩΘΗΤΕΣ.....	98
9.2	ΗΛΕΚΤΡΟΣΤΑΤΙΚΟΙ ΠΡΟΩΘΗΤΕΣ.....	99
9.3	ΗΛΕΚΤΡΟΜΑΓΝΗΤΙΚΟΙ ΠΡΟΩΘΗΤΕΣ.....	100
10.	ΑΛΛΟΙ ΤΥΠΟΙ ΠΡΟΩΘΗΤΩΝ.....	103
	ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ.....	104

ΣΥΜΒΟΛΙΣΜΟΙ ΚΑΙ ΣΥΝΤΟΜΟΓΡΑΦΙΕΣ

A^*	εμβαδό λαιμού του ακροφυσίου
A_{ex}	εμβαδό εξόδου του ακροφυσίου
c	δραστική ταχύτητα εξόδου
C_D	συντελεστής οπισθέλκουσας
C_L	συντελεστής άντωσης
c_{ex}	χαρακτηριστική ταχύτητα εξόδου
D	οπισθέλκουσα
e	εκκεντρότητα της έλλειψης
F	Ώση (ή F_{ro})
g_0	βαρυτική δύναμη στο επίπεδο της θάλασσας
I_s	ειδική ώση
I_t	ολική ώση
M	αριθμός Mach
m	μάζα
\dot{m}	ροή μάζας
m_f	μάζα καυσίμου
m_{fin}	τελική μάζα πυραύλου
m_{inac}	αδρανής μάζα
m_{init}	αρχική μάζα πυραύλου
m_{ox}	μάζα οξειδωτή
m_f	μάζα καυσίμου
m_p	μάζα προωθητικών
m_{pl}	ωφέλιμο φορτίο
MR	κλάσμα μάζας

L	άντωση
P_{atm}	ατμοσφαιρική πίεση
P_{cc}	πίεση στο θάλαμο καύσης
P_{ex}	πίεση στην έξοδο του ακροφυσίου
R_b	κλάσμα σβησίματος
R_{inac}	κλάσμα αδρανούς μάζας
R_{mix}	κλάσμα μίξης
t	χρόνος
V_{ex}	ταχύτητα εξόδου των καυσαερίων
W	βάρος στο ύψος της θάλασσας
β	βαλλιστικός συντελεστής
ζ	λόγος μάζας προωθητικού
$\eta_{overall}$	προωθητικός βαθμός απόδοσης
η_{prop}	ολικός συντελεστής απόδοσης
μ	σταθερά έλξης της Γης

ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η έννοια πύραυλος είναι αρκετά ευρεία και ακαθόριστη. Η λέξη προκύπτει από τον συνδυασμό των λέξεων φωτιά (πυρ) και αυλός, αυτό επειδή στην πλειονότητα τους οι πύραυλοι έχουν κυλινδρικό και μακρόστενο σχήμα, ενώ ωθούν 'φλόγες' από το κάτω μέρος τους. Αυτή είναι η κοινή εικόνα που έρχεται στο μυαλό μας όταν ακούμε τη λέξη πύραυλος, αλλά υπάρχουν διατάξεις με διαφορετική μορφή, οι οποίες μπορούν επίσης να φέρουν αυτό το όνομα. Με την λέξη πύραυλος, αναφερόμαστε σε ολόκληρο το όχημα (ωφέλιμο φορτίο, καύσιμα, κινητήρας), ενώ με τη λέξη πυραυλοκινητήρας αναφερόμαστε μόνο στο σύστημα πρόωσης του πυραύλου.

Το σημαντικότερο χαρακτηριστικό ενός πυραύλου, είναι η ικανότητα του να κινείται εκτός της ατμόσφαιρας. Δηλαδή, να λειτουργεί ανεξάρτητα από το περιβάλλον που βρίσκεται, αντίθετα από άλλες μηχανές (το εξής χαρακτηριστικό το έχουν επίσης οι ηλεκτρικοί κινητήρες και οι πυρηνικοί αντιδραστήρες).

Οι χημικοί πυραυλοκινητήρες είναι θερμικές μηχανές των οποίων η λειτουργία βασίζεται στη μετατροπή της θερμικής ενέργειας που παράγεται κατά την καύση ειδικών καυσίμων υλών σε μηχανική ενέργεια. Οι πύραυλοι μεταφέρουν στο εσωτερικό τους ένα στερεό ή υγρό καύσιμο και ένα στερεό ή υγρό οξειδωτικό, τα οποία αντιδρούν στο θάλαμο καύσης. Τα προϊόντα της καύσης (καυσαέρια) εκτονώνονται από ένα ακροφύσιο, ωθώντας τον πύραυλο. Σε αυτό το σημείο πρέπει να διευκρινίσουμε ότι οι μόνοι πυραυλοκινητήρες που μπορούν να παράγουν αρκετή ώθηση, ώστε να στείλουν κάποιο ωφέλιμο φορτίο στο διάστημα, είναι οι χημικοί πυραυλοκινητήρες. Άλλοι τύποι πυραυλοκινητήρων που θα μελετηθούν αργότερα σε αυτή την διπλωματική, χρησιμοποιούνται μονάχα για την ώθηση στο κενό του διαστήματος και για λόγους ευανάγνωστης και ευκολότερης κατανόησης θα αναφέρονται ως προωθητές και όχι πυραυλοκινητήρες.

Ένας πύραυλος εκμεταλλεύεται τον τρίτο νόμο του Νεύτωνα (νόμος δράσης-αντίδρασης). Μπορούμε να παρομοιάσουμε τον πύραυλο με ένα μπαλόνι που ξεφουσκώνει. Μια δύναμη, ωθεί μια σταθερή ροή αερίου και έτσι μια δύναμη ίσου μεγέθους ωθεί το ίδιο το μπαλόνι στην αντίθετη κατεύθυνση (εμπρός). Η κρίσιμη διαφορά μεταξύ ενός πυραύλου και ενός μπαλονιού, είναι θέμα περισσότερο μηχανικής παρά επιστήμης. Το μπαλόνι «τροφοδοτείται» με αέρα που αποθηκεύεται μέσα του, συγκρατείται στιγμιαία με το σφίξιμο του λαιμού, και στη συνέχεια απελευθερώνεται όταν ανοίξει ο λαιμός. Ο πύραυλος τροφοδοτείται με καύση χημικών ουσιών που με την καύση τους, παράγουν ένα νέφος ζεστού αερίου.

Το αέριο (είτε το καυσαέριο σε έναν πύραυλο, είτε ο αέρας σε ένα μπαλόνι) διαστέλλεται για να γεμίσει το δοχείο του. Τα θερμότερα αέρια επεκτείνονται ταχύτερα από τα ψυχρότερα, διότι τα μόρια τους κινούνται γρηγορότερα. Η καύση του προωθητικού του πυραύλου, προσθέτει σταθερά όλο και περισσότερο ζεστό αέριο στον περιορισμένο χώρο στο θάλαμο καύσης του πυραύλου, αυξάνοντας την

πίεση του αερίου. Η πίεση αυτή εξαναγκάζει μια σταθερή ροή αερίου μέσω του ακροφυσίου (ή εξαγωγής) στο πίσω μέρος του πυραύλου. Τέλος η επιτάχυνση των καυσαερίων προς μία κατεύθυνση, προκαλεί την επιτάχυνση του πυραύλου προς την αντίθετη κατεύθυνση. Η δύναμη αυτή που ασκείται στον πύραυλο ονομάζεται **ώθηση** ή **ώση (thrust)** και μετριέται συνήθως σε Newton ή άλλες φορές και σε μονάδες μάζας όπως kg ή pounds.

Οι χημικοί πυραυλοκινητήρες μπορούν να χωριστούν σε τρεις κατηγορίες: πύραυλοι στερεών καυσίμων, πύραυλοι υγρών καυσίμων και υβριδικοί πύραυλοι. Επιπλέον οι προωθητές μπορούν να χωριστούν σε: πυρηνικούς προωθητές και ηλεκτρικούς προωθητές.

A) ΙΣΤΟΡΙΚΗ ΑΝΑΔΡΟΜΗ

Οι σημερινοί πύραυλοι είναι ένα αξιόλογο παράδειγμα της ανθρώπινης εφευρετικότητας. Αποτελούν εξελίξεις κυριολεκτικά χιλιάδων ετών πειραματισμού και έρευνας για πυραύλους και προωστικά πυραύλων. Το πότε ακριβώς εφευρέθηκαν οι πύραυλοι δεν είναι ξεκάθαρο, αλλά οι πρώτοι πύραυλοι με τη μορφή των σημερινών δικών μας, εμφανίστηκε στην Κίνα από τον 11^ο αιώνα. Οι Κινέζοι άρχισαν να πειραματίζονται με σωλήνες γεμάτους πυρίτιδα. Σε κάποιο σημείο, προσάρμοσαν σωλήνες μπαμπού σε βέλη και τους εκτόξευαν με τόξα. Σύντομα ανακάλυψαν ότι αυτοί οι σωλήνες πυρίτιδας μπορούσαν να εκτοξευτούν και μόνο με τη δύναμη που παράγεται από το αέριο που διαφεύγει και έτσι οι πύραυλοι γεννήθηκαν.



Εικόνα 1: Τα κινέζικα βέλη φωτιάς {NASA}

Κατά τη διάρκεια του τελευταίου μέρους του 17ου αιώνα, τα επιστημονικά θεμέλια για τη σύγχρονη πυραυλική τέθηκαν από τον μεγάλο Άγγλο επιστήμονα Sir Isaac Newton (1642-1727). Ο Νεύτωνας οργάνωσε την κατανόηση της φυσικής κίνησης σε τρεις επιστημονικούς νόμους. Οι νόμοι εξηγούν πώς λειτουργούν οι πύραυλοι και γιατί μπορούν να εργαστούν στο κενό του διαστήματος. Οι νόμοι του Νεύτωνα σύντομα άρχισαν να έχουν πρακτικό αντίκτυπο στο σχεδιασμό πυραύλων.

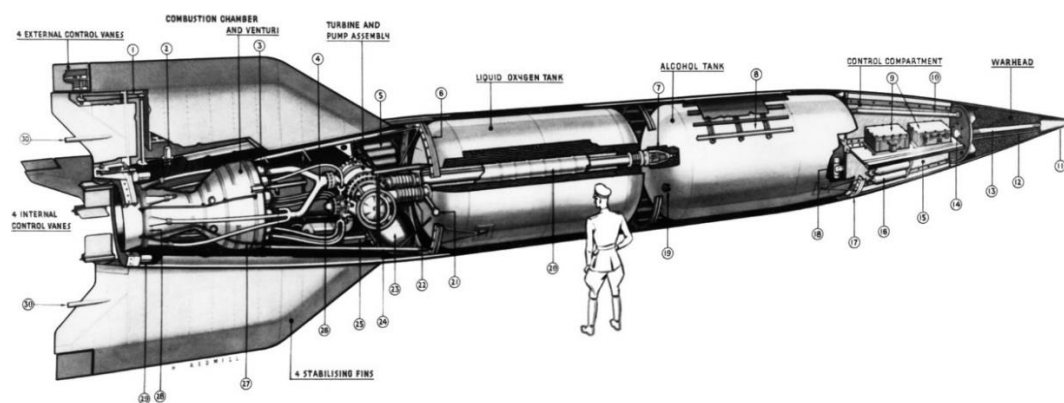
Μέχρι και τον 19^ο αιώνα οι πύραυλοι είχαν χρήση στον πόλεμο αλλά με διαφορετικό τρόπο από σήμερα. Η καταστροφική φύση των πολεμικών πυραύλων δεν ήταν η ακρίβεια ή η δύναμη τους, αλλά ο αριθμός τους. Οι ερευνητές πυραύλων πειραματίζονταν συνέχεια με τρόπους βελτίωσης της ακρίβειας. Ένας Άγγλος, ανέπτυξε μια τεχνική σταθεροποίησης όπου τα καυσαέρια που διαφεύγουν περιστρέφουν τον πύραυλο όπως μια σφαίρα κατά την πτήση. Παραλλαγές της αρχής χρησιμοποιούνται ακόμη σήμερα. Έπειτα σταμάτησαν να χρησιμοποιούνται καθώς εξελίχθηκε περισσότερο ο πυροβολικός εξοπλισμός. Τα πυροβόλα, οι εκρηκτικές κεφαλές και άλλα, ήταν πιο αποτελεσματικά όπλα και έτσι οι πύραυλοι αμελήθηκαν ξανά.

Το 1898, ένας Ρώσος δάσκαλος, ο Τσιόλκοφσκι, πρότεινε την ιδέα της εξερεύνησης του διαστήματος με πύραυλο. Ο Τσιόλκοφσκι πρότεινε τη χρήση υγρών προωθητικών για πυραύλους προκειμένου να επιτευχθεί μεγαλύτερη εμβέλεια. Ο Τσιόλκοφσκι δήλωσε ότι η ταχύτητα και η εμβέλεια ενός πυραύλου περιορίζονται

μόνο από την ταχύτητα εξαίμισης των αερίων που διαφεύγουν. Για τις ιδέες του, την προσεκτική έρευνα και το μεγάλο όραμα, ο Τσιόλκοφσκι έχει κληθεί ο πατέρας της σύγχρονης πυραυλικής.

Στις αρχές του 20ού αιώνα, ένας Αμερικανός, ο Robert H. Goddard, πραγματοποίησε πειράματα με πυραύλους. Χρησιμοποιούσε πυραύλους στερεών καυσίμων αλλά μετά από μεγάλη προσπάθεια κατάφερε και έφτιαξε τον πρώτο πύραυλο που πέταξε με υγρά καύσιμα. Τα πειράματα του συνέχισαν για πολλά χρόνια καθώς οι πύραυλοι του έγιναν μεγαλύτεροι και πετούσαν ψηλότερα. Ανέπτυξε ένα σύστημα γυροσκοπίου για έλεγχο πτήσης και ένα χώρο ωφέλιμου φορτίου για επιστημονικά όργανα. Χρησιμοποίησε αλεξίπτωτο για την ανάκτηση του εξοπλισμού.

Κατά τη διάρκεια του Β' παγκοσμίου πολέμου, ο Γερμανός Wernher von Braun μαζί με άλλους μηχανικούς, κατασκεύασαν τον πύραυλο V-2. Ο πύραυλος V-2 ήταν μικρός σε σύγκριση με τους σημερινούς πυραύλους. Πέτυχε τη μεγάλη του ώθηση χρησιμοποιώντας ένα μείγμα υγρού οξυγόνου και αλκοόλ. Ο V-2 ήταν ένα τρομερό όπλο που μπορούσε να καταστρέψει ολόκληρα τετράγωνα κατοικιών. Ευτυχώς, ο πύραυλος έγινε διαθέσιμος στον πόλεμο αρκετά αργά και δεν μπόρεσε να αλλάξει το αποτέλεσμα. Στο τέλος του πολέμου ανακαλύφθηκε ότι οι Γερμανοί μηχανικοί είχαν ήδη σχέδια για κατασκευή πυραύλων που θα μπορούσαν να εκτείνονται πάνω από τον Ατλαντικό Ωκεανό και να προσγειώνονται στις Ηνωμένες Πολιτείες. Με την πτώση της Γερμανίας, πολλοί αχρησιμοποίητοι πύραυλοι συνελήφθησαν από τους Συμμάχους. Πολλοί Γερμανοί επιστήμονες πυραύλων ήρθαν στις Ηνωμένες Πολιτείες. Άλλοι πήγαν στη Σοβιετική Ένωση.



- | | | |
|---|---|--|
| <ul style="list-style-type: none"> 1 CHAIN DRIVE TO EXTERNAL CONTROL VALVE 2 ELECTRIC MOTOR 3 BURNER CUPS 4 ALCOHOL SUPPLY FROM PUMP 5 AIR BOTTLES 6 REAR JOINT RING AND STRONG POINT FOR TRANSPORT 7 SERVO-OPERATED ALCOHOL OUTLET VALVE 8 ROCKET SHELL 9 RADIO EQUIPMENT 10 PIPE LEADING FROM ALCOHOL TANK TO WARHEAD | <ul style="list-style-type: none"> 11 NOSE PROBABLY FITTED WITH NOSE SWITCH, OR OTHER DEVICE FOR OPERATING WARHEAD FUZE 12 CONDUIT CARRYING WIRES TO NOSE OF WARHEAD 13 CENTRAL EXPLODER TUBE 14 ELECTRIC FUZE FOR WARHEAD 15 PLYWOOD FRAME 16 NITROGEN BOTTLES 17 FRONT JOINT RING AND STRONG POINT FOR TRANSPORT 18 PITCH AND AZIMUTH GYROS 19 ALCOHOL FILLING POINT 20 DOUBLE WALLED ALCOHOL DELIVERY PIPE TO PUMP | <ul style="list-style-type: none"> 21 OXYGEN FILLING POINT 22 CONCERTINA CONNECTIONS 23 HYDROGEN PEROXIDE TANK 24 TUBULAR FRAME HOLDING TURBINE AND PUMP ASSEMBLY 25 PERMANGANATE TANK (GAS GENERATOR UNIT BEHIND THIS TANK) 26 OXYGEN DISTRIBUTOR FROM PUMP 27 ALCOHOL PIPES FOR SUBSIDIARY COOLING 28 ALCOHOL INLET TO DOUBLE WALL 29 ELECTRO-HYDRAULIC SERVO MOTORS 30 AERIAL LEADS |
|---|---|--|

Εικόνα 2: Γερμανικός Πύραυλος V-2 {heroicrelics}

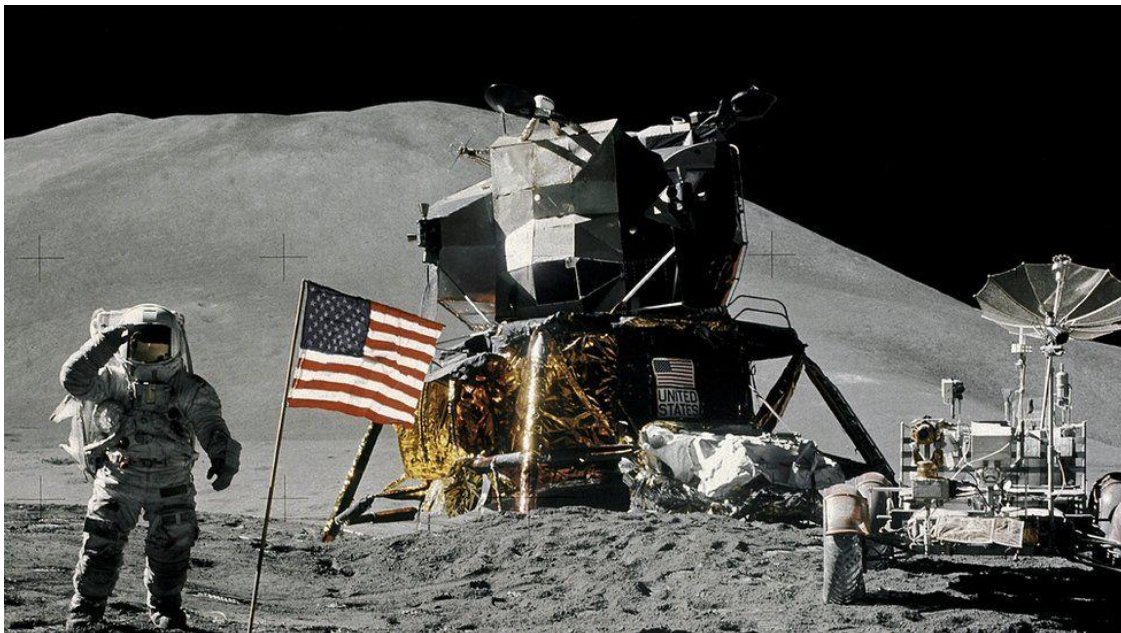
Στις 4 Οκτωβρίου 1957, ο κόσμος εκ πλήχθηκε από την είδηση για έναν τεχνητό δορυφόρο σε τροχιά γύρω από τη Γη που ξεκίνησε από τη Σοβιετική Ένωση. Ο δορυφόρος που ονομάστηκε Sputnik 1, ήταν η πρώτη επιτυχία σε ένα διαστημικό αγώνα μεταξύ των δύο υπερδυνάμεων. Λιγότερο από ένα μήνα

αργότερα, οι Σοβιετικοί ακολούθησαν με την εκτόξευση ενός δορυφόρου που μετέφερε ένα σκυλί με το όνομα Λάικα. Η Λάικα επέζησε στο διάστημα για επτά ημέρες και κοιμήθηκε με το τέλος της παροχής οξυγόνου. Λίγους μήνες αργότερα ακολούθησε και η Αμερική με τον πρώτο της δορυφόρο (Explorer 1).

Τον Οκτώβριο του 1958, οι Ηνωμένες Πολιτείες οργάνωσαν επίσημα το διαστημικό τους πρόγραμμα δημιουργώντας την Εθνική Διοίκηση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA). Η NASA είναι μη στρατιωτική υπηρεσία με στόχο την ειρηνική εξερεύνηση του διαστήματος προς όφελος της ανθρωπότητας.

Στις 12 Απριλίου 1961, ο Γιούρι Αλεξέιεβιτς Γκαγκάριν (Σοβιετικός κοσμοναύτης) έγινε ο πρώτος άνθρωπος που έφτασε στο διάστημα, σε τροχιά γύρω από τη γη. Παρέμεινε σε τροχιά για μόνο 67 λεπτά, και τον έλεγχο του διαστημοπλοίου του κατείχε το κέντρο ελέγχου καθώς δεν ήξεραν πως θα επηρεαστεί ο ανθρώπινος οργανισμός από αυτό το ταξίδι. Οι Αμερικάνοι ήρθαν δεύτεροι για άλλη μια φορά στέλνοντας τον John Glenn σε τροχιά.

Πολλούς δορυφόρους αργότερα και μετά από πολλούς πυραύλους και εκτεταμένη έρευνα, στάλθηκαν οι πρώτοι άνθρωποι στη σελήνη με την αποστολή Apollo 11. Στις 21/07/1969 ο Νιλ Άρμστρονγκ έγινε ο πρώτος άνθρωπος που πάτησε στο φεγγάρι. Έπειτα από μερικές ακόμα αποστολές στο φεγγάρι, ο άνθρωπος φαίνεται να έχασε το ενδιαφέρον του προς αυτό.



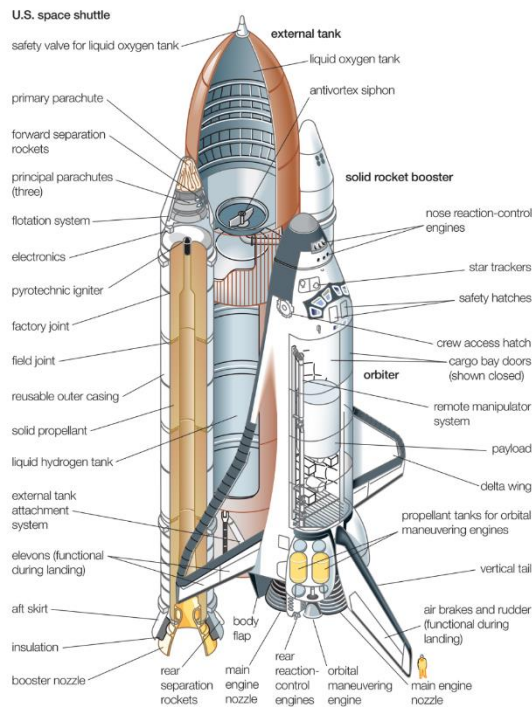
Εικόνα 3: Προσελήνωση {bbc}

Κατά τη διάρκεια της δεκαετίας του 1960 και του 1970, η NASA ξεκίνησε επίσης μια σειρά διαστημικών ανιχνευτών που ονομάζονται Mariner, οι οποίοι μελέτησαν την Αφροδίτη, τον Άρη και τον Ερμή.

Οι διαστημικοί σταθμοί σηματοδότησαν την επόμενη φάση εξερεύνησης του διαστήματος. Ο πρώτος διαστημικός σταθμός σε τροχιά της Γης ήταν ο σοβιετικός σταθμός Salyut 1, ο οποίος ξεκίνησε το 1971. Ακολούθησε ο διαστημικός σταθμός Skylab της NASA, το πρώτο τροχιακό εργαστήριο στο οποίο αστροναύτες και

επιστήμονες μελέτησαν τη Γη και τις επιπτώσεις της διαστημικής πτήσης στο ανθρώπινο σώμα. Κατά τη διάρκεια της δεκαετίας του 1970, η NASA πραγματοποίησε επίσης το Project Viking στο οποίο δύο ανιχνευτές προσγειώθηκαν στον Άρη, πήραν πολλές φωτογραφίες, εξέτασαν τη χημεία του επιφανειακού περιβάλλοντος του Άρη και εξέτασαν το έδαφος του Άρη για την παρουσία μικροοργανισμών.

Τον Απρίλιο του 1981, πραγματοποιήθηκε η εκτόξευση του πρώτου διαστημικού λεωφορείου (Columbia). Το διαστημικό λεωφορείο ήταν ένα επαναχρησιμοποιήσιμο σκάφος χαμηλής τροχιάς, που πραγματοποιούσε πολιτικές και στρατιωτικές διαστημικές αποστολές. Πέντε πλήρη διαστημικά λεωφορεία κατασκευάστηκαν και μεταφέρθηκαν σε συνολικά 135 αποστολές από το 1981 έως το 2011.



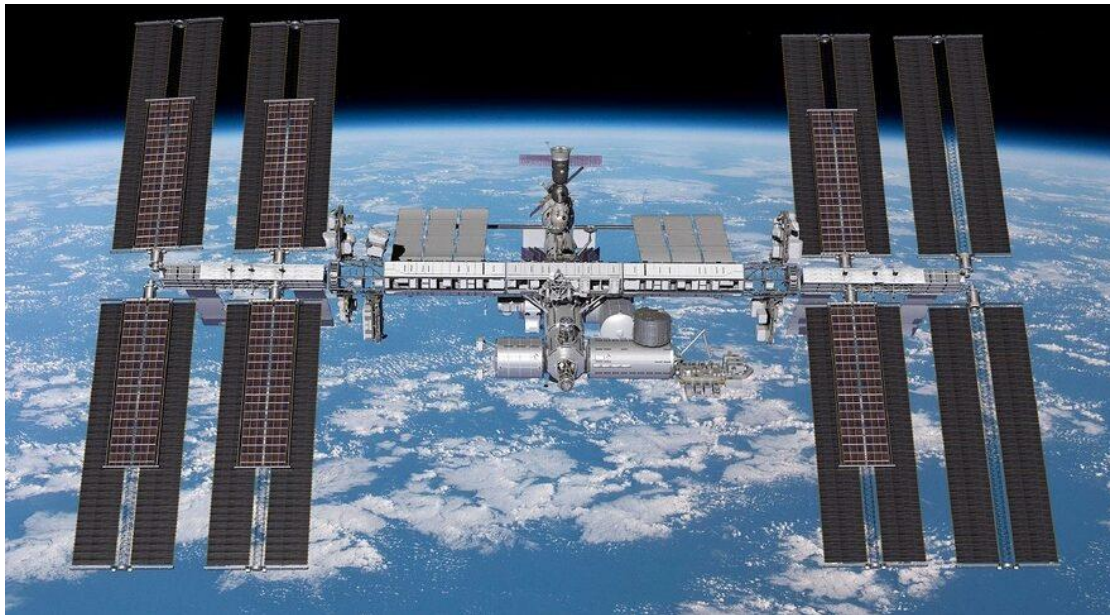
Εικόνα 4: Εκτόξευση διαστημικού λεωφορείου {pinterest}

Εικόνα 5: Τομή διαστημικού λεωφορείου {pinterest}

Το όλο σύστημα αποτελείται από 2 πυραύλους στερεών καυσίμων που βοηθούν στην εκκίνηση (περίπου 2 λεπτά καύσης), μια μεγάλη δεξαμενή υγρών καυσίμων (υγρό οξυγόνο και υδρογόνο) και φυσικά το διαστημικό λεωφορείο που φέρει τρεις πυραυλοκινητήρες RS-25 οι οποίοι για το μεγαλύτερο χρονικό διάστημα τροφοδοτούνται από την εξωτερική δεξαμενή, που αποσπάται μετά την εξάντληση της.

Ο Διεθνής Διαστημικός Σταθμός είναι ένα ερευνητικό εργαστήριο σε χαμηλή τροχιά. Με πολλούς διαφορετικούς συνεργάτες να συμβάλλουν στο σχεδιασμό και την κατασκευή του, αυτό το εργαστήριο έχει γίνει σύμβολο της συνεργασίας, για την εξερεύνηση του διαστήματος, με τους πρώην ανταγωνιστές να συνεργάζονται τώρα. Ο σταθμός απασχολείται συνεχώς από την έναρξη της αποστολής το Νοέμβριο του

2000 και έχει επισκεφθεί από αστροναύτες, κοσμοναύτες και διαστημικούς τουρίστες από 17 διαφορετικά έθνη.



Εικόνα 6: Ο διεθνής διαστημικός σταθμός σήμερα {spacenews}

Από το σεληνιακό πρόγραμμα Apollo που έληξε το 1972, η εξερεύνηση του διαστήματος περιορίστηκε στη χαμηλή τροχιά της γης, όπου πολλές χώρες συμμετέχουν και διεξάγουν έρευνα στον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό. Ωστόσο, οι διαστημικοί ανιχνευτές, έχουν ταξιδέψει σε όλο το ηλιακό μας σύστημα. Τα τελευταία χρόνια, οι ανιχνευτές έχουν πραγματοποιήσει μια σειρά ανακαλύψεων, συμπεριλαμβανομένου ότι ένα φεγγάρι του Δία, που ονομάζεται Europa, και ένα φεγγάρι του Κρόνου, που ονομάζεται Enceladus, έχουν ωκεανούς κάτω από τον επιφανειακό τους πάγο που πιστεύουν οι επιστήμονες ότι μπορεί να φιλοξενούν ζωή. Εν τω μεταξύ, όργανα στο διάστημα, όπως το Διαστημικό Τηλεσκόπιο Kepler, και άλλα όργανα στο έδαφος, έχουν ανακαλύψει χιλιάδες πλανήτες σε τροχιά γύρω από άλλα αστέρια. Αυτή η εποχή ανακάλυψης εξωπλανητών ξεκίνησε το 1995.

B) ΣΥΝΤΟΜΟ ΧΡΟΝΟΔΙΑΓΡΑΜΜΑ

 1232 – Κινέζικα φλόγινα βέλη

Ο πρώτος αληθινός πύραυλος εφευρέθηκε από τους Κινέζους. Τα βέλη φωτιάς χρησιμοποιήθηκαν ενάντια στους Μογγολικούς εισβολείς.

 1591 – Πρώτος πολυβάθμιος πύραυλος


Ο Γερμανός κατασκευαστής πυροτεχνημάτων Johann Schmidlap εφευρίσκει τον πύραυλο δύο σταδίων για να φτάσει σε υψηλότερα υψόμετρα. Ένας μεγάλος πύραυλος (πρώτο στάδιο) μεταφέρει έναν μικρότερο πύραυλο (δεύτερο στάδιο).

 1792 και 1799 – Αναβίωση πυραύλων

Ινδικοί πύραυλοι που χρησιμοποιούνται εναντίον των Βρετανών. Στη συνέχεια, οι ρουκέτες σχεδιάστηκαν για στρατιωτική χρήση από τον βρετανικό στρατό.

 1844 – Εφευρέθηκε η περιστροφική σταθεροποίηση

Οι αεραγωγοί αερισμού είναι σχεδιασμένοι υπό γωνία, κάνοντας τον πύραυλο να περιστρέφεται, σαν μια σφαίρα, καθιστώντας τους πιο σταθερούς και ακριβείς.

 1898 – Πρόταση της εξερεύνησης του διαστήματος

Ο Ρώσος δάσκαλος Konstantin Tsiolkovsky προτείνει την ιδέα της χρήσης πυραύλων για εξερεύνηση του διαστήματος. Προτείνει ότι τα υγρά προωθητικά θα αποκτήσουν μεγαλύτερη εμβέλεια.

 16 Μαρτίου 1926 – Επιτυχής πύραυλος υγρών προωθητικών

Ο Αμερικανός Robert H Goddard πετά έναν πύραυλο που τροφοδοτείται από υγρό οξυγόνο και βενζίνη. Ο Goddard συνεχίζει να κατασκευάζει μεγαλύτερους πυραύλους.

 1942 – Πύραυλος V-2

Οι βαλλιστικοί πύραυλοι αναπτύχθηκαν από Γερμανούς μηχανικούς με επικεφαλής τον Wernher Von Braun κατά τη διάρκεια του Β' Παγκοσμίου Πολέμου. Χρησιμοποιούν ένα μείγμα οξυγόνου και αλκοόλ με ρυθμό 1 τόνου κάθε 7 δευτερόλεπτα. Αυτός είναι ο πρώτος πύραυλος που μπορεί να φτάσει στο διάστημα.

 1946 – Πρώτη ατμοσφαιρική δοκιμή

Με τη βοήθεια Γερμανών μηχανικών, οι Ηνωμένες Πολιτείες αρχίζουν να χρησιμοποιούν πυραύλους V-2 ως πυραύλους για να κάνουν μετρήσεις της ατμόσφαιρας σε μεγάλα υψόμετρα. Λίγα ήταν γνωστά για την ατμόσφαιρα πριν από αυτό.

 1950 – Διηπειρωτικοί Βαλλιστικοί Πύραυλοι


Μια ποικιλία πυραύλων μεσαίου και μεγάλου βεληνεκούς αναπτύσσονται και γίνονται το σημείο εκκίνησης του διαστημικού προγράμματος των ΗΠΑ. Πυραύλους όπως ο Redstone, ο Atlas και ο Titan θα εκτοξεύσουν τελικά αστροναύτες στο διάστημα.

 4 Οκτωβρίου 1957 – Πρώτος τεχνητός δορυφόρος – Sputnik 1

Η Σοβιετική Ένωση εγκαινιάζει τον πρώτο τεχνητό δορυφόρο που περιστρέφεται γύρω από τη Γη. Αυτό σηματοδοτεί την πρώτη σημαντική επιτυχία του διαστημικού αγώνα μεταξύ των δύο υπερδυνάμεων του κόσμου.

 Ιανουάριος 1958 – Πρώτος Αμερικανικός Δορυφόρος


Η Jet Propulsion Laboratories εκτοξεύει τον Explorer 1, τον πρώτο δορυφόρο της Αμερικής.

 Οκτώβριος 1958 – Ιδρύθηκε η NASA

Οι Ηνωμένες Πολιτείες οργανώνουν επίσημα το διαστημικό τους πρόγραμμα και το αποκαλούν Εθνική Διοίκηση Αεροναυτικής και Διαστήματος.


 Ιανουάριος 1959 – Το σκάφος Luna 1 που πέρασε από τη σελήνη

Επιτυχής εκτόξευση του Luna 1 από τους Ρώσους.

 Φεβρουάριος 1959 – Κυκλοφόρησε ο πρώτος δορυφόρος καιρού. Ο δορυφόρος Vanguard 2 χρησιμοποιείται από επιστήμονες για να προβλέψει τον καιρό.

 Απρίλιος 1961 – Ο πρώτος άνθρωπος σε τροχιά γύρω από τη Γη


Ο Ρώσος Yuri Gagarin γίνεται ο πρώτος άνθρωπος που περιστρέφεται γύρω από τη Γη.

 Φεβρουάριος 1962 – Πρώτος Αμερικανός σε τροχιά γύρω από τη Γη

Ο John Glenn περιστρέφεται γύρω από τη γη σε μια κάψουλα γεμάτη με τόσο ογκώδη εξοπλισμό, που υπάρχει μόνο χώρος για μια θέση χωρίς να μπορείς να σηκωθείς.

 Ιούλιος 1962 – Το Mariner περνά από την Αφροδίτη

Ξεκινούν οι πρώτοι επιτυχημένοι διαπλανητικοί ανιχνευτές. Δύο ανιχνευτές Mariner ταξιδεύουν στην Αφροδίτη.

 1961 έως το 1966 – Σειρά Ranger

Σειρά από εννέα ανιχνευτές που στάλθηκαν στη Σελήνη για να τραβήξουν φωτογραφίες της σεληνιακής επιφάνειας στο πλαίσιο της προετοιμασίας για προσγείωση στη Σελήνη.

 1969 – Προσσελήνωση

Το Apollo 11 είναι η πρώτη διαστημική πτήση που προσγειώνει ανθρώπους στη Σελήνη. Ο Νιλ Άρμστρονγκ είναι ο πρώτος αστροναύτης που πήρε πόδι στη Σελήνη. Δώδεκα αστροναύτες περπατούν στη Σελήνη κατά τη διάρκεια 6 αποστολών.

 Απρίλιος 1981 – Πρώτη εκτόξευση διαστημικού λεωφορείου

Η NASA εγκαινιάζει το πρώτο της διαστημικό λεωφορείο. Αυτά έχουν σχεδιαστεί ως επαναχρησιμοποιήσιμα οχήματα που θα αυξήσουν την προσβασιμότητα σε τροχιά. Τα διαστημικά λεωφορεία χρησιμοποιήθηκαν για την τοποθέτηση πολλών δορυφόρων σε τροχιά και για την κατασκευή του Διεθνούς Διαστημικού Σταθμού.

 10 Δεκεμβρίου 2010 – Πρώτη εκτόξευση σε τροχιά της Γης από ιδιωτική εταιρία

Η SpaceX, μια ιδιωτική εταιρεία που εργάζεται για εμπορικά διαστημικά ταξίδια, εγκαινιάζει το Falcon 9. Αυτή η μη επανδρωμένη κάψουλα περίστρεψε γύρω από τη Γη δύο φορές πριν προσγειωθεί στον Ειρηνικό Ωκεανό.

 5 Αυγούστου 2011 – Το Juno εκτοξεύθηκε για το Δία

Το Juno εκτοξεύθηκε για να ξεκινήσει το πενταετές ταξίδι του στον Δία. Έφτασε σε τροχιά γύρω από τον Δία τον Ιούλιο του 2016 και έκτοτε εκπέμπει δεδομένα.

1. ΟΡΙΣΜΟΙ ΚΑΙ ΒΑΣΙΚΕΣ ΑΡΧΕΣ

Πρώτα απ' όλα πρέπει να αναλύσουμε τους ορισμούς και τις βασικές αρχές των πυραύλων, ώστε να μπορούμε να συγκρίνουμε τα διαφορετικά συστήματα που θα συναντήσουμε στη συνέχεια αυτής της εργασίας. Ένας πύραυλος κινείται με την εξαγωγή καυσαερίων μεγάλης ταχύτητας, από ένα ακροφύσιο και αυτό ισχύει για όλες τις μορφές και διαφορετικές κατηγορίες πυραύλων.

1.1 ΟΡΙΣΜΟΙ

Η **ολική ώση** I_t βρίσκεται από τη δύναμη ώσης F (Σχέση: 1-5) (η οποία συνήθως αλλάζει ανάλογα με το χρόνο) πολλαπλασιαζόμενη με τη διάρκεια καύσης t :

$$I_t = \int_0^t F dt \quad [\text{Ns}] \quad (1-1)$$

Ενώ για σταθερή ώση έχουμε:

$$I_t = F \cdot t \quad (1-2)$$

Η συνολική ώση είναι ουσιαστικά το σύνολο της χρήσιμης ενέργειας που απελευθερώνεται από την λειτουργία του πυραύλου.

Η **ειδική ώση** I_s αντιπροσωπεύει την ώση που παράγεται ανά κάποια συγκεκριμένη ποσότητα προωθητικού. Είναι ένα σημαντικό χαρακτηριστικό για όλα τα πυραυλικά συστήματα. Θα μπορούσαμε να το συγκρίνουμε με την κατανάλωση των αυτοκινήτων που την μετρούμε σε lt/100 km. Εάν θεωρήσουμε σταθερή επιτάχυνση βαρύτητας g_0 τότε έχουμε:

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int_0^t \dot{m} dt} \quad [\text{s}] \quad (1-3)$$

Όπου το \dot{m} είναι η ροή μάζας από το ακροφύσιο. Οι μονάδες του αποτελέσματος προκύπτουν να είναι τα δευτερόλεπτα sec και όσο περισσότερα δευτερόλεπτα τόσο πιο αποδοτική η διάταξη. Χρησιμοποιώντας μέσες τιμές μπορούμε να απλοποιήσουμε την εξίσωση ως εξής:

$$I_s = \frac{I_t}{m_p g_0} \quad [\text{s}] \quad (1-4)$$

Όπου m_p είναι η συνολική χρήσιμη μάζα που συμβάλει στην ώση.

1.2 ΩΘΗΣΗ

Η **ώθηση** (ή ώση) είναι η δύναμη που παράγεται από το σύστημα προώθησης πυραύλων που ασκείται στο κέντρο μάζας του οχήματος. Βασίζεται στον τρίτο νόμο του Νεύτωνα (νόμος δράσης - αντίδρασης). Η ώθηση αποτελείται από δύο όρους, αυτόν της δύναμης της ορμής και αυτόν της δύναμης πίεσης και δίνεται από τη σχέση:

$$F = (\dot{m}_{ox} + \dot{m}_f)\vec{V}_{ex} + A_{ex}(P_{ex} - P_{atm}) \quad [\text{N}] \quad (1-5)$$

Όπου \dot{m}_{ox} και \dot{m}_f είναι οι παροχή μάζας του οξειδωτικού και του καυσίμου, \vec{V}_{ex} είναι η ταχύτητα εξόδου των καυσαερίων από το ακροφύσιο, A_{ex} είναι το εμβαδόν της εγκάρσιας διατομής εξόδου του ακροφυσίου, P_{ex} είναι η πίεση λίγο πριν την έξοδο του ακροφυσίου και P_{atm} η ατμοσφαιρική πίεση. Ο όρος $(\dot{m}_{ox} + \dot{m}_f)\vec{V}_{ex}$ ονομάζεται **ορμή ώσης (thrust momentum)**, ενώ ο όρος $A_{ex}(P_{ex} - P_{atm})$ **ορμή πίεσης (pressure thrust)**.

Για τη λειτουργία του πυραύλου εκτός ατμόσφαιρας όπου η ατμοσφαιρική πίεση ισούται με μηδέν, η εξίσωση (2-10) απλοποιείται στην εξής μορφή:

$$F = (\dot{m}_{ox} + \dot{m}_f)\vec{V}_{ex} + A_{ex} \cdot P_{ex} \quad [\text{N}] \quad (1-6)$$

Δίχως ατμόσφαιρα η ώθηση του πυραύλου μπορεί να ανέβει 10-30%.

1.3 ΤΑΧΥΤΗΤΑ ΕΞΟΔΟΥ

Στα πραγματικά ακροφύσια πυραύλων, η **δραστική (ενεργή) ταχύτητα εξόδου c**, δεν είναι η ίδια σε όλη την επιφάνεια των καυσαερίων. Επίσης είναι δύσκολο να μετρηθούν οι διαφορές στην ταχύτητα, οπότε για λόγους απλούστευσης θεωρείται μια ταχύτητα εξαγωγής, για όλους τους υπολογισμούς. Μπορούμε να την περιγράψουμε ως:

$$c = I_s \cdot g_0 = \vec{V}_{ex} + \frac{A_{ex}(P_{ex} - P_{atm})}{\dot{m}_p} = \frac{F}{\dot{m}} \quad [\text{m/s}] \quad (1-7)$$

Για πλήρη εκτόνωση (μη φραγμένο ακροφύσιο, $P_{ex} = P_{atm}$), η δραστική ταχύτητα εξόδου συμπίπτει με την πραγματική, δηλαδή $c = \vec{V}_{ex}$.

Η **χαρακτηριστική ταχύτητα c_{ex} ή c^*** , μπορεί να εκτιμηθεί εύκολα πειραματικά αφού οι μόνες πληροφορίες που χρειάζονται είναι η πίεση στο θάλαμο καύσης P_{cc} , η παροχή του προωθητικού και το εμβαδό του λαιμού A^* του ακροφυσίου το οποίο είναι δεδομένο.

$$c_{ex} = \frac{P_{cc} A^*}{\dot{m}_p} \quad [\text{m/s}] \quad (1-8)$$

Η χαρακτηριστική ταχύτητα, αν και θεωρητική, χρησιμοποιείται για τη σύγκριση των επιδόσεων των χημικών πυραυλοκινητήρων διαφορετικών σχεδιασμών και

προωθητικών. Ο όρος είναι ουσιαστικά ανεξάρτητος από τα χαρακτηριστικά του ακροφυσίου, ενώ σχετίζεται με την απόδοση της καύσης.

1.4 MAZA

Ο **λόγος μάζας MR** ολόκληρου του πυραύλου ή ενός συγκεκριμένου σταδίου του πυραύλου ή μόνο του συστήματος πρόωσης ορίζεται ως η τελική μάζα m_f προς την μάζα πριν την λειτουργία m_0 .

$$MR = m_{fin}/m_{init} \quad (1-9)$$

Τυπικές τιμές λόγου μάζας μπορούν να είναι από 60% σε κάποιους πυραύλους πολεμικών εφαρμογών, έως και 10% για μη επανδρωμένους πυραύλους με προορισμό το διάστημα. Ο λόγος μάζας είναι σημαντικός για τον υπολογισμό των παραμέτρων πτήσης, όπως θα δούμε και σε επόμενο κεφάλαιο.

Ο **λόγος μάζας προωθητικού ζ** εκφράζεται από τη μάζα προωθητικού προς τη συνολική μάζα του πυραύλου (προωθητικό και εξοπλισμός):

$$\zeta = \frac{m_p}{m_p+m_{inac}+m_{pl}} = \frac{m_p}{m_{init}} \quad (1-10)$$

Όταν εφαρμόζεται σε ένα σύστημα προώθησης, η τιμή του λόγου μάζας προωθητικού ζ δείχνει την ποιότητα του σχεδιασμού. Μια τιμή ως πούμε, 0.91 σημαίνει ότι μόνο το 9% της μάζας είναι αδρανές υλικό πυραύλων, και αυτό το μικρό κλάσμα απαιτείται για να περιέχει, να τροφοδοτεί και να καίει τη σημαντικά μεγαλύτερη μάζα προωθητικού. Είναι επιθυμητές υψηλές τιμές ζ.

Ο **λόγος μίξης R_{mix}** :

$$R_{mix} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_f} \quad (1-11)$$

Ο **λόγος αδρανούς μάζας**, που εμπειρικά κυμαίνεται από 0.07 έως 0.08. Είναι ανεξάρτητος από τη μάζα του ωφέλιμου φορτίου. Περιγράφεται από τον εξής τύπο:

$$R_{inac} = \frac{m_{inac}}{m_p+m_{inac}} \quad (1-12)$$

Επίσης:

$$R_{inac} + \zeta = 1 \rightarrow \zeta = 1 - R_{inac} \quad (1-13)$$

Ο **λόγος ωφέλιμου φορτίου**:

$$R_{pl} = \frac{m_{pl}}{m_{init}} \quad (1-14)$$

Ο λόγος σβησίματος:

$$R_b = \frac{m_{fin}}{m_{init}} = MR \quad (1-15)$$

A/A	Σύμβολο	Μέγεθος	Σχέσεις
1	m_{in}	αρχική μάζα πυραύλου	$m_{int} = m_{inac} + m_p + m_{pl}$ $m_{int} = m_{fin} + m_p$
2	m_{fin}	τελική μάζα πυραύλου	$m_{fin} = m_{inac} + m_{pl}$
3	m_{ox}	μάζα οξειδωτικού μέσου	
4	m_f	μάζα καυσίμου	
5	m_p	μάζα προωθητικού	$m_p = m_{int} - m_{fin}$
6	m_{inac}	αδρανής μάζα	$m_{inac} = m_{int} - m_p - m_{pl}$ $m_{inac} = m_p \cdot \frac{R_{inac}}{1 - R_{inac}}$ $m_{inac} = m_p \cdot \frac{1 - \zeta}{\zeta}$
7	m_{pl}	ωφέλιμο φορτίο	
8	MR	Κλάσμα μάζας	$MR = \frac{m_{fin}}{m_{int}}$
9	R_{mix}	Κλάσμα μίξης	$R_{mix} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_f}$
10	ζ	Κλάσμα μάζας προωθητικού	$\zeta = \frac{m_p}{m_p + m_{inac}}$ $\zeta = \frac{m_p}{m_{init}}$ $\zeta = 1 - MR$
11	R_{inac}	Κλάσμα αδρανούς μάζας	$R_{inac} = \frac{m_{inac}}{m_p + m_{inac}}$
12	R_{pl}	Κλάσμα ωφέλιμου φορτίου	$R_{pl} = \frac{m_{pl}}{m_{int}}$
13	R_b	Κλάσμα σβησίματος	$R_b = \frac{m_{fin}}{m_{in}} = MR$

Εικόνα 7: Συνοπτική παρουσίαση χαρακτηριστικών μεγεθών του πυραύλου που περιλαμβάνουν μάζα. {Πολυζάκης [1]}

1.5 ΑΠΟΔΟΣΗ

Παρόλο που η απόδοση, δεν χρησιμοποιείται συνήθως στο σχεδιασμό των πυραύλων, επιτρέπει την καλύτερη κατανόηση της ενεργειακής ισορροπίας.

Πρωθητικός βαθμός απόδοσης η_{prop} , αυτή η απόδοση ισούται με ένα, όταν η ταχύτητα του οχήματος είναι ίση με την δραστική ταχύτητα εξαγωγής.

$$\eta_{prop} = \frac{F \cdot \vec{v}}{F \cdot \vec{v} + \dot{m}_p \frac{(c - \vec{v})^2}{2}} \quad (1-16)$$

Όπου με αντικαταστάσεις γίνεται:

$$\eta_{prop} = \frac{2\frac{\bar{V}}{c}}{1 + \left(\frac{\bar{V}}{c}\right)^2} \quad (1-17)$$

Ολικός συντελεστής απόδοσης χημικού πυραυλοκινητήρα $\eta_{overall}$, ορίζεται:

$$\eta_{overall} = \frac{F \cdot \bar{V}}{\dot{m}_f \cdot \text{Fuel Calorific Value}} \approx \frac{c \cdot \bar{V}}{FCV} \quad (1-18)$$

Λόγος πρόωσης ανά βάρος F/W :

$$\frac{F}{W} = \frac{F}{\dot{m}_{init} \cdot g_0} \quad (1-19)$$

Από την εξής σχέση γίνεται φανερό ότι για να υπάρχει απογείωση, πρέπει να ισχύει $F/W > 1$. Ειδικότερα, όταν το όχημα πρόκειται να εκτελέσει μικρό-διορθωτικές κινήσεις τροχιάς, τότε $F/W = 0.1$ έως 0.2 .

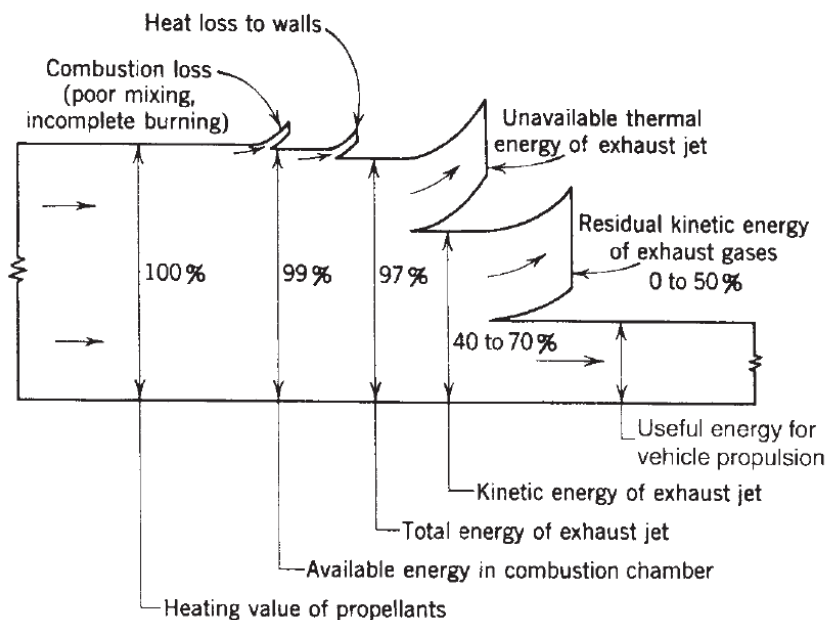


FIGURE 2-2. Typical energy distribution diagram for a chemical rocket.

Εικόνα 8: Σε αυτή την εικόνα παρατηρούμε τις απώλειες ενέργειας που υπάρχουν. Περίπου 1% είναι απώλειες λόγω ατελούς καύσης. Χάνεται 2% περίπου στα τοιχώματα μέσω θερμότητας. Ένα αρκετά μεγάλο ποσό σε θερμότητα που αποχωρεί με τα καυσαέρια και τέλος το μεγαλύτερο ποσό χάνεται με τη μορφή κινητικής ενέργειας που δε συμμετέχει όντως στην ώθηση. {Sutton [4]}

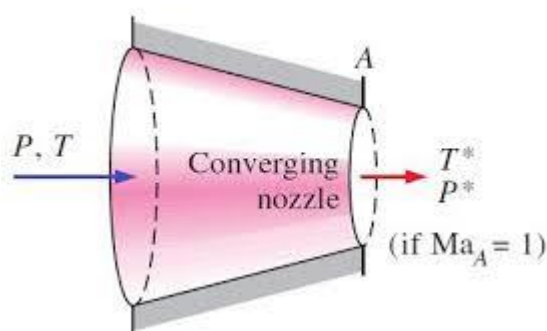
2. ΑΚΡΟΦΥΣΙΑ

Ο ρόλος ενός ακροφυσίου είναι η αλλαγή των χαρακτηριστικών της ροής ενός ρευστού, συνήθως η επιτάχυνση της ροής. Πιο συγκεκριμένα ένας συγκλίνων αγωγός επιταχύνει τη ροή εις βάρος της πίεσης, ενώ ένας αποκλίνων αγωγός αυξάνει την πίεση εις βάρος της ταχύτητας ροής (τουλάχιστον αυτή είναι η λειτουργία τους σε υποηχητικές ροές).

2.1 ΑΚΡΟΦΥΣΙΑ ΚΑΙ ΔΙΑΧΥΤΕΣ

Ο όρος ακροφύσιο έχει συσχετιστεί με έναν αγωγό ο οποίος επιταχύνει τη ροή, ενώ ο όρος διαχύτης με έναν αγωγό ο οποίος αυξάνει την πίεση. Πρέπει κανείς να λαμβάνει υπόψιν του όμως, ότι ένα ακροφύσιο δεν έχει πάντα την ίδια μορφολογία, το ίδιο και ένας διαχύτης.

Σε υποηχητικές ($M < 1$) ροές η ταχύτητα επιταχύνεται μέσω των συγκλίνων ακροφυσίων. Τα συγκλίνοντα ακροφύσια είναι αυτά στα οποία η διατομή μειώνεται με το μήκος του αγωγού. Η πίεση πέφτει λόγω αλλαγής της κίνησης των σωματιδίων. Η τυχαία κίνηση των σωματιδίων στην εισαγωγή του ακροφυσίου περιορίζεται σε γρήγορη γραμμική κίνηση της ροής προς τα εμπρός. Έτσι η κινητική ενέργεια του μέσου αυξάνεται στο λαιμό.



Εικόνα 9: Συγκλίνων Ακροφύσιο {International Journal of Engineering Technology Science and Research}

Αντίστροφα λειτουργούν τα αποκλίνων ακροφύσια, για υποηχητικές ροές μειώνουν την ταχύτητα και αυξάνουν την πίεση, δηλαδή λειτουργούν ως διαχύτες.

Τα πράγματα γίνονται πιο περίπλοκα όταν η ροή γίνεται υπερηχητική, σε αυτή την περίπτωση οι δύο τύποι ακροφυσίων αλλάζουν ρόλους. Τα συγκλίνων ακροφύσια αυξάνουν την πίεση ενώ τα αποκλίνων την μειώνουν και αντίστροφα για την ταχύτητα.

Από την αρχή διατήρησης της μάζας, την αρχή διατήρησης της ενέργειας και την εξίσωση Bernoulli έχουμε:

$$\frac{dA}{A} = \frac{dP}{\rho \cdot \bar{V}^2} (1 - M^2) \quad (2-1)$$

Μέσω διερεύνησης της παραπάνω σχέσης προκύπτει ο εξής πίνακας.

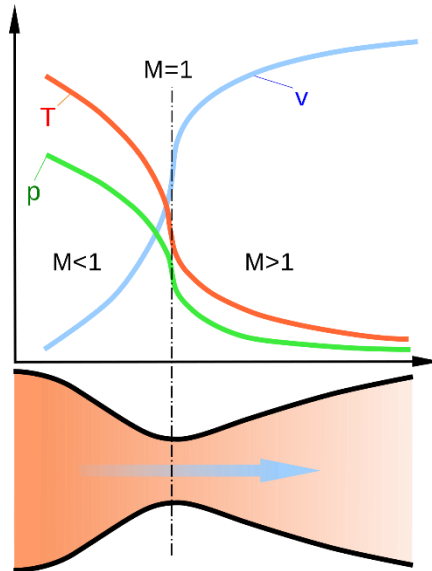
	Συγκλίνων αγωγός		Αποκλίνων Αγωγός	
	M<1	M>1	M<1	M>1
Πίεση	Μείωση	Αύξηση	Αύξηση	Μείωση
Ταχύτητα	Αύξηση	Μείωση	Μείωση	Αύξηση

2.2 ΣΥΓΚΛΙΝΩΝ / ΑΠΟΚΛΙΝΩΝ ΑΚΡΟΦΥΣΙΑ

Το προηγούμενο υποκεφάλαιο μας οδήγησε στο συμπέρασμα ότι ένας συγκλίνων αγωγός αυξάνει την ταχύτητα ενός ρευστού σε υποηχητικές ροές ενώ την μειώνει σε υπερηχητικές ροές, και ακριβώς το αντίθετο κάνει ένας αποκλίνων αγωγός, μειώνει την ταχύτητα ενός ρευστού σε υποηχητικές ροές ενώ την αυξάνει σε υπερηχητικές ροές. Το ερώτημα σε αυτό το σημείο είναι ποιο από τα δύο ακροφύσια θα ήταν χρησιμότερο σε ένα πύραυλο; Η απάντηση είναι και τα δύο.

Πρέπει να θυμόμαστε ότι ένα ιδανικό ακροφύσιο με ιδανικές συνθήκες, φέρνει τα εκτονωμένα καυσαέρια σε πίεση ίση με την πίεση του περιβάλλοντος (είτε αυτό είναι η πίεση στο επίπεδο της θάλασσας, είτε είναι στο κενό του διαστήματος), έτσι ώστε η ταχύτητα εξόδου των καυσαερίων να φτάσει το μέγιστο της.

Η παραγωγή των καυτών και πολύ υψηλής πίεσης αερίων γίνεται στο θάλαμο καύσης, ενώ η ταχύτητα των καυσαερίων αυτών είναι ακόμα υποηχητική. Αφού η ροή είναι υποηχητική θα χρειαστούμε ένα συγκλίνων ακροφύσιο για να την κάνουμε ηχητική και έπειτα ένα αποκλίνων ακροφύσιο για να την κάνουμε υπερηχητική. Και αυτή είναι η λογική των συγκλίνων/αποκλίνων αγωγών ή αλλιώς de Laval nozzle.



Εικόνα 10: Συγκλίνον/Αποκλίνον Ακροφύσιο (De Laval). {Wikipedia}

Το ακροφύσιο de Laval βρίσκει εφαρμογές σε πυραύλους, υπερηχητικούς κινητήρες αεροσκαφών και σε μερικούς τύπους τουρμπινών παραγωγής ισχύος. Μπορούμε να χωρίσουμε το ακροφύσιο σε τρία μέρη. Αρχικά στην είσοδο του ακροφυσίου όπου έχουμε πάντα υποηχητική ροή και έχει τη μορφή ενός συγκλίνον ακροφυσίου. Έπειτα έρχεται ο λαιμός, στον οποίο πάντα πρέπει να υπάρχει ταχύτητα $M=1$. Ανεβάζοντας περεταίρω την πίεση στο συγκλίνον τμήμα του ακροφυσίου, δεν θα ανέβει και η ταχύτητα στο λαιμό, αντιθέτως θα έχουμε πνιγμό της ροής. Αντίστοιχα εάν κατεβάσουμε την πίεση αρκετά και η ροή στο λαιμό γίνει υποηχητική, το ακροφύσιο de Laval δεν θα επιταχύνει πλέον τη ροή και έτσι δεν θα έχει νόημα η χρήση του. Στο λαιμό παρουσιάζονται και οι υψηλότερες θερμοκρασίες για αυτό το λόγο σε πολλές κατασκευές προστατεύεται με επιστρώσεις μονωτικών όπως γραφίτη. Τέλος το τρίτο μέρος του ακροφυσίου είναι το αποκλίνον μέρος στο οποίο (εάν όλα έχουν λειτουργήσει σωστά στα δύο προηγούμενα μέρη) η ροή από ηχητική γίνεται υπερηχητική και η πίεση στην έξοδο του είναι ίση με την πίεση του περιβάλλοντος (ιδεατά). Δεν πρέπει να ξεχαστεί ότι η ταχύτητα του ήχου μέσα στον πυραυλοκινητήρα δεν είναι ίση με την ταχύτητα του ήχου σε ατμοσφαιρικές συνθήκες (≈ 340 m/s). Η ταχύτητα του ήχου υπολογίζεται από την εξίσωση $a = \sqrt{\gamma RT}$ και αφού η θερμοκρασία είναι πολύ μεγαλύτερη, η ταχύτητα του ήχου μέσα στο ακροφύσιο θα ανέρχεται περίπου στα 900 m/s. Η γραμμική ταχύτητα των εξερχόμενων καυσαερίων (στην έξοδο του ακροφυσίου) μπορεί να υπολογιστεί χρησιμοποιώντας την ακόλουθη εξίσωση:

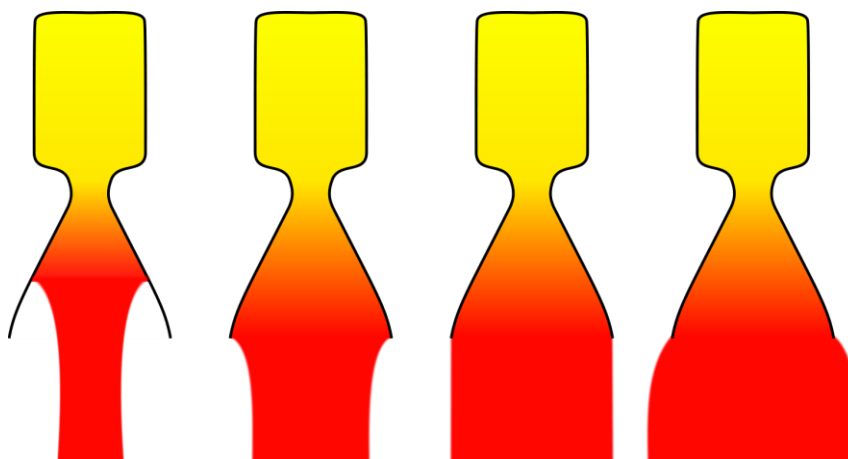
$$V_{ex} = \sqrt{\frac{TR}{M} \cdot \frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (2-2)$$

Όπου T η θερμοκρασία των καυσαερίων, R η παγκόσμια σταθερά των αερίων, M το μοριακό βάρος του ρευστού, p_e η πίεση των καυσαερίων στην έξοδο και p η πίεση των καυσαερίων στην είσοδο (θάλαμος καύσης).

2.3 ΔΕΣΜΗ ΚΑΥΣΑΕΡΙΩΝ

Τα ακροφύσια μετατρέπουν το καυσαέριο υψηλής πίεσης των πυραύλων σε μια ταχύτατη δέσμη η οποία πρέπει να έχει μια πολύ συγκεκριμένη κατεύθυνση που ιδανικά είναι ακριβώς αντίθετη από την κατεύθυνση του πυραύλου. Το συγκλίνον/αποκλίνον ακροφύσιο πρέπει να μετατρέψει την πολύ υψηλή πίεση του θαλάμου καύσης (έως και 300 bar) σε μια υπερηχητική ροή με ατμοσφαιρική πίεση ή και μικρότερη ανάλογα με το υψόμετρο. Οι δέσμες καυσαερίων οπτικά φαίνονται σαν ιδιαίτερα λαμπρές φλόγες που εκπέμπουν έντονη ακτινοβολία και θόρυβο. Πολλές δέσμες καυσαερίων αφήνουν ίχνη καπνού, ενώ κάποιες περιέχουν τοξικά αέρια.

Άρα στόχος του ακροφυσίου είναι η πίεση εξόδου να είναι πάντα ίση με την πίεση του περιβάλλοντος, μικρότερη πίεση μπορεί να προκαλέσει αποκόλληση ροής ή και αναρρόφηση σε ακραίες περιπτώσεις. Η αποκόλληση ροής μπορεί με τη σειρά της να δημιουργήσει ταλαντώσεις στο ακροφύσιο σε βαθμό που θα το καταστρέψει και κάπως έτσι ο πύραυλος θα βιαστεί να επανέλθει στο έδαφος. Στην περίπτωση που η πίεση εξόδου από το ακροφύσιο είναι μεγαλύτερη της πίεσης του περιβάλλοντος, η δέσμη απλώνεται σαν βεντάλια και έτσι πολύτιμη ενέργεια χάνεται καθώς δεν συμμετέχει στην ώθηση του πυραύλου. Σε μεγάλα ύψη οι δέσμες διαχέονται σε μεγάλες περιοχές, ενώ υπάρχει περίπτωση μέρος της δέσμης να γυρίσει προς τα μπροστά και να επηρεάσει το ίδιο το όχημα που τις παράγει.



Εικόνα 11: Μορφές Δεσμών Καυσαερίων {Wikipedia}

Στην παραπάνω εικόνα βλέπουμε αρχικά μια δέσμη καυσαερίων που συμπιέζεται λόγω της υψηλής ατμοσφαιρικής πίεσης. Στη συγκεκριμένη περίπτωση έχει δημιουργηθεί αποκόλληση ροής στο εσωτερικό του ακροφυσίου, φαινόμενο πολύ επικίνδυνο. Η ροή αυτή θα μπορούσε να διορθωθεί με ένα ακροφύσιο μικρότερου μήκους ώστε η πίεση εξόδου να μην προλαβαίνει να πέφτει τόσο ώστε να γίνεται μικρότερη της ατμοσφαιρικής.

Στη δεύτερη περίπτωση το ακροφύσιο έχει πίεση εξόδου λίγο μικρότερη της ατμοσφαιρικής, εάν και η ροή δεν είναι ιδανική, πολλές φορές βλέπουμε σε εκτοξεύσεις πυραύλων να υπάρχει τέτοιου είδους ροή. Καθώς η ατμοσφαιρική πίεση μειώνεται όπως ο πύραυλος ανεβαίνει, η ροή έρχεται πιο κοντά στην ιδανική.

Αυτού του είδους δέσμες καυσαερίων πολλές φορές σχηματίζουν “διαμάντια” (Shock diamonds), η ατμοσφαιρική πίεση πιέζοντας τη ροή προς τα μέσα δημιουργεί σχήματα με τις φλόγες τα οποία φαίνονται στην εικόνα 12. Τα διαμάντια είναι σημάδι μη ιδανικής ροής.

Στο τρίτο σχήμα φαίνεται η ιδανική δέσμη καυσαερίων. Η πίεση εξόδου ισούται με την ατμοσφαιρική πίεση και η ταχύτητα των καυσαερίων είναι στο απόγειο της.

Στην τέταρτη περίπτωση το ακροφύσιο είναι πολύ μικρό και η ροή απλώνεται. Αυτό το φαινόμενο είναι σύνηθες σε υψόμετρα κοντά στο διάστημα. Συγκεκριμένα στο κενό του διαστήματος, όσο μεγάλο και να είναι το ακροφύσιο δεν θα είναι αρκετό ώστε να έχει μηδενική πίεση η δέσμη καυσαερίων, οπότε πάντα θα υπάρχει το φαινόμενο “βεντάλια”, η μέση λύση είναι να χρησιμοποιείται όσο μεγαλύτερο ακροφύσιο γίνεται και επιτρέπεται από την κατασκευή και τον πύραυλο.



Εικόνα 12: Shock diamonds {NASA}

Οπότε για την περίπτωση που δεν έγινε κατανοητό, το μέγεθος του ακροφυσίου πρέπει να είναι μικρότερο για ατμοσφαιρική πίεση στο επίπεδο της θάλασσας και να μεγαλώνει σταδιακά βαδίζοντας προς το διάστημα. Εάν και ακροφύσια που αυξάνουν τη διατομή τους υπάρχουν, είναι προτιμότερο λόγω απλούστερης κατασκευής και μικρότερου κόστους να χρησιμοποιούνται ακροφύσια σταθερής διατομής. Το κάθε στάδιο του πυραύλου συνήθως έχει ακροφύσια ειδικά σχεδιασμένα για τα υψόμετρα που θα λειτουργήσει. Πολύ καλό παράδειγμα είναι ο πύραυλος Falcon 9 της SpaceX ο οποίος φέρει τον ίδιο κινητήρα και για τα δύο του στάδια, με τη μόνη διαφορά να είναι το ακροφύσιο. Το μικρό ακροφύσιο είναι σχεδιασμένο για ατμοσφαιρική πίεση και χρησιμοποιείται στην εκτόξευση ενώ το μεγάλο είναι ακροφύσιο ιδανικό για το κενό του διαστήματος. Στις παρακάτω εικόνες μπορούμε να δούμε την τεράστια διαφορά στο μέγεθος τους. Στο πρώτο στάδιο του Falcon 9, χωράνε 9 κινητήρες Merlin 1D αφού έχουν μικρά ακροφύσια, ενώ στο δεύτερο στάδιο (σχεδόν διάστημα) το ακροφύσιο είναι τόσο μεγάλο που για την ίδια διάμετρο χωράει μόνο ένας κινητήρας.

SEA LEVEL MERLIN 1D



VACUUM MERLIN 1D



Εικόνα 13: Κινητήρας Merlin 1D με ακροφύσιο ατμόσφαιρας και ακροφύσιο κενού. {EverydayAstronaut}

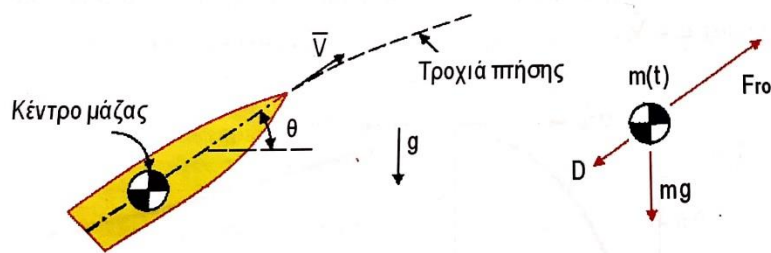
Εικόνα 14: Το δεύτερο στάδιο του Falcon 9 με το ακροφύσιο κενού. {EverydayAstronaut}

Η χρήση ακροφυσίων με διάμετρο ανάλογη του υψομέτρου που λειτουργούν μπορεί να προσφέρει έως και 15% μεγαλύτερη ώση σε ένα πύραυλο οπότε καταλαβαίνουμε πως είναι κομμάτι σοβαρής μελέτης.

3. ΠΤΗΣΗ ΠΥΡΑΥΛΩΝ

3.1 ΘΕΜΕΛΙΩΔΗΣ ΕΞΙΣΩΣΗ ΠΥΡΑΥΛΙΚΗΣ

Οι δυνάμεις που ασκούνται σε ένα πύραυλο φαίνονται στο παρακάτω σχήμα:



Εικόνα 15: Δυνάμεις που ασκούνται σε πύραυλο {Πολυζάκης [1]}

Και από αυτό το σχήμα μπορούμε να εξάγουμε τη σχέση:

$$F_{ro} - D - mg \sin \theta = m \frac{d\vec{v}}{dt} \quad (3-1)$$

Στη συνέχεια η κίνηση θα πρέπει να διαιρεθεί σε τρεις περιπτώσεις. Στην πρώτη περίπτωση, στον πύραυλο δεν ασκούνται δυνάμεις βαρύτητας και οπισθέλκουσας (αντίσταση του αέρα), τέτοιου είδους κίνηση έχουμε στο μακρινό διάστημα (στην πραγματικότητα πάντα υπάρχουν αυτές οι δύο δυνάμεις, αλλά είναι αμελητέες). Στην δεύτερη περίπτωση, μελετάμε τον πύραυλο όταν δέχεται σημαντικές βαρυτικές δυνάμεις, αλλά όχι σημαντικές αντιστάσεις από την ατμόσφαιρα. Ενώ στην Τρίτη, μελετάμε την περίπτωση που ο πύραυλος κινείται μέσα στην ατμόσφαιρα και του ασκούνται και οι δύο.

3.1.1 Κίνηση στο μακρινό διάστημα (μηδενική ατμοσφαιρική τριβή και μηδενική δύναμη βαρύτητας)

Αυτή η απλοποιημένη ανάλυση πτήσης πυραύλων εφαρμόζεται σε περιβάλλοντα διαστήματος, αρκετά μακριά από οποιοδήποτε αστέρι, όπου δεν υπάρχει ατμόσφαιρα (άρα καμία έλξη) και ουσιαστικά καμία σημαντική βαρυτική έλξη. Εάν αφαιρέσουμε τις δυνάμεις τριβής και βαρύτητας από τη σχέση (3-1), καταλήγουμε:

$$F_{ro} = m \frac{d\vec{v}}{dt} \quad (3-2)$$

Και η πορεία που θα ακολουθεί ο πύραυλος θα είναι ακριβώς αντίθετη με την διεύθυνση εξαγωγής των καυσαερίων.

Α' Τρόπος:

$$\begin{cases} F_{ro} = m \frac{d\vec{V}}{dt} \\ F_{ro} = \dot{m}_p c \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \dot{m}_p c = m \frac{d\vec{V}}{dt} \\ \dot{m}_p = -\frac{dm}{dt} \end{cases} \rightarrow -\frac{dm}{dt} c = m \frac{d\vec{V}}{dt} \rightarrow d\vec{V} = -\frac{dm}{m} c$$

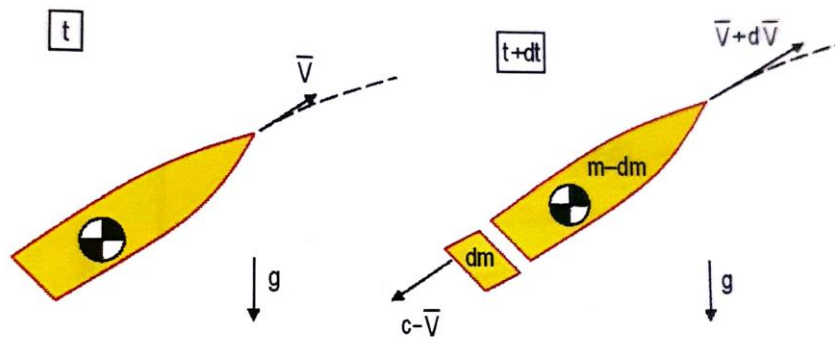
$$\rightarrow \Delta\vec{V} = \vec{V}_{fin} - \vec{V}_{int} = -\bar{c} \ln \frac{m_{fin}}{m_{int}} \rightarrow \Delta\vec{V} = \vec{V}_{fin} - \vec{V}_{int} = g_0 \bar{I}_s \ln \frac{m_{fin}}{m_{int}}$$

$$\rightarrow \Delta\vec{V} = g_0 \bar{I}_s \ln \frac{1}{MR} \quad (3-3)$$

Από αυτούς τους υπολογισμούς μπορούμε να εξαγάγουμε την εξίσωση:

$$\Delta\vec{V} = \vec{V}_{fin} - \vec{V}_{int} = -\bar{c} \ln [R_{inac} + (1 - R_{inac}) \cdot R_{pl}] \quad (3-4)$$

Αυτή η εξίσωση είναι γνωστή ως η **Θεμελιώδης εξίσωση της πυραυλικής** ή **Tsiolkovsky rocket equation**. Είναι ένα χρήσιμο εργαλείο κυρίως στον υπολογισμό πολυβάθμιων πυραύλων.



Εικόνα 16 {Πολυζάκης [1]}

Θεωρώντας ως θετική την κατεύθυνση του πυραύλου, μπορούμε να γράψουμε τη σχέση που εκφράζει τη μεταβολή της ορμής, από τη χρονική στιγμή t έως την t +dt, για τον πύραυλο και την ποσότητα του προωθητικού που εκτοξεύεται από το ακροφύσιο:

$$[(m - dm) + (\vec{V} + d\vec{V}) - (c - \vec{V})dm] - m\vec{V} \approx m d\vec{V} - c dm \quad (3-5)$$

Όπου στην παραπάνω σχέση θεωρήσαμε αμελητέα την ποσότητα (dm)(dV), ως παράγοντα δεύτερης τάξης. Η μεταβολή της ορμής κατά μήκος του άξονα του

πυραύλου είναι ίση με την ώθηση των εξωτερικών δυνάμεων κατά το ίδιο χρονικό διάστημα:

$$(-D - mg \sin \theta) dt \quad (3-6)$$

Η θεμελιώδης εξίσωση μπορεί να γραφεί με τις μορφές:

$$\Delta \vec{V} = -\bar{c} \ln \frac{m_{fin}}{m_{init}} = \bar{c} \ln \frac{1}{MR} = g_0 \bar{I}_s \ln \frac{1}{MR}$$

Β' Τρόπος:

Η στιγμιαία μάζα ενός αεροδιαστημικού οχήματος m που λειτουργεί με έναν πύραυλο σταθερής παροχής προωθητικού, μπορεί να εκφραστεί συναρτήσει του χρόνου t χρησιμοποιώντας την αρχική μάζα του πλήρους οχήματος m_{init} , την αρχική μάζα προωθητικού m_p και το **χρόνο διακοπής λειτουργίας (burnout ή power cutoff time, t_b)**, ως εξής:

$$\left\{ \begin{array}{l} m = m_{init} - \frac{m_p}{t_b} \cdot t = m_{init} \left(1 - \frac{m_p}{m_{init}} \cdot \frac{t}{t_b} \right) \\ \zeta = \frac{m_p}{m_{init}} \end{array} \right. \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} m = m_{init} \left(1 - \zeta \cdot \frac{t}{t_b} \right) \\ MR = \frac{m_{fin}}{m_{init}} \end{array} \right. \rightarrow$$

$$m = m_{init} \left[1 - (1 - MR) \frac{t}{t_b} \right] \quad (3-7)$$

Για σταθερή παροχή προωθητικού \dot{m}_p και χρόνο καύσης προωθητικού t_b , η ολική μάζα προωθητικού m_p , θα είναι $\dot{m}_p t_b$ και η στιγμιαία μάζα του οχήματος $m = m - \dot{m}_p t$. Η σχέση μπορεί να γραφεί ως εξής:

$$F_{ro} = m \frac{d\vec{V}}{dt} \rightarrow d\vec{V} = \left(\frac{F_{ro}}{m} \right) dt = \left(\frac{c\dot{m}}{m} \right) dt \rightarrow d\vec{V} = \frac{c\dot{m} dt}{m_{init} - m_p t/t_b} = \frac{c \frac{m_p}{t_b}}{m_{init} \left(1 - \frac{m_p t}{m_{init} t_b} \right)} \rightarrow d\vec{V} =$$

$$\frac{c\zeta}{1 - \frac{\zeta t}{t_b}} dt \quad (3-8)$$

Η ολοκλήρωση οδηγεί στη μέγιστη ταχύτητα του οχήματος με καύση προωθητικού \vec{V}_p , που μπορεί να επιτευχθεί σε κενό χωρίς βαρύτητα. Ανάλογα τη χρονική στιγμή αναφοράς η αρχική ταχύτητα δεν είναι πάντα μηδενική ($\vec{V}_{init} \neq 0$). Επομένως η ολοκλήρωση της σχέσης δίνει την αύξηση της ταχύτητας $\Delta \vec{V}$ και δίνεται από τη σχέση:

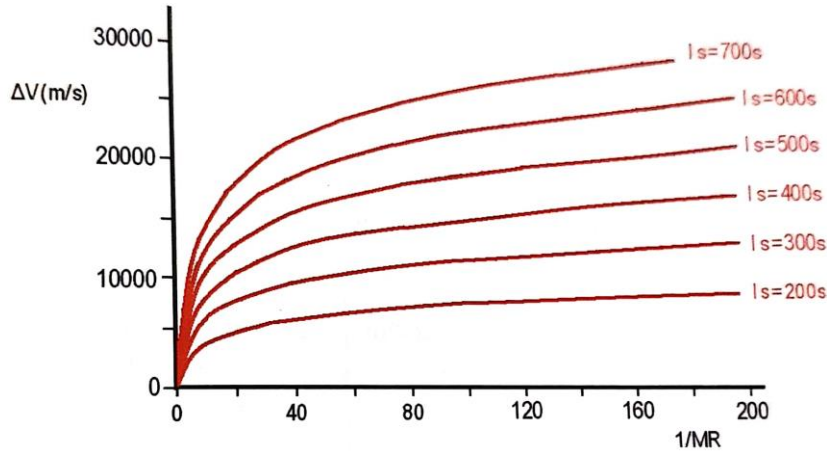
Αν η αρχική ταχύτητα \vec{V}_{init} θεωρηθεί μηδενική, ($\vec{V}_{init} = 0$):

$$\Delta \vec{V} = -\bar{c} \ln(1 - \zeta) + \vec{V}_{init} = \bar{c} \ln \frac{m_{init}}{m_{fin}} + \vec{V}_{init} \rightarrow \vec{V}_b = \Delta \vec{V} = -\bar{c} \cdot \ln(1 - \zeta) = -\bar{c} \cdot$$

$$\ln \left(\frac{m_{init}}{m_{init} - m_p} \right) = -\bar{c} \cdot \ln MR = -\bar{c} \cdot \ln \left(\frac{1}{MR} \right) = -\bar{c} \cdot \ln \left(\frac{m_{init}}{m_{fin}} \right) \quad (3-9)$$

Αυτή είναι η μέγιστη αύξηση της ταχύτητας $\Delta \vec{V}$ που μπορεί να επιτευχθεί σε κενό και άνευ βαρύτητας με σταθερή παροχή προωθητικού, ξεκινώντας από την ηρεμία με αρχική ταχύτητα ($\vec{V}_{init} = 0$).

Από τη σχέση (3-9) προκύπτει ότι το κλάσμα μάζας προωθητικού ζ , έχει λογαριθμική επίδραση στην ταχύτητα του αεροδιαστημικού οχήματος. Με την αύξηση αυτού του λόγου από 0.8 σε 0.9, η τελική ταχύτητα ώθησης του οχήματος σε κενό και χωρίς βαρύτητα αυξάνεται κατά 43%. Ένα κλάσμα μάζας προωθητικού $\zeta=0.8$ σημαίνει ότι μόνο το 80% της συνολικής μάζας του αεροδιαστημικού οχήματος είναι η μάζα του προωθητικού, ενώ το υπόλοιπο 20% είναι αδρανής μάζα και το ωφέλιμο φορτίο. Απαιτείται προσεκτικός σχεδιασμός για να ξεπεραστεί η τιμή $\zeta=0.85$. Κλάσματα μάζας που πλησιάζουν το 0.95 φαίνεται να είναι το πιθανό πρακτικό όριο για αεροδιαστημικά οχήματα μονοβάθμιων πυραύλων και για τα γνωστά, επί του παρόντος, υλικά. Όταν το κλάσμα μάζας είναι $\zeta=0.9$, τότε $MR=0.1 \rightarrow 1/MR=10$. Αυτή η αξιοσημείωτη επίδραση του ζ ή του MR στην ταχύτητα που θα έχει αποκτήσει το όχημα στην στιγμή που η ώθηση σταματά και κατά συνέπεια στην εμβέλεια του οχήματος είναι καθοριστική και ισχύει σχεδόν για όλους τους τύπους αεροδιαστημικών οχημάτων που χρησιμοποιούν πυραύλους. Όταν για παράδειγμα $MR=5\%$, τότε η μεταβολή του I_s από 200 σε 700s αντιστοιχεί σε μεταβολή του $\Delta \vec{V}$ από 6000 σε 20000 m/s. Υπενθυμίζουμε ότι $MR=5\%$ σημαίνει ότι 95% της αρχικής μάζας του πυραύλου είναι το προωθητικό, ενώ μόλις το 5% είναι το ωφέλιμο φορτίο, τα δομικά στοιχεία του πυραύλου, GNC κ.λπ. Η τιμή αυτή του λόγου μάζας ($MR=0.05$) είναι η καλύτερη δυνατή των σύγχρονων μονοβάθμιων πυραύλων. Όμως είναι δυνατόν να βελτιώσουμε την απόδοση του πυραύλου, να πετύχουμε δηλαδή μεγαλύτερη τελική ταχύτητα, απορρίπτοντας τις άδειες δεξαμενές προωθητικού. Η σκέψη αυτή οδήγησε στην εισαγωγή των πολυβάθμιων πυραύλων. Για το λόγο αυτό, δίδεται μεγάλη σημασία στη μείωση της μάζας αδράνειας από κάθε στοιχείο του οχήματος, συμπεριλαμβανομένου του συστήματος πρόωσης. Στο παρακάτω γράφημα, παρουσιάζεται η σχέση (3-3). Η αύξηση της ταχύτητας πτήσης \vec{V} είναι ανάλογη της μέσης δραστηρικής ταχύτητας εξόδου των καυσαερίων \bar{c} και συνεπώς της ειδικής ώθησης. Συνεπώς, οποιαδήποτε βελτίωση στο I_s (όπως καλύτερα προωθητικά, ευνοϊκότερος λόγος ακροφυσίου ή υψηλότερη πίεση θαλάμου) σημαίνει βελτιωμένη απόδοση του αεροδιαστημικού οχήματος, υπό την προϋπόθεση ότι μια τέτοια βελτίωση δεν προκαλεί επίσης υπερβολική αύξηση στην αδρανή μάζα του συστήματος πρόωσης πυραύλων, γεγονός που προκαλεί μείωση του κλάσματος προωθητικού ζ .



Εικόνα 17: Όταν μειώνεται ο MR , τότε η $\Delta\vec{V}$ αυξάνεται λογαριθμικά {Sutton [4]}

Η σχέση (3-9) μπορεί να γραφεί και ως εξής:

$$e^{\frac{\Delta\vec{V}}{c}} = \frac{1}{MR} = \frac{m_{init}}{m_{fin}} \quad (3-10)$$

Η μέγιστη επιτεύξιμη αύξηση της ταχύτητας πτήσης $\Delta\vec{V}$ σε κενό χωρίς βαρύτητα είναι χρήσιμη για κατανόηση της επίδρασης των βασικών παραμέτρων που εμπλέκονται. Χρησιμοποιείται για τη σύγκριση ενός συστήματος πρόωσης με ένα άλλο για μια αποστολή ή με ένα προτεινόμενο σχέδιο αναβάθμισης του υπάρχοντος συστήματος πρόωσης.

Η μάζα του προωθητικού m_p που απαιτείται για να επιτευχθεί η επιθυμητή αύξηση ταχύτητας για μια δεδομένη αρχική μάζα απογείωσης ή μια τελική μάζα του οχήματος, θα είναι:

$$\left\{ \begin{array}{l} m_p = m_{init} - m_{fin} \\ (3-10) \end{array} \right. \rightarrow m_p = m_{fin} \cdot \left(e^{\frac{\Delta\vec{V}}{c}} - 1 \right) = m_{init} \cdot \left(1 - e^{-\left(\frac{\Delta\vec{V}}{c}\right)} \right) \quad (3-11)$$

3.1.2 Κίνηση εκτός ατμόσφαιρας (μηδενική ατμοσφαιρική τριβή)

Στην περίπτωση αυτή η σχέση (3-1) γράφεται:

$$F_{ro} - mg \sin \theta = m \frac{d\vec{V}}{dt} \quad (3-12)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} F_{ro} - mg \sin \theta = m \frac{d\vec{V}}{dt} \\ F_{ro} = -c \frac{dm}{dt} \end{array} \right. \rightarrow -c \frac{dm}{dt} - mg \sin \theta = m \frac{d\vec{V}}{dt} \rightarrow$$

$$d\vec{V} = -c \frac{dm}{dt} - mg \sin \theta dt \rightarrow \Delta\vec{V} = -c \ln \frac{m_{fin}}{m_{init}} - (g \sin \theta)_m dt \rightarrow$$

$$\Delta\vec{V} = -c \ln(MR) - (g \sin \theta)_m t_b \rightarrow t_b = -g \bar{I}_s \ln(MR) - (g \sin \theta)_m t_b \quad (3-13)$$

Ο νόμος της παγκόσμιας έλξης του Newton λόγω βαρυτικού πεδίου της Γης γράφεται ως εξής:

$$\vec{F} = G \frac{Mm}{r^2} \quad (3-14)$$

Συνηθίζεται όμως να γράφουμε την επιτάχυνση της βαρύτητας στην επιφάνεια της Γης με τη μορφή:

$$g_0 = G \frac{Mm}{R^2} \quad (3-15)$$

Επομένως, μπορούμε να γράψουμε ότι η επιτάχυνση της βαρύτητας g σε υψόμετρο h , θα δίνεται από τη σχέση:

$$g = \frac{g_0}{1 + \left(\frac{h}{R}\right)^2} \rightarrow g \approx g_0 \left(1 - \frac{2h}{R}\right) \quad (3-16)$$

Επειδή $R = 6000 \text{ km}$, ενώ για Low Earth Orbit είναι $h \approx 100 \text{ km}$, τότε $h \ll R$.

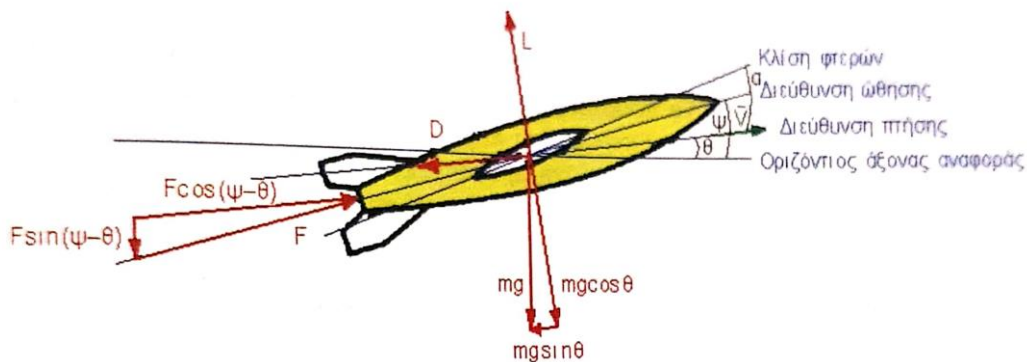
3.1.3 Κίνηση εντός ατμόσφαιρας (και οι δύο δυνάμεις είναι εν δράση)

Σε ένα όχημα που κινείται εντός της ατμόσφαιρας ασκούνται δύο αεροδυναμικές δυνάμεις: Η **οπισθέλκουσα (Drag, D)**, που είναι η αεροδυναμική δύναμη σε μια διεύθυνση αντίθετη από την κατεύθυνση πτήσης λόγω της αντίστασης τριβής που προβάλλει το ρευστό στο κινούμενο εντός αυτού σώμα. Η **άντωση (Lift, L)**, είναι η αεροδυναμική δύναμη που δρα σε διεύθυνση κάθετη προς τη διαδρομή πτήσης. Οι συντελεστές C_L και C_D εξαρτώνται από το εμβαδόν A είναι η μέγιστη εγκάρσια διατομή κατά μήκος του άξονα των πυραύλων. Οι συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας είναι κατά κύριο λόγο συναρτήσεις της διαμόρφωσης του οχήματος, του αριθμού πτήσης Mach και της κατεύθυνσης της πτήσης. Για χαμηλές ταχύτητες πτήσης, η επίδραση του αριθμού Mach μπορεί να αγνοηθεί και οι συντελεστές οπισθέλκουσας και άντωσης είναι συναρτήσεις μόνο της γωνίας προσβολής. Οι τιμές αυτών των συντελεστών φθάνουν σε ένα μέγιστο κοντά σε έναν αριθμό Mach ίσο με τη μονάδα. Για οχήματα χωρίς πτερύγια, η γωνία προσβολής α είναι συνήθως πολύ μικρή ($0 < \alpha < 1^\circ$). Επιπλέον, η πυκνότητα της ατμόσφαιρας της Γης μπορεί να μεταβάλλεται κατά ένα συντελεστή μέχρι δύο (για υψόμετρα 300 έως 1200km) από μέρα σε μέρα ανάλογα με την ηλιακή δραστηριότητα και την ώρα της ημέρας. Αυτό εισάγει ένα μεγάλο άγνωστο στην οπισθέλκουσα. Τέλος, οι αεροδυναμικές δυνάμεις επηρεάζονται από την κατανομή της ροής και της πίεσης των καυσαερίων στην έξοδο των πυραύλων.

Για τα αεροδιαστημικά οχήματα και τα βαλλιστικά βλήματα, οι απώλειες λόγω οπισθέλκουσας, όταν εκφράζεται ως $\Delta \vec{V}$, είναι συνήθως 5 έως 10% της τελικής αύξησης της ταχύτητας του οχήματος. Αυτή η σχετικά χαμηλή τιμή οφείλεται στο γεγονός ότι η πυκνότητα του αέρα (και συνεπώς η δυναμική πίεση) είναι χαμηλή σε μεγάλα υψόμετρα, όταν η ταχύτητα είναι υψηλή. Και υψηλή σε χαμηλά υψόμετρα όταν όμως η ταχύτητα πτήσης είναι σχετικά χαμηλή.

Η βαρυτική έλξη ασκείται σε ένα αεροδιαστημικό όχημα από όλα τα σώματα του διαστήματος. Οι δυνάμεις βαρύτητας έλκουν το όχημα προς την κατεύθυνση του κέντρου μάζας τους. Κοντά στη Γη, η έλξη των υπόλοιπων σωμάτων του

διαστήματος είναι αμελητέα σε σύγκριση με τη βαρυτική δύναμη της Γης. Η τελευταία είναι το βάρος. Αν η μεταβολή της βαρύτητας με τα γεωγραφικά χαρακτηριστικά και το πλατύ σχήμα της Γης θεωρηθεί αμελητέα, η επιτάχυνση της βαρύτητας μεταβάλλεται αντιστρόφως ανάλογα με το τετράγωνο της απόστασης από το κέντρο της Γης. Όταν ένα όχημα πετά σε εγγύτητα με τη Γη, η βαρυτική όλων των άλλων ουράνιων σωμάτων μπορεί συνήθως να αγνοηθεί. Ας υποθέσουμε ότι το όχημα κινείται σε πτήση ευθύγραμμη και σταθερή και ότι όλες οι δυνάμεις ελέγχου και οι ροπές που τείνουν να στρέψουν το όχημα είναι μηδενικές. Η τροχιά είναι δισδιάστατη και κείται σε σταθερό επίπεδο. Υποθέστε επίσης, ότι το όχημα έχει φτερά τοποθετημένα με κλίση ως προς την διεύθυνση πτήσης υπό γωνία προσβολής α προσδίδοντας έτσι άντωση σε διεύθυνση κάθετη προς αυτή της πτήσης. Η διεύθυνση της πτήσης δεν συμπίπτει με την διεύθυνση της ώσης.



Εικόνα 18: Δισδιάστατο διάγραμμα ελεύθερου σώματος αεροδυναμικού οχήματος με φτερά και πτερύγια που ίπταται {Πολυζάκης [1]}

Έστω θ η γωνία της διεύθυνσης πτήσης με την οριζόντια διεύθυνση και ψ η γωνία της διεύθυνσης ώσης με την οριζόντια διεύθυνση. Στη διεύθυνση πτήσης το γινόμενο της μάζας επί την επιτάχυνση πρέπει να ισούνται με το άθροισμα όλων των δυνάμεων, δηλαδή των προωθητικών, αεροδυναμικών και βαρυτικών δυνάμεων, δηλαδή ισχύει:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = F \cos(\psi - \theta) - D - mg \sin \theta \quad (3-17)$$

Η κάθετη επιτάχυνση στη διεύθυνση πτήσης είναι $\vec{V} \left(\frac{d\theta}{dt} \right)$ για μια σταθερή τιμή \vec{V} και δεδομένη ακτίνα από το κέντρο της Γης, R που βρίσκεται το όχημα, θα είναι \vec{V}^2 / R . Η εξίσωση της κίνησης στην κάθετη διεύθυνση προς την ταχύτητα πτήσης είναι:

$$m \frac{d\theta}{dt} = F \sin(\psi - \theta) + L - mg \cos \theta \quad (3-18)$$

Και με αντικαταστάσεις με τις εξισώσεις οπισθέλκουσας και άντωσης, προκύπτουν οι δύο βασικές εξισώσεις ως προς τις επιταχύνσεις:

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{F}{m} \cos(\psi - \theta) - \frac{C_D}{2m} \rho \cdot \vec{V}^2 \cdot A - g \sin \theta \quad (3-19)$$

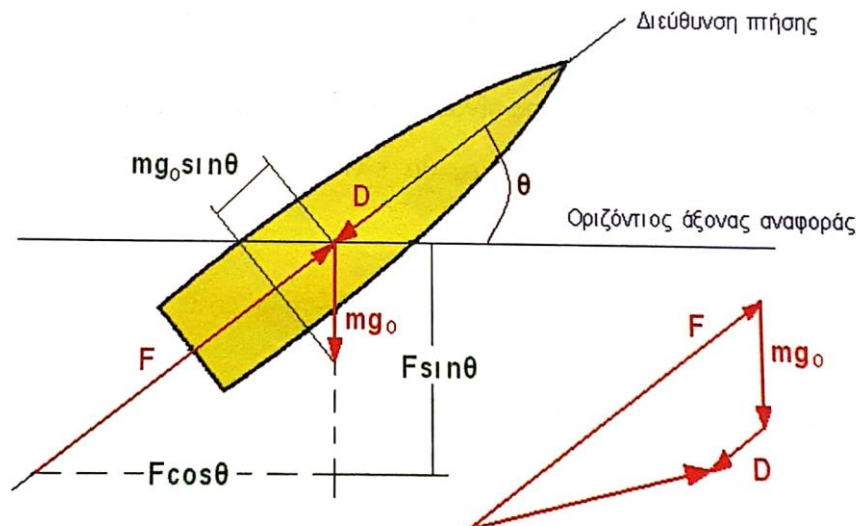
$$\vec{V} \frac{d\theta}{dt} = \frac{F}{m} \sin(\psi - \theta) + \frac{C_L}{2m} \rho \cdot \vec{V}^2 \cdot A - g \cos \theta \quad (3-20)$$

Όμως οι σχέσεις αυτές δεν έχουν γενική λύση, δεδομένου ότι τα t_b , u , C_D , C_L , P , θ και/ή ψ μπορούν να μεταβάλλονται ανεξάρτητα με το χρόνο, το προφίλ αποστολή και/ή το υψόμετρο. Επίσης τα μεγέθη C_D και C_L είναι συναρτήσεις της ταχύτητας ή του αριθμού Mach. Σε μια περισσότερο λεπτομερή ανάλυση μπορούν να ληφθούν υπόψη και άλλοι παράγοντες, όπως η ποσότητα του προωθητικού που χρησιμοποιείται για μη προωθητικούς σκοπούς (π.χ. για τον έλεγχο υψομέτρου ή της ευστάθειας της πτήσης). Επειδή τα πυραυλικά συστήματα προώθησης βελτιστοποιούνται σύμφωνα με τις απαιτήσεις της εκάστοτε αποστολής πτήσης, διαφορετικοί παράμετροι επιδόσεων της πτήσης, όπως η αύξηση της ταχύτητας $\Delta \vec{V}$, η εμβέλεια, το ύψος και το σχήμα της τροχιάς, το χρόνο πρόσκτησης του στόχου ή το υψόμετρο, μεγιστοποιούνται για διαφορετικές αποστολές.

Για τις μελέτες πραγματικών τροχιών ή τον καθορισμό της πλοήγησης, του διαστήματος πτήσης ή τους πίνακες εκτόξευσης βλημάτων, αυτή η δισδιάστατη απλοποιημένη θεωρία δεν επιτρέπει αρκετά ακριβή αποτελέσματα. Πρέπει να ληφθούν υπόψη οι μεταβολές της βαρύτητας και της οπισθέλκουσας και τότε οι πολύπλοκες σχέσεις που προκύπτουν μπορούν να λυθούν μόνο με τη βοήθεια ηλεκτρονικών υπολογιστών. Συνήθως χρησιμοποιούνται μέθοδοι αριθμητικής ανάλυσης σε μικρά τμήματα στα οποία διαιρείται η τροχιά. Η μορφή και η λύση των παραπάνω σχέσεων γίνεται ακόμη πιο πολύπλοκη, εάν η παροχή προωθητικού και η ώθηση δεν είναι σταθερές.

Οι σχέσεις (3-19) και (3-20) είναι γενικές και μπορούν να απλοποιηθούν για διάφορες ειδικές εφαρμογές, όπως θα φανεί στη συνέχεια. Από την άλλη, οι σχέσεις αυτές μπορεί να χρησιμοποιηθούν για τον προσδιορισμό της πραγματικής ώθησης ή της πραγματικής ειδικής ώθησης με τη βοήθεια πραγματικών δεδομένων της τροχιάς που έχουν παρατηρηθεί, από οπτικά όργανα παρακολούθησης ή radar. Η επιτάχυνση του οχήματος ($d\vec{V}/dt$) είναι στην ουσία ανάλογη προς την καθαρή ώση και υποθέτοντας ή μετρώντας την παροχή του προωθητικού (η οποία συνήθως μεταβάλλεται κατά προκαθορισμένο τρόπο) και από την ανάλυση αεροδυναμικών δυνάμεων, είναι δυνατόν να προσδιοριστεί η πραγματική ώθηση του προωθητικού συστήματος υπό πραγματικές συνθήκες πτήσης. Έτσι στην περίπτωση πυραύλων χωρίς πτερύγια, ή οχημάτων εκτόξευσης ή βλημάτων με σταθερή δύναμη ώσης και παροχή προωθητικού, οι σχέσεις (3-19) και (3-20) μπορούν να απλοποιηθούν. Στην παρακάτω εικόνα, η διεύθυνση πτήσης θ είναι ίδια με τη διεύθυνση ώσης και οι δυνάμεις άντωσης για ένα συμμετρικό, χωρίς πτερύγια, αεροδιαστημικό όχημα που κινείται με σταθερή ταχύτητα μπορούν να θεωρηθούν ότι είναι μηδενικές όταν η γωνία προσβολής είναι μηδενική. Για μια δισδιάστατη τροχιά σ' ένα μόνο επίπεδο (χωρίς δυνάμεις ανέμου) και θεωρώντας σταθερή τη Γ , η επιτάχυνση στην κατεύθυνση της πτήσης έχει ως εξής:

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{\frac{c\zeta}{t_b}}{1 - \frac{\zeta t}{t_b}} - g \sin \theta - c - \frac{C_D \frac{1}{2} \rho \cdot u^2 \cdot \frac{A}{m_{init}}}{1 - \frac{\zeta t}{t_b}} \quad (3-21)$$



Εικόνα 19: Απλοποιημένο διάγραμμα ελεύθερου σώματος για όχημα χωρίς πτερύγια. Το διάγραμμα διανύσματος δύναμης δείχνει την καθαρή δύναμη στο όχημα. (Πολυζάκης [1])

Το διάγραμμα ελεύθερου σώματος δείχνει την καθαρή δύναμη (που προκύπτει από το διανυσματικό άθροισμα των δυνάμεων ώθησης, έλξης και βαρύτητας) να είναι υπό γωνία προς την τροχιά πτήσης, η οποία γι' αυτό θα είναι καμπύλη. Τέτοια διαγράμματα αποτελούν τη βάση για επαναληπτικές αριθμητικές λύσεις για τον καθορισμό της τροχιάς.

Στη συνέχεια όλες οι σχέσεις αναφέρονται σε δισδιάστατες τροχιές πτήσης. Εάν γίνονται και ελιγμοί εκτός αυτού του επιπέδου (π.χ. λόγω ηλιακής έλξης, μη ευθυγραμμισμένης ώθησης ή επίδρασης ανέμων) τότε οι τροχιές πτήσης καθίστανται τρισδιάστατες και μια άλλη σειρά σχέσεων θα χρειαστεί για να περιγράψει αυτές τις τροχιές. Εάν η τροχιά πτήσης είναι κατακόρυφη, η σχέση (3-21) παραμένει ίδια, εκτός από το ότι το μέγεθος $\sin\theta=1$, δηλαδή:

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{c\zeta}{1-\frac{\zeta t}{t_p}} - g - \frac{C_D \frac{1}{2} \rho \cdot u^2 \cdot \frac{A}{m_{init}}}{1-\frac{\zeta t}{t_p}} \quad (3-22)$$

Η ταχύτητα στο τέλος της καύσης μπορεί να βρεθεί με την ολοκλήρωση μεταξύ των ορίων των $t=0$ και $t=t_b$ όταν $\vec{V} = \vec{V}_{init}$ και $\vec{V} = \vec{V}_b$, αντίστοιχα. Οι δύο πρώτοι όροι μπορούν εύκολα να ολοκληρωθούν. Ο τελευταίος όρος είναι σημαντικός μόνο εάν το όχημα βρίσκεται για σημαντικό χρονικό διάστημα μέσα στην κατώτερη ατμόσφαιρα. Μπορεί να ολοκληρωθεί γραφικά ή με αριθμητικές μεθόδους και η τιμή του μπορεί να οριστεί ως $B \cdot C_D \cdot A/m_0$ όπου:

$$B = \int_0^{t_b} \frac{\frac{1}{2} \rho \cdot \vec{V}^2}{1-\frac{\zeta t}{t_p}} dt \quad (3-23)$$

Η ταχύτητα σβησίματος ή η ταχύτητα στο τέλος της καύσης προωθητικού, τότε είναι:

$$\vec{V}_b = -\bar{c} \ln(1 - \zeta) - \bar{g} \cdot t_b - \frac{B \cdot C_D \cdot A}{m_{init}} + \vec{V}_{init} \quad (3-24)$$

όπου \vec{V}_{init} είναι η αρχική ταχύτητα, η οποία μπορεί να προέλθει από ένα πύραυλο στερεών καυσίμων (booster), $\bar{g} = g_0 \left(\frac{R}{r}\right)^2 = g_0 \left(\frac{R}{R+h}\right)^2$ (3-25) είναι η μέση βαρυτική επιτάχυνση υπολογισμένη σε σχέση με το χρόνο και το υψόμετρο, και \bar{c} είναι η μέση τιμή της δραστηρικής ταχύτητας εξόδου των καυσαερίων, η οποία είναι συνάρτηση του υψομέτρου. Υπάρχει πάντα μια σειρά από συμβιβασμούς στην επιλογή της καλύτερης τροχιάς για ένα βλήμα πυραύλων. Στην περίπτωση μη κατακόρυφης τροχιάς, οι απώλειες λόγω βαρύτητας είναι συνάρτηση της γωνίας μεταξύ της διεύθυνσης πτήσης και του τοπικού οριζώντιου επιπέδου, δηλαδή οι απώλειες λόγω βαρύτητας θα δίνονται από το ολοκλήρωμα $\int g \sin \theta dt$. Όταν οι αεροδυναμικές δυνάμεις εντός της ατμόσφαιρας της Γης αγνοηθούν και όταν δεν υπάρχει booster για την επίτευξη αρχικής ταχύτητας (δηλαδή $\vec{V}_{init} = 0$), η ταχύτητα στο τέλος της καύσης που επιτυγχάνεται για κάθετα ανοδική πτήση, θα είναι:

$$\vec{V}_p = -\bar{c} \ln(1 - \zeta) - \bar{g} \cdot t_p = -\bar{c} \ln MR - \bar{g} \cdot t_p = \bar{c} \ln \left(\frac{1}{MR}\right) - \bar{g} \cdot t_p \quad (3-26)$$

Ο πρώτος όρος στο δεξιό μέλος της σχέσης είναι συνήθως ο μεγαλύτερος και είναι ίδιος με αυτόν της σχέσης (3-11). Είναι ευθέως ανάλογος με τη δραστηρική ταχύτητα καυσαερίων του πραγματικού πυραύλου και είναι πολύ ευαίσθητος σε μεταβολές του κλάσματος μάζας. Ο δεύτερος όρος έχει σχέση με την βαρυτική έλξη της Γης και είναι πάντοτε αρνητικός κατά την άνοδο, αλλά το μέγεθος του είναι μικρό εάν ο χρόνος καύσης t_b είναι μικρός ή εάν η πτήση λαμβάνει χώρα σε υψηλές τροχιές ή σε χώρο όπου το \bar{g} είναι συγκριτικά μικρό.

Η αύξηση της ταχύτητας του πυραύλου αποδεικνύεται ότι είναι :

$$\Delta \vec{V} = -\ln(1 - \zeta) \left[g_0 \bar{I}_s - \left(\frac{A_f}{m_{init}}\right) \left(\frac{\rho \bar{V}^2}{2}\right) \left(\frac{t_b}{\zeta}\right) \bar{C}_D \right] - (g \sin \theta)_m t_b \quad (3-27)$$

όπου ο δείκτης ζ είναι το κλάσμα μάζας προωθητικού, A_f το εμβαδό της εγκάρσιας μετωπικής επιφάνειας του πυραύλου, \bar{C}_D ο μέσος συντελεστής αεροδυναμικής αντίστασης και t_b το χρονικό διάστημα που διαρκεί η λειτουργία του πυραυλοκινητήρα. Ο πρώτος όρος της αγκύλης αντιπροσωπεύει την ώθηση του πυραυλοκινητήρα, ο δεύτερος την αεροδυναμική αντίσταση και ο τρίτος (έξω από την αγκύλη) την επίδραση του βαρυτικού πεδίου. Παρατηρούμε ότι η αεροδυναμική αντίσταση μειώνεται όταν μειώνεται η δυναμική πίεση $\left(\frac{\rho \bar{V}^2}{2}\right)$ ή/και ο λόγος $\left(\frac{A_f}{m_{init}}\right)$. Η παρατήρηση αυτή σημαίνει ότι οι πύραυλοι πρέπει να κατασκευάζονται με μικρή μετωπική επιφάνεια και μάκρος, ώστε να μπορούν να μεταφέρουν την επιθυμητή μάζα χωρίς να βιώνουν μεγάλη αεροδυναμική αντίσταση. Τέλος, η τιμή του \bar{C}_D πρέπει να είναι και αυτή μικρή, πράγμα που σημαίνει ότι το σχήμα της εγκάρσιας μετωπικής επιφάνειας του πυραύλου πρέπει να είναι κωνικό ή παραπλήσιο.

Στην απλοποιημένη δισδιάστατη περίπτωση, η καθαρή επιτάχυνση a για κάθετη εκτόξευση στο επίπεδο της θάλασσας είναι:

$$F_y = m a_y \rightarrow a = \left(\frac{F_{ro,init} g_{init}}{W_{init}}\right) - g_{init} \quad (3-28)$$

$$\rightarrow \frac{a_{init}}{g_{init}} = \left(\frac{F_{ro,init}}{W_{init}}\right) - 1 \quad (3-29)$$

όπου a_{init} είναι η αρχική επιτάχυνση της εκτόξευσης και το F_{init}/W_{init} είναι ο λόγος της δύναμης ώθησης προς το βάρος κατά την εκτόξευση. Για μεγάλα αεροδιαστημικά οχήματα που εκτοξεύονται από την επιφάνεια της Γης, ο λόγος αρχικής δύναμης ώθησης προς αρχικό βάρος έχει τιμές μεταξύ 1.2 και 2.2. Για μικρούς πυραύλους (αέρος-αέρος, αέρα-επιφάνειας και επιφάνειας-αέρα) αυτός ο λόγος είναι συνήθως μεγαλύτερος, μερικές φορές ακόμη και έως 50 ή 100. Η τελική ή τερματική επιτάχυνση a_{fin} ενός οχήματος σε κατακόρυφη άνοδο συνήθως συμβαίνει λίγο πριν σβήσει ο κινητήρας των πυραύλων και προτού καταναλωθεί πλήρως το προωθητικό. Εάν η οπισθέλκουσα αγνοηθεί, τότε η τελική επιτάχυνση, δίνεται από τη σχέση:

$$\frac{a_{fin}}{g_{init}} = \left(\frac{F_{ro,init}}{W_{init}} \right) - 1 \quad (3-30)$$

Σε ένα περιβάλλον χωρίς βαρύτητα η σχέση (3-30) γίνεται:

$$\frac{a_{fin}}{g_{init}} = \frac{F_{ro,init}}{w_{fin}} \quad (3-31)$$

Σε πυραύλους με συνεχή παροχή προωθητικού, η τελική επιτάχυνση είναι συνήθως και η μέγιστη, επειδή η μάζα του οχήματος που επιταχύνεται λαμβάνει την ελάχιστη τιμή λίγο πριν την εξάντληση του προωθητικού και ταυτόχρονα η ώθηση - για τους ανερχόμενους πυραύλους- συνήθως αυξάνεται με το υψόμετρο. Εάν αυτή η τελική επιτάχυνση είναι πολύ μεγάλη (και προκαλεί υπερβολική πίεση της κατασκευής, με αποτέλεσμα να απαιτείται υπερβολική αύξηση της δομικής μάζας), τότε η ώση μπορεί να σχεδιαστεί σε χαμηλότερη τιμή για το τελευταίο τμήμα της περιόδου καύσης.

3.2 ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΗ ΠΤΗΣΗ

3.2.1 Διαφυγή από τα γήινα δεσμά (ατμόσφαιρα και βαρυτική έλξη)

Όπως καταλάβαμε και από το προηγούμενο υπό κεφάλαιο, για να φτάσουμε στο μακρινό διάστημα, πρέπει πρώτα να αφήσουμε την ατμόσφαιρα της γης και έπειτα να αφήσουμε τη βαρύτητα της.

Η ατμόσφαιρα της γης αποτελείται από εννέα κύρια συστατικά (N_2 , O_2 , A, CO_2 , Ne, He, Kr, X, H_2), θεωρείται όμως για απλουστευμένους υπολογισμούς ως μείγμα N_2+O_2 σε αναλογία όγκων περίπου 79% και 21%. Η ατμόσφαιρα ως γνωστό αραιώνει με το υψόμετρο, αλλά δεν υπάρχει κάποιο σημείο που παύει να υπάρχει και από εκεί και πέρα είναι διάστημα. Το απόλυτο κενό δηλαδή είναι στην πραγματικότητα ανύπαρκτο, απλά τα μόρια αερίου που υπάρχουν διάσπαρτα στο διάστημα είναι τόσο αραιά που το θεωρούμε εμείς κενό. Η ερώτηση λοιπόν είναι "Πόσο ψηλά είναι το διάστημα;". Για λόγους κατανόησης έχουμε θέσει το όριο των 100 km, στα 100 km πάνω από το επίπεδο της θάλασσας ο αέρας είναι τόσο αραιός που θεωρείται κενό.

H km	P Pa	M_r kg/kmol	ρ kg/m ³	T K	μ kg/ms	k J/msK	a m/s	λ m	g m/s ²
0	101325	28,964	1,2250+0	288,15	1,7894-5	2,5362-5	340,29	6,6332-8	9,8066
5	54048	28,964	7,3643-1	255,676	1,6282-5	2,2765-5	320,55	1,1034-7	9,7912
10	26499	28,964	4,1351-1	223,252	1,4577-5	2,0088-5	299,53	1,9651-7	9,7759
11	22699	28,964	3,6480-1	216,774	1,4223-5	1,9543-5	295,15	2,2274-7	9,7728
15	12111	28,964	1,9476-1	216,650	1,4216-5	1,9533-5	295,07	4,1723-7	9,7605
20	5529,3	28,964	8,8910-2	216,650	1,4216-5	1,9533-5	295,07	9,1393-7	9,7452
24	2971,7	28,964	4,6938-2	220,560	1,4430-5	1,9862-5	297,72	1,7312-6	9,7330
30	1197,0	28,964	1,8410-2	226,509	1,4753-5	2,0361-5	301,71	4,4137-6	9,7147
40	287,14	28,964	3,9957-3	250,350	1,6009-5	2,2331-5	317,19	2,0336-5	9,6844
50	79,779	28,964	1,0269-3	270,650	1,7037-5	2,3973-5	329,80	7,9130-5	9,6542
60	21,958	28,964	3,0968-4	247,021	1,5837-5	2,2058-5	315,07	2,6239-4	9,6241
70	5,2209	28,964	8,2829-5	219,585	1,4377-5	1,9780-5	297,06	9,8102-4	9,5942
80	1,0524	28,964	1,8458-5	198,639	1,3208-5	1,8001-5	282,54	4,4022-3	9,5644
90	1,8359-1	28,91	3,416-6	186,87	-	-	-	2,37-2	9,5348
100	3,2011-2	28,40	5,604-7	195,08	-	-	-	1,42-1	9,5052
120	2,5382-3	26,20	2,222-8	360,00	-	-	-	3,31+0	9,4466
130	1,2505-3	25,44	8,152-9	469,27	-	-	-	8,8+0	9,4175
150	4,5422-4	24,10	2,076-9	634,39	-	-	-	3,3+1	9,3597
200	8,4736-5	21,30	2,541-10	854,56	-	-	-	2,4+2	9,2175
250	2,4767-5	19,19	6,073-11	941,33	-	-	-	8,9+2	9,0785
300	8,7704-6	17,73	1,916-11	976,01	-	-	-	2,6+3	8,9427

Εικόνα 20: Χαρακτηριστικά της ατμόσφαιρας ανάλογα με το υψόμετρο {Παπανίκας [3]}

Όσο για την βαρυτική έλξη, επίσης δεν μηδενίζεται, αλλά μειώνεται με την απόσταση. Ο νόμος της βαρύτητας του Νεύτωνα ορίζει τη βαρυτική δύναμη έλξης μεταξύ δύο σωμάτων:

$$F_g = G \frac{m_1 m_2}{r^2} \quad (3-32)$$

Όπου το $G=6.67 \cdot 10^{-11}$ (Nm²)/kg= $6.67 \cdot 10^{-11}$ (m³)/(kg·s²) είναι η **παγκόσμια σταθερά έλξης (universal gravity constant)** και r η απόσταση μεταξύ δύο οποιονδήποτε μαζών m_1 και m_2 . Ορίζεται επίσης η **σταθερά έλξης της Γης (Earth's gravitational constant, μ)** ως:

$$\mu = G \cdot m_1 = G \cdot M = 3.987 \cdot 10^{24} \quad [\text{m}^3/\text{s}^2] \quad (3-33)$$

Όπου $M=5.974 \cdot 10^{24}$ kg είναι η μάζα της Γης.

Η ταχύτητα πτήσης που απαιτείται για να ξεφύγει κάποιο σώμα από τη βαρυτική έλξη της Γης ονομάζεται **ταχύτητα διαφυγής \vec{V}_A** και μπορεί να βρεθεί από εξίσωση της κινητικής ενέργειας του κινούμενου σώματος με το έργο που απαιτείται για να ξεπεραστεί η βαρύτητα, αγνοώντας την περιστροφή της Γης και την έλξη άλλων ουράνιων σωμάτων. Έτσι:

$$\frac{1}{2} \mu u^2 = m \int g dr \quad (3-34)$$

$$g = g_0 (R/r)^2 = g_0 [R/(R+h)]^2 \quad (3-35)$$

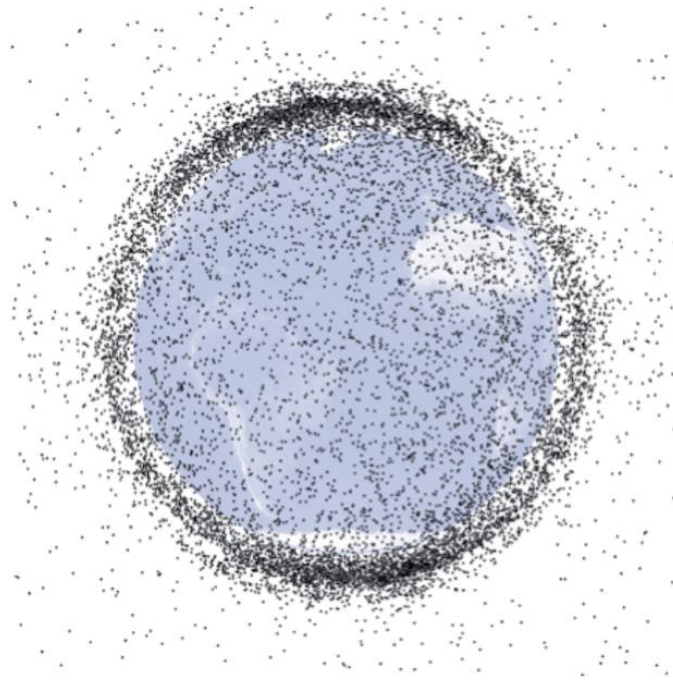
Από αυτές τις δύο εξισώσεις μπορούμε να καταλήξουμε στο αποτέλεσμα:

$$\vec{V}_A = R \sqrt{\frac{2g_0}{R+h}} = \sqrt{\frac{2\mu}{r}} \quad (3-36)$$

όπου $R=6374.2$ km είναι η μέση ακτίνα της Γης, h είναι το υψόμετρο της κυκλικής τροχιάς (από το επίπεδο της θάλασσας), g_0 είναι η μέση επιτάχυνση της βαρύτητας στο επίπεδο της θάλασσας $g_0= 9.806$ [m/s²], r είναι η ακτίνα από το κέντρο της Γης, δηλαδή $r=R+h$. Λύνοντας την εξίσωση παίρνουμε αποτέλεσμα $\vec{V}_A \approx 11200$ [m/s] το οποίο ισούται με περίπου 37 Mach (θεωρώντας την ταχύτητα του ήχου 300 [m/s]). Το να εκτοξευθεί με τέτοια ταχύτητα (ταχύτητα διαφυγής) ένας πύραυλος από την επιφάνεια της Γης δεν είναι πρακτική ιδέα, αυτό είναι λόγω της γήινης ατμόσφαιρας. Ο πύραυλος θα υπόκειτο σε σοβαρή αεροδυναμική θέρμανση και πιέσεις. Ένα πρακτικό διαστημικό όχημα πρέπει να διασχίζει την πυκνή ατμόσφαιρα σε σχετικά χαμηλές ταχύτητες και μετά να επιταχύνει σε υψηλές ταχύτητες όταν βγει εκτός της ατμόσφαιρας.

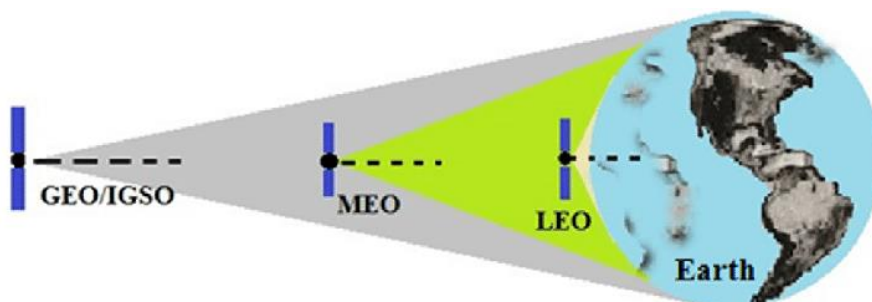
3.2.2 Τροχιές

Τροχιά είναι μια επαναλαμβανόμενη διαδρομή που διασχίζει ένα αντικείμενο στο διάστημα, γύρω από ένα άλλο. Ένα αντικείμενο σε τροχιά ονομάζεται δορυφόρος και μπορεί να είναι φυσικός ή τεχνητός. Φυσικός δορυφόρος είναι η Γη στον ήλιο και η Σελήνη στη Γη. Οι τεχνητοί δορυφόροι είναι φτιαγμένοι από τον άνθρωπο, σήμερα σχεδόν 3000 τεχνητοί δορυφόροι βρίσκονται σε τροχιά γύρω από τη Γη και αυτός ο αριθμός θα αυξηθεί σημαντικά στα επόμενα χρόνια.



Εικόνα 21: Μια αντιπροσωπευτική εικόνα για τον αριθμό των δορυφόρων στη χαμηλή τροχιά {Space Weather Prediction Center}

Όλες οι τροχιές έχουν σχήμα έλλειψης, αλλά κάποιες θεωρούνται κυκλικές διότι φέρουν περισσότερο σε κύκλο. Έχουμε χωρίσει τις τροχιές σε τρεις κατηγορίες ανάλογα με το ύψος τους. Αρχικά υπάρχει η **χαμηλή τροχιά (Low Earth Orbit, LEO)** η οποία έχει το χώρο των υψομέτρων 160-2000 km. Σε αυτή την κατηγορία οι δορυφόροι ολοκληρώνουν μια περιστροφή γύρω από τη Γη σε 90 λεπτά με 2 ώρες, είναι η πιο απασχολημένη τροχιά καθώς το 55% των τεχνητών δορυφόρων βρίσκεται σε αυτή. Έπειτα υπάρχει η **μέτρια τροχιά (Medium Earth Orbit, MEO)** η οποία έχει το εύρος 2000-36000 km και φιλοξενεί μόνο το 10% των τεχνητών δορυφόρων. Και τέλος υπάρχει η **γεωσύγχρονη τροχιά (Geosynchronous Earth Orbit, GEO)**, οι δορυφόροι που είναι σε αυτό το είδος τροχιάς είναι τέλεια συγχρονισμένοι με την περιστροφή της Γης ώστε να μένουν πάνω από συγκεκριμένες τοποθεσίες συνεχώς. Το ύψος για γεωσύγχρονη τροχιά είναι 37015 km, η ταχύτητα περίπου 4000 m/s και φυσικά έχουν χρόνο περιστροφής 24 ώρες. Το 35% των τεχνητών δορυφόρων είναι σε γεωσύγχρονη τροχιά.



Εικόνα 22: Το αποτύπωμα που μπορεί να έχει ένας δορυφόρος ανάλογα με το ύψος της τροχιάς του. Αξίζει να σημειωθεί ότι όσο πιο μακριά είναι ο δορυφόρος τόσο πιο αργή η ανταλλαγή πληροφοριών. {researchgate}

Μπορούμε να υπολογίσουμε κατά προσέγγιση την ταχύτητα πτήσης που χρειάζεται να έχει ένα διαστημικό όχημα για να κινείται σε τροχιά. Η μόνη δύναμη που ασκείται στο όχημα είναι το βάρος B που ισούται με τη κεντρομόλο δύναμη F_c η οποία είναι αναγκαία για να διατηρείται το όχημα σε τροχιά. Επομένως:

$$\begin{cases} B = F_c \\ (3 - 32) \end{cases} \rightarrow G \frac{Mm}{r^2} = \frac{m\vec{V}_s^2}{r} \rightarrow \vec{V}_s = \sqrt{\frac{GM}{r}} \quad (3-37)$$

όπου \vec{V}_s η **δορυφορική ταχύτητα** και είναι μικρότερη από την ταχύτητα διαφυγής κατά $\sqrt{2}$.

Η **περίοδος περιστροφής T** για μια κυκλική τροχιά μπορεί να βρεθεί από τη σχέση:

$$T = \frac{2\pi r}{\vec{V}_s} = \frac{2\pi r^{2/3}}{R\sqrt{g_0}} \quad (3-38)$$

Το συμπέρασμα που παίρνουμε, είναι ότι για να βάλουμε κάτι σε τροχιά, θα πρέπει να φτάσει ένα υψόμετρο τουλάχιστον 100 km (ώστε ο αέρας να είναι αρκετά αραιός) και να επιταχυνθεί σε ταχύτητα 7800 m/s ($\approx 26M$) (η οποία ταχύτητα θα είναι ανάλογη του υψομέτρου της τροχιάς). Πρέπει να σημειωθεί ότι στην πραγματικότητα, λόγω της ύπαρξης των λίγων ατόμων αερίων που υπάρχουν διάσπαρτα, η δορυφορική ταχύτητα μειώνεται με πολύ αργό ρυθμό και για αυτό το λόγο οι δορυφόροι χρειάζονται μια επιπλέον ώθηση κατά καιρούς για να ανακτήσουν την ταχύτητα τους και να μείνουν σε τροχιά. Αλλιώς η βαρύτητα θα τους παρασύρει ξανά μέσα στην ατμόσφαιρα όπου το μεγαλύτερο μέρος τους θα καεί από τη θερμότητα που παράγεται από την τριβή με τον ατμοσφαιρικό αέρα.

A/A	Εφαρμογή	$\Delta\vec{V}$
1	Εκτόξευση για διαπλανητική τροχιά δηλαδή (ταχύτητα διαφυγής), ιδανικές συνθήκες	$\Delta\vec{V} > 11,200\text{m/s}$
2	Εκτόξευση για χαμηλή γήινη τροχιά περιστροφής (LEO), ιδανικές συνθήκες	$\Delta\vec{V} > 7,700\text{m/s}$
3	Εκτόξευση για χαμηλή γήινη τροχιά περιστροφής (LEO), συμπεριλαμβανομένων απωλειών βαρύτητας και αντίστασης αέρα	$\Delta\vec{V} > 9,400\text{m/s}$
4	Εκτόξευση για υψηλή τροχιά γεωσύγχρονη (GEO) από μία τροχιά αναμονής με κλίση 30°	$\Delta\vec{V} > 4,000\text{m/s}$

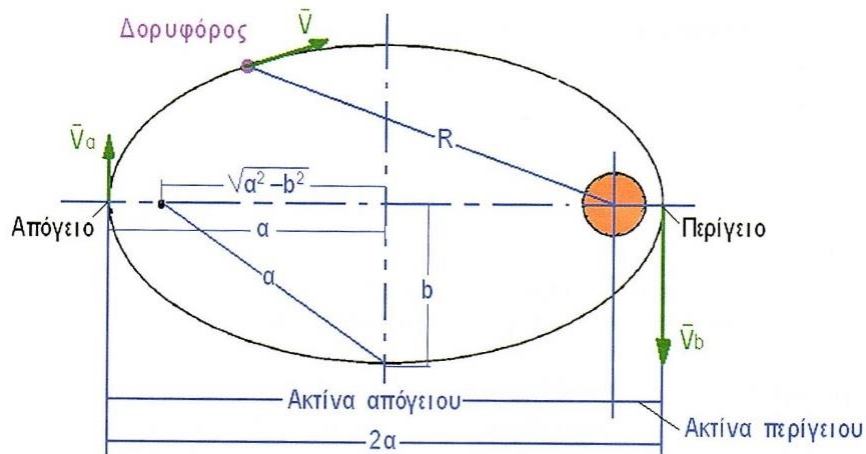
Εικόνα 23: Αντιστοιχίες ταχυτήτων {Πολυζάκης [1]}

Η κυκλική τροχιά είναι μια ειδικότερη περίπτωση της γενικότερης **ελλειπτικής τροχιάς** που παρουσιάζεται στην παρακάτω εικόνα. Εδώ η Γ η (ή οποιοδήποτε άλλο ουράνιο σώμα γύρω από το οποίο κινείται άλλο σώμα) βρίσκεται σε μια από τις δύο εστίες αυτής της έλλειψης. Οι εξισώσεις κίνησης προκύπτουν από τους νόμους του Kepler και οι ελλειπτικές τροχιές μπορούν να εκφραστούν σε πολικές συντεταγμένες, ως εξής:

$$\vec{V} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (3-39)$$

όπου \vec{V} είναι η ταχύτητα του σώματος στην ελλειπτική τροχιά, r είναι η στιγμιαία ακτίνα από το κέντρο της Γ ης που έλκεται (μη διανυσματικό μέγεθος, η οποία αλλάζει

κατεύθυνση καθώς και μέγεθος), a είναι ο κύριος άξονας της έλλειψης και μ είναι η σταθερά βαρύτητας της Γης με τιμή $3.986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$.



Εικόνα 24: Ελλειπτική τροχιά. {Πολυζάκης [1]}

Από τη σχέση (3-39) προκύπτει ότι η ταχύτητα \vec{V} λαμβάνει τη μέγιστη τιμή \vec{V}_b όταν το κινούμενο σώμα έρχεται πλησιέστερα στην εστία της έλλειψης δηλαδή το περίγειο της τροχιάς και την ελάχιστη τιμή \vec{V}_a στο απόγειο της. Αντικαθιστώντας την r και ορίζοντας τον συντελεστή μορφής e ως εκκεντρότητα της έλλειψης, $e = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}}$ (3-40), τότε οι ταχύτητες στο περίγειο μπορούν να εκφράζονται ως:

$$\vec{V}_a = \sqrt{\frac{\mu(1-e)}{a(1+e)}} \quad (3-41)$$

$$\vec{V}_b = \sqrt{\frac{\mu(1+e)}{a(1-e)}} \quad (3-42)$$

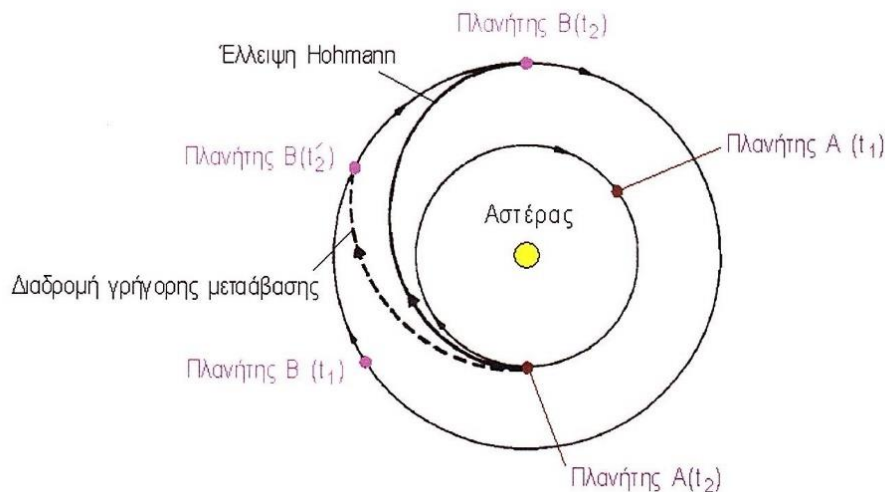
Μια άλλη ιδιότητα μιας ελλειπτικής τροχιάς είναι ότι το γινόμενο της ταχύτητας και της στιγμιαίας ακτίνας παραμένει σταθερό για οποιαδήποτε θέση a ή b στην έλλειψη, δηλαδή:

$$\vec{V}_x r_x = \vec{V}_y r_y = \vec{V} r \quad (3-43)$$

Η ακριβής τροχιά που ακολουθεί ένας δορυφόρος εξαρτάται από την ταχύτητα (μέτρο και κατεύθυνση) με την οποία ξεκινάει ή τίθεται σε τροχιά.

Για τις διαπλανητικές αποστολές, η ιδανική αποστολή μπορεί να επιτευχθεί με ελάχιστη ενέργεια σε μια απλή έλλειψη μετάβασης, όπως προτάθηκε αρχικά από τον Hohmann. Υποθέτοντας ότι οι πλανητικές τροχιές γύρω από τον Ήλιο είναι κυκλικές και ομοεπίπεδες, ο Hohmann απέδειξε ότι η τροχιά ελάχιστης ενέργειας είναι ελλειπτική και εφάπτεται στις πλανητικές τροχιές. Αυτή η αποστολή απαιτεί μια πρώτη αύξηση της ταχύτητας (με σχετικά υψηλή ώθηση) κατά την εκκίνηση (πλανήτης A στο χρόνο t_1) και δεύτερη στον τερματισμό (πλανήτης B στο χρόνο t_2). Και οι δύο αυξήσεις ισούνται με τις διαφορές ταχύτητας μεταξύ των αντίστοιχων κυκλικών πλανητικών ταχυτήτων και της ταχύτητας περίγειου και απόγειου που

ορίζουν την έλλειψη αποστολής. Η ώθηση στους ελιγμούς αρχής και τέλους της έλλειψης Hohmann πρέπει να είναι ισχυρή, ώστε να δίδει σε σύντομο χρόνο λειτουργίας επιτάχυνση τουλάχιστον $0.01 \cdot g_0$.



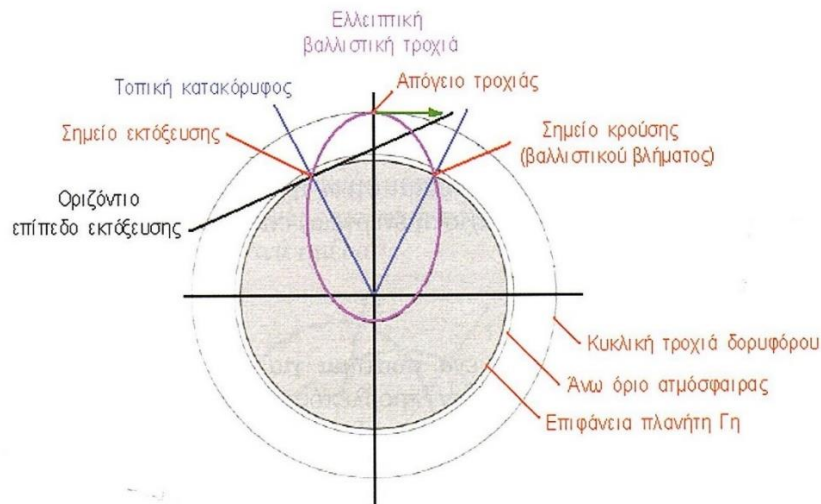
Εικόνα 25: Διάγραμμα των διαπλανητικών τροχιών. {Πολυζάκης [1]}

Ο χρόνος εκτόξευσης ή οι σχετικές θέσεις του πλανήτη εκτόξευσης και του πλανήτη στόχου για μια διαπλανητική αποστολή είναι κρίσιμες, διότι το αεροδιαστημικό όχημα πρέπει να συναντήσει τον πλανήτη στόχο όταν φτάσει στην τροχιά του στόχου. Ο χρόνος μετάβασης ($t_2 - t_1$) για τις ελλειπτικές τροχιές του Hohmann ξεκινώντας από τη Γη για τη Σελήνη είναι περίπου 116 ώρες ενώ για τον Άρη είναι περίπου 259 μέρες. Αν είναι επιθυμητή μια ταχύτερη τροχιά (μικρότερος χρόνος μετάβασης), απαιτείται περισσότερη ενέργεια απ' ό,τι στην έλλειψη μετάβασης Hohmann. Αυτό σημαίνει ένα μεγαλύτερο αεροδιαστημικό όχημα με περισσότερη μάζα προωθητικού και ένα μεγαλύτερο σύστημα προώθησης που έχει μεγαλύτερη συνολική ειδική ώθηση. Υπάρχει συνεπώς ένα χρονικό παράθυρο για την εκτόξευση ενός αεροδιαστημικού οχήματος. Για μια αποστολή στον Άρη ένα αεροδιαστημικό όχημα που ξεκίνησε από τη Γη μπορεί να έχει ένα χρονικό παράθυρο εκτόξευσης περισσότερο από δύο μήνες. Μια έλλειψη μετάβασης Hohmann ή μια πιο γρήγορη τροχιά μετάβασης ισχύουν όχι μόνο για την διαπλανητική πτήση αλλά και για τους τεχνητούς δορυφόρους της Γης, που μεταβαίνουν από μια κυκλική τροχιά σε άλλη (αλλά πάντα στο ίδιο επίπεδο). Επίσης, εάν ένα αεροδιαστημικό όχημα πάει σε ένα ραντεβού με ένα άλλο αεροδιαστημικό όχημα σε διαφορετική τροχιά, τα δύο αεροδιαστημικά οχήματα πρέπει να βρίσκονται στις σωστές προκαθορισμένες θέσεις πριν από την εφαρμογή ώθησης για να φτάσουν ταυτόχρονα στα ραντεβού τους. Όταν η τροχιά εκτόξευσης (ή ο πλανήτης εκτόξευσης) δεν βρίσκεται στο επίπεδο με την τροχιά του στόχου, τότε χρειάζεται πρόσθετη ενέργεια εφαρμόζοντας ώθηση σε κατεύθυνση κάθετη προς το επίπεδο τροχιάς εκτόξευσης.

Το παρακάτω σχήμα δείχνει την ελλειπτική τροχιά ενός βαλλιστικού πυραύλου ή ενός αεροδιαστημικού οχήματος. Κατά τη διάρκεια της αρχικής πτήσης όπου λειτουργεί το προωθητικό σύστημα, η γωνία τροχιάς ρυθμίζεται από το σύστημα ελέγχου σε μια γωνία που να επιτρέπει στο όχημα να φτάσει στο απόγειο της ελλειπτικής τροχιάς του, ακριβώς στο επιθυμητό υψόμετρο. Στο απόγειο μπαίνει και πάλι σε λειτουργία το προωθητικό σύστημα αυξάνει την ταχύτητα του

αεροδιαστημικού οχήματος, αναγκάζοντας το να μεταπηδήσει από ελλειπτική σε κυκλική τροχιά.

Για ένα ιδανικό δορυφόρο, η απλοποιημένη θεωρία υποθέτει μια κατ' ουσία στιγμιαία εφαρμογή της συνολικής ώθησης καθώς η βαλλιστική τροχιά φτάνει στο απόγειο της. Στην πραγματικότητα το προωθητικό σύστημα λειτουργεί για ένα πεπερασμένο χρονικό διάστημα, κατά τη διάρκεια των οποίων εμφανίζονται απώλειες λόγω βαρύτητας και μεταβολές στο υψόμετρο.



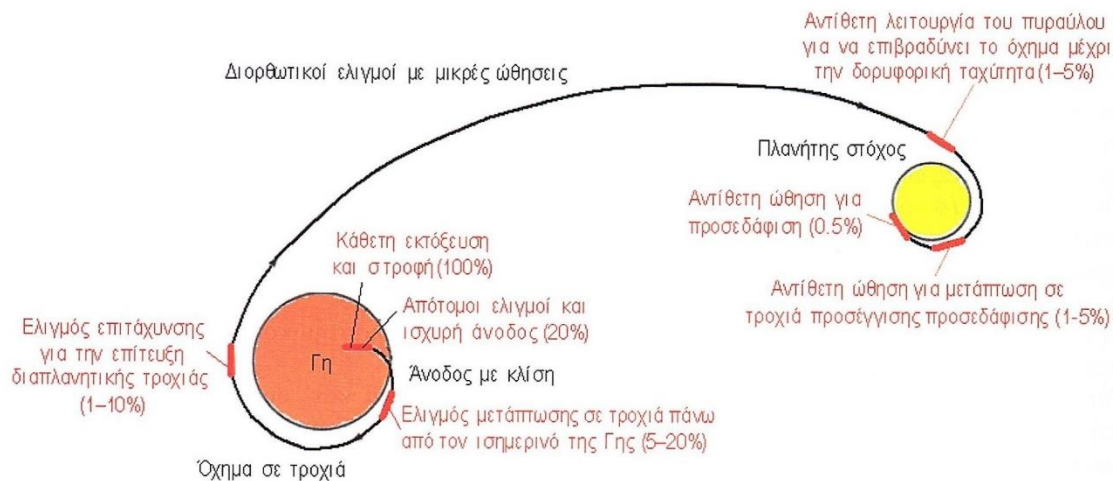
Εικόνα 26: Ελλειπτική τροχιά βαλλιστικού βλήματος {Πολυζάκης [1]}

3.2.3 Μακρινό Διάστημα

Αποστολές στη σελήνη και διαπλανητικές μπορεί να περιλαμβάνουν την περιστροφή, την προσγείωση και την επιστροφή στη Γη. Η ενέργεια E_s που απαιτείται για να διαφύγει ένα σώμα από τη Γη είναι:

$$\begin{cases} E_s = \frac{1}{2} m \vec{V}_e^2 \\ \vec{V}_A = \sqrt{\frac{2\mu}{R}} \end{cases} \rightarrow E_s = 6.26 \cdot 10^7 \quad [\text{J/kg}] \quad (3-44)$$

η οποία είναι μεγαλύτερη από αυτή που απαιτείται για να τεθεί ένας δορυφόρος σε τροχιά. Η βαρυτική έλξη των διαφόρων ουράνιων σωμάτων και οι αντίστοιχες ταχύτητες διαφυγής εξαρτώνται από τις μάζες και τις διαμέτρους τους. Ένα εξιδανικευμένο διάγραμμα μιας διαπλανητικής αποστολής προσγείωσης παρουσιάζεται στην παρακάτω εικόνα.



Εικόνα 27: Απεικόνιση τυπικών ελιγμών κατά τη διάρκεια μιας υποθετικής διαπλανητικής αποστολής με προσεγγίωση. Οι αριθμοί υποδεικνύουν τα τυπικά μεγέθη ώθησης των ελιγμών σε ποσοστό επί τοις εκατό της ώθησης απογείωσης εκτόξευσης. Αυτό δεν είναι σύμφωνο με την κλίμακα. Οι παχύτερες γραμμές δείχνουν τα τροφοδοτούμενα τμήματα της πτήσης. {Πολυζάκης [1]}

Η διαφυγή από το ηλιακό σύστημα απαιτεί περίπου $5.03 \cdot 10^8$ J/kg. Αυτή είναι οκταπλάσια της ενέργειας που απαιτείται για τη διαφυγή από τη Γη. Αποδεικνύεται ότι η τροχιά ενός αεροδιαστημικού οχήματος για να ξεφύγει από τον Ήλιο είναι είτε μια παραβολή (ελάχιστη ενέργεια) είτε μια υπερβολή.


3.2.4 Αιτίες Αποκλίσεων Τροχιάς

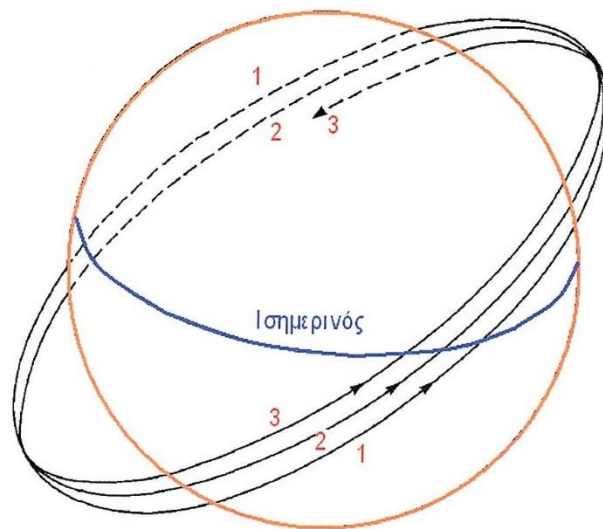
Είναι απαραίτητο να υπάρχει ένα σύστημα για τον εντοπισμό της θέσης ή της πιθανής απόκλισης του αεροδιαστημικού οχήματος από την προβλεπόμενη τροχιά πτήσης, ώστε να εφαρμοστεί ο κατάλληλος εξοπλισμός ελιγμού διόρθωσης για την αντιμετώπιση της. Τυπικά, οι διορθώσεις εκτελούνται από ένα σύνολο μικρών προωθητών ελέγχου, οι οποίοι παρέχουν προκαθορισμένες ωθήσεις στις επιθυμητές κατευθύνσεις. Αυτές οι διορθώσεις είναι απαραίτητες καθ' όλη τη διάρκεια ζωής του αεροδιαστημικού οχήματος (για 1 έως 20 χρόνια ή και περισσότερο) για να ξεπεραστούν οι επιπτώσεις των διαταραχών και να διατηρήσει την προβλεπόμενη τροχιά.

Οι διαταραχές μπορούν να κατηγοριοποιηθούν σε βραχυπρόθεσμες και μακροπρόθεσμες. Οι καθημερινές ή οι τροχιακές περιοδικές δυνάμεις ονομάζονται ημερήσιες (diurnal) και εκείνες με μεγάλες περιόδους καλούνται κοσμικές (secular).


Σε μεγάλα υψόμετρα (>36,000 km), κάθε δορυφόρος βιώνει δυνάμεις διαταραχής (κυρίως βαρυτική έλξη από τον ήλιο και τη σελήνη), με τις δυνάμεις να δρουν σε διαφορετικές κατευθύνσεις καθώς ο δορυφόρος ίπταται γύρω από τη Γη. Αυτό το φαινόμενο του τρίτου σώματος μπορεί να αυξήσει ή να μειώσει το μέτρο και τη διεύθυνση της ταχύτητας αλλάζοντας τελικά την κατεύθυνση του δορυφόρου. Σε ακραίες περιπτώσεις ο δορυφόρος μπορεί να έρθει πολύ κοντά στο τρίτο σώμα, όπως η Σελήνη και να υποβληθεί σε αυτό που ονομάζεται υπερβολικός ελιγμός που θα αλλάξει ριζικά την τροχιά του. Αυτή η συνάντηση μπορεί να χρησιμοποιηθεί για να αυξήσει ή να μειώσει την ενέργεια του δορυφόρου και να αλλάξει σκόπιμα την ταχύτητα και το σχήμα της τροχιάς.

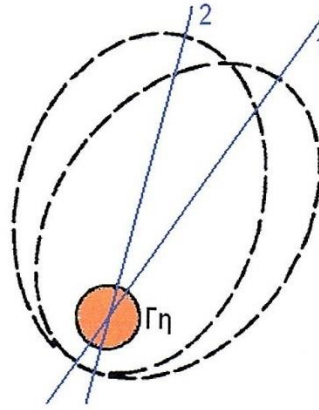
Οι δορυφόροι μεσαίου και χαμηλού υψόμετρου (500 έως 35,000 km) αντιμετωπίζουν διαταραχές εξαιτίας της πλάτυνσης που παρουσιάζει η Γη στους πόλους. Η Γη διογκώνεται κοντά στον ισημερινό έτσι μια διατομή μέσω των πόλων δεν είναι εξ ολοκλήρου κυκλική. Ανάλογα με την κλίση του επιπέδου τροχιάς προς τον ισημερινό και το υψόμετρο της δορυφορικής τροχιάς, προκύπτουν δύο διαταραχές:

 **Παλινδρόμηση των κόμβων**, η οποία παρουσιάζεται στην παρακάτω εικόνα ως περιστροφή του επιπέδου της τροχιάς στο διάστημα και μπορεί να είναι τόσο υψηλή όσο 9° ανά ημέρα σε σχετικά χαμηλά υψόμετρα. Θεωρητικά, η παλινδρόμηση αυτή δεν εμφανίζεται στις ισημερινές τροχιές.




Εικόνα 28: Η παλινδρόμηση των κόμβων παρουσιάζεται ως περιστροφή του επιπέδου της τροχιάς {Πολυζάκης[1]}


 **Μετατόπιση του μείζονα άξονα**. Στην επόμενη εικόνα απεικονίζεται μια "υπερβολική" μετατόπιση της αψιδωτής γραμμής, με το κέντρο της Γης να παραμένει ως σημείο εστίασης. Αυτή η απόκλιση μπορεί να θεωρηθεί ως συνολική μετατόπιση του σταθερού επιπέδου της ελλειπτικής τροχιάς. Προφανώς, τα σημεία απόγειο και περίγειο αλλάζουν τη θέση τους, ενώ ο ρυθμός μεταβολής είναι συνάρτηση του ύψους του δορυφόρου και της γωνίας κλίσης του επιπέδου. Σε υψόμετρο απόγειο 1000 nm και περίγειο 100 nm σε μια ισημερινή τροχιά, η ολίσθηση είναι περίπου 10° ανά ημέρα.



Εικόνα 29: Μετατόπιση της αψιδωτής τροχιάς μιας ελλειπτικής τροχιάς από τη θέση 1 στη θέση 2 εξαιτίας της πλάτυνσης στους πόλους της Γης. {Πολυζάκης [1]}

Οι δορυφόροι νέας τεχνολογίας που διαθέτουν ακανόνιστα σχήματα λόγω προεξέχουσας κεραίας, ηλιακών πάνελ ή άλλων ασύμμετρων προσαρτημάτων, υπόκεινται σε ροπές και δυνάμεις που τείνουν να διαταράξουν τη θέση και την τροχιά τους καθ' όλη την τροχιακή του ζωή. Οι κύριες ροπές και δυνάμεις προκύπτουν από τους ακόλουθους παράγοντες:

 **Αεροδυναμική οπισθέλκουσα.** Αυτός ο παράγοντας είναι σημαντικός σε τροχιακά υψόμετρα <500 km και θεωρείται συνήθως αμελητέος από 800 km και πάνω από τη Γη. Η αεροδυναμική οπισθέλκουσα, εκτός από την επίδραση στην συμπεριφορά των ασύμμετρων οχημάτων, προκαλεί μια αλλαγή στις ελλειπτικές τροχίες που είναι γνωστές ως ολίσθηση, δηλαδή μια μείωση του κύριου άξονα της έλλειψης και μια μείωση στην εκκεντρότητα των τροχιών γύρω από τη Γη.


 **Ηλιακή ακτινοβολία.** Αυτός ο παράγοντας κυριαρχεί σε μεγάλα υψόμετρα (>800 km) και οφείλεται στην πρόσκρουση των ηλιακών φωτονίων στις επιφάνειες του δορυφόρου. Η πίεση ηλιακής ακτινοβολίας p (N/m^2) σε δεδομένη επιφάνεια του δορυφόρου κοντά στη Γη που εκτίθεται στον Ήλιο δίδεται από τη σχέση:


$$p = 4.5 \cdot 10^{-6} \cdot \cos \theta [(1 - k_s) \cos \theta + 0.67 \cdot k_d] \quad (3-45)$$


όπου θ είναι η γωνία (σε μοίρες) μεταξύ του προσπίπτοντος διανύσματος ακτινοβολίας και της κάθετης διεύθυνσης στην επιφάνεια, ενώ τα k_s και k_d είναι οι συντελεστές κατοπτρικής και διάχυτης ανακλαστικότητας. Οι τυπικές τιμές των k_s και k_d είναι 0.9 και 0.5 αντίστοιχα για το σώμα και την κεραία και 0.25 και 0.01 αντίστοιχα για τις επιφάνειες φωτοβολταϊκών πάνελ. Η ένταση της ακτινοβολίας εξαρτάται από το τετράγωνο της απόστασης από τον Ήλιο. Η ηλιακή ροπή T που προσδίδεται στο όχημα εξαιτίας της ηλιακής ακτινοβολίας δίδεται από τη σχέση:

$$T = p \cdot A \cdot l \quad (3-46)$$


όπου A είναι η προβαλλόμενη επιφάνεια κάθετα στην διεύθυνση διάδοσης του φωτός και l είναι η απόσταση μεταξύ του κέντρου βάρους του διαστημικού οχήματος και του κέντρου της ηλιακής πίεσης. Σε δορυφόρους μη συμμετρικούς με μεγάλη επιφάνεια φωτοβολταϊκών πάνελ από τη μία πλευρά, η ηλιακή ροπή προκαλεί μικρή περιστροφή του.


 **Κλίσεις βαρύτητας.** Η βαρυτική ροπή στο αεροδιαστημικό όχημα είναι αποτέλεσμα της διακύμανσης της βαρυτικής δύναμης επί της κατανεμημένης μάζας ενός αεροδιαστημικού οχήματος. Ο προσδιορισμός αυτής της ροπής απαιτεί γνώση του βαρυτικού πεδίου και της κατανομής της μάζας των αεροδιαστημικών οχημάτων. Αυτή η ροπή μειώνεται με την αύξηση της ακτίνας της τροχιάς και αυξάνεται με την αύξηση της απόστασης των μαζών εντός του διαστημικού οχήματος (συμπεριλαμβανομένων των βραχιόνων και των εξαρτημάτων) από το κέντρο βάρους, ενώ είναι πιο σημαντική σε μεγάλα αεροδιαστημικά οχήματα ή σε διαστημικούς σταθμούς που λειτουργούν σε σχετικά χαμηλές τροχιές.

 **Μαγνητικό πεδίο.** Το μαγνητικό πεδίο της Γης και οποιαδήποτε μαγνητική δύναμη μέσα στον δορυφόρο αλληλοεπιδρούν για να παράγουν ροπή. Το μαγνητικό πεδίο της Γης αναπτύσσεται γύρω από τον άξονα της Γης, συνεχώς μεταβάλλεται όσον αφορά την κατεύθυνση και την ένταση του εξαιτίας μαγνητικών καταιγίδων και άλλων αιτιών. Δεδομένου ότι η ένταση του πεδίου αγνοούνται συχνά στον προκαταρκτικό σχεδιασμό των δορυφόρων.

 **Εσωτερικές επιταχύνσεις.** Η ανάπτυξη των φωτοβολταϊκών πάνελ, η μετατόπιση του προωθητικού, η κίνηση αστροναυτών ή άλλης μάζας μέσα στον δορυφόρο κ.α. παράγουν ροπές και δυνάμεις.

Ο σχεδιαστής του συστήματος ελέγχου του αεροδιαστημικού οχήματος διακρίνει συχνά δύο διαφορετικά είδη διορθώσεων της τροχιάς που είναι απαραίτητα για τη διατήρηση του δορυφόρου σε σύγχρονη θέση:

 Η διόρθωση ανατολή-δύση αναφέρεται σε μια διόρθωση που κινεί το σημείο στο οποίο η δορυφορική τροχιά τέμνει το ισημερινό επίπεδο της Γης σε ανατολική ή δυτική κατεύθυνση.

 Η διόρθωση βορά-νότου εξουδετερώνει τις δυνάμεις που συνδέονται συνήθως με τις επιπτώσεις του Ήλιου και της Σελήνης στο τρίτο σώμα.

Σε πολλές αποστολές δορυφόρων δεν προκαλούν ανησυχίες οι σταδιακές αλλαγές στην τροχιά που προκαλούνται από τις δυνάμεις διαταραχής. Ωστόσο, σε ορισμένες αποστολές είναι απαραίτητο να αντισταθμιστούν οι δυνάμεις που προκαλούν διαταραχές για να διατηρηθεί ο δορυφόρος σε μια συγκεκριμένη τροχιά και προσανατολισμό. Για παράδειγμα, σύγχρονοι δορυφόροι τηλεπικοινωνιών (GEO) είναι απαραίτητο να διατηρούν τη θέση τους και την τροχιά τους, ώστε να μπορούν να καλύπτουν μια συγκεκριμένη περιοχή της Γης εντός του οπτικού τους πεδίου, και να μην υπάρχει κίνδυνος σύγκρουσης με άλλους δορυφόρους σε αυτή την "πυκνοκατοικημένη" σύγχρονη ισημερινή τροχιά. Ένα άλλο παράδειγμα είναι ένα δορυφορικό σύστημα επικοινωνίας LEO με πολλούς συντονισμένους δορυφόρους όπου τουλάχιστον ένας δορυφόρος πρέπει να είναι σε θέση να λαμβάνει και να μεταδίδει σήματα ραδιοσυχνότητας σε συγκεκριμένα σημεία της Γης. Οι τροχιές τους και οι θέσεις αυτών των διαφόρων δορυφόρων σε σχέση μεταξύ τους πρέπει να ελέγχονται και να διατηρούνται.

Η διατήρηση της τροχιάς σημαίνει την εφαρμογή μικρών διορθωτικών δυνάμεων και ροπών κατά περιόδους: για τους GEO αυτή η διατήρηση πραγματοποιείται συνήθως κάθε λίγους μήνες. Οι τυπικές αυξήσεις ταχύτητας για τη διατήρηση της τροχιάς σύγχρονων δορυφόρων απαιτούν ένα $\Delta \vec{V}$ μεταξύ 10 και 50

m/s ανά έτος. Για μια μάζα δορυφόρου περίπου 2000 kg, μια διόρθωση 50 m/s για μια ζωή τροχιάς 10 χρόνων θα χρειαζόταν συνολική ώθηση περίπου 100,000N, η οποία αντιστοιχεί σε μάζα προωθητικού 400-500kg (περίπου ¼ της μάζας του δορυφόρου) εάν πραγματοποιηθεί με μια μικρή ώση από προωθητήρα μονού ή διπλού προωθητικού. Θα απαιτούσε πολύ λιγότερο προωθητικό εάν χρησιμοποιούνταν ηλεκτρική ώθηση, αλλά σε ορισμένα αεροδιαστημικά οχήματα αυτό θα επέφερε υπερβολική αύξηση της αδρανούς μάζας του συστήματος.

3.2.5 Ταχύτητα Αποστολής

Ένας βολικός τρόπος για να περιγράψουμε το μέγεθος της ενεργειακής απαίτησης μιας αποστολής στο διάστημα είναι να χρησιμοποιήσουμε την έννοια της ταχύτητας διαφυγής. Αυτή ορίζεται ως το άθροισμα όλων των αυξήσεων ταχύτητας πτήσης που απαιτούνται για την επίτευξη του στόχου της αποστολής που προσδίδουν όλοι οι προωθητές ανεξαρτήτως της διεύθυνσης ώθησης που προσδίδουν. Ακόμα και οι αυξήσεις ταχύτητας με ανάδρομη κίνηση προθέτονται. Όλοι οι ελιγμοί που απαιτούν ενέργεια προθέτονται στην ταχύτητα αποστολής. Η αρχική ταχύτητα που οφείλεται στην περιστροφή της Γης (464 m/s στον ισημερινό και 408 m/s σε έναν σταθμό εκτόξευσης με 28.5° γεωγραφικό πλάτος) δεν χρειάζεται να παρέχεται από τα συστήματα προώθησης και αφαιρείται. Η απαιτούμενη ταχύτητα αποστολής είναι η θεωρητική υποθετική ταχύτητα που μπορεί να επιτευχθεί από το όχημα σε κενό χωρίς βαρύτητα, αν όλη η προωθητική ενέργεια των κινητήρων που προσδίδουν ορμή σε όλα τα στάδια, εφαρμοστεί στην ίδια κατεύθυνση. Είναι χρήσιμο εργαλείο για τη σύγκριση ενός σχεδιασμού οχήματος πτήσης με ένα άλλο και λειτουργεί ως δείκτης της ενέργειας αποστολής.


TABLE 4–3. Typical Estimated Space Shuttle Incremental Flight Velocity Breakdown for Flight to Low Earth Orbit and Return


Ideal satellite velocity	7790 m/sec
Δu to overcome gravity losses	1220 m/sec
Δu to turn the flight path from the vertical	360 m/sec
Δu to counteract aerodynamic drag	118 m/sec
Orbit injection	145 m/sec
Deorbit maneuver to reenter atmosphere and aerodynamic braking	60 m/sec
Correction maneuvers and velocity adjustments	62 m/sec
Initial velocity provided by the Earth's rotation at 28.5° latitude	<u>-408 m/sec</u>
Total required mission velocity	<u>9347 m/sec</u>


Εικόνα 30: Τυπικός υπολογισμός Ταχύτητας Αποστολής για μια αποστολή διαστημικού λεωφορείου {Sutton[4]}


3.3 ΕΛΙΓΜΟΙ ΠΤΗΣΗΣ


Όλες οι λειτουργίες προώθησης ελέγχονται (ξεκινούν, παρακολουθούνται και σταματούν) από το σύστημα καθοδήγησης και ελέγχου του οχήματος. Οι κατηγορίες πιθανών ελιγμών και επιταχύνσεων, είναι:

 **Ελιγμοί εκκίνησης και ανόδου.** Κατά τους ελιγμούς αυτούς η ορμή του αεροδιαστημικού οχήματος αλλάζει στην διεύθυνση της ταχύτητας πτήσης. Απαιτούν υψηλή ή μεσαία πυραυλική προώθηση που διαρκεί συνήθως 0.7 έως 8 min. Μέχρι σήμερα, οι περισσότεροι ελιγμοί έχουν χρησιμοποιήσει χημικούς πυραυλοκινητήρες.

 **Ελιγμοί προσθήκης επιπλέον ώθησης,** οι οποίοι αυξάνουν την ταχύτητα στο υψηλότερο τμήμα της τροχιάς για ένα όχημα εκτόξευσης ή στο απόγειο για ένα όχημα που εκτελεί ελλειπτική τροχιά. Αυτοί οι τύποι ελιγμών συνήθως παρέχονται από τα κύρια προωθητικά συστήματα.


 **Ελιγμοί μεταπήδησης από μια τροχιά σε μια άλλη** όπου απαιτούνται ακριβείς ωθήσεις. Πραγματοποιούνται είτε από το κύριο σύστημα προώθησης και συγκεκριμένα από την τελευταία βαθμίδα, είτε (συχνότερα) με ένα ξεχωριστό σύστημα προώθησης. Η μεταπήδηση της τροχιάς μπορεί να είναι λειτουργία μιας ώθησης μετά από την άνοδο από το σταθμό εκτόξευσης. Εάν η τροχιά πτήσης είναι μια έλλειψη Hohmann (ελάχιστη ενέργεια) ή μια ταχύτερη τροχιά, τότε χρειάζονται δύο διαστήματα ώθησης, μία στην αρχή και μια στο τέλος της διαδρομής μεταφοράς. Για την τοποθέτηση σε τροχιά, τα επίπεδα ώθησης είναι τυπικά μεταξύ 200 και 45,000N, ανάλογα με το χρόνο μεταφοράς του ωφέλιμου φορτίου και την συγκεκριμένη τροχιά. Αν η νέα τροχιά είναι σε μεγαλύτερο υψόμετρο, τότε οι ωθήσεις εφαρμόζονται στην κατεύθυνση της πτήσης. Εάν η νέα τροχιά βρίσκεται σε χαμηλότερο υψόμετρο, τότε οι ωθήσεις πρέπει να εφαρμόζονται σε διεύθυνση αντίθετη από το διάνυσμα ταχύτητας πτήσης. Οι τροχιές μεταφοράς μπορούν επίσης να επιτευχθούν με ένα πολύ χαμηλό επίπεδο ώσης (0.001 έως 1N) χρησιμοποιώντας ένα ηλεκτρικό σύστημα πρόωσης, αλλά οι τροχιές πτήσης θα είναι πολύ διαφορετικές (σπείρα πολλαπλών βρόχων) και η διάρκεια μεταπήδησης θα είναι πολύ μεγαλύτερη. Παρόμοιοι ελιγμοί εκτελούνται επίσης με αποστολές σεληνιακής ή διαπλανητικής πτήσης.


 **Ελιγμοί ρύθμισης του διανύσματος ταχύτητας και οι μικροί ελιγμοί διόρθωσης** εκτελούνται συνήθως με μικρές ωθήσεις, μικρής διάρκειας και διακοπτόμενης λειτουργίας, χρησιμοποιώντας ένα σύστημα ελέγχου αντίδρασης με πολλαπλούς μικρούς κινητήρες υγρού προωθητικού, τόσο για μετάβαση όσο και για περιστροφή. Τα συστήματα πυραύλων ελέγχου αντίδρασης επιτρέπουν ακριβείς χειρισμούς ρύθμισης της τροχιάς, αφού έχει ήδη τοποθετηθεί το όχημα σε τροχιά από άλλο, λιγότερο ακριβές σύστημα πρόωσης. Οι ελιγμοί διόρθωσης της τροχιάς στα μέσα της πορείας προς το μακρινό διάστημα εμπίπτουν επίσης στην κατηγορία αυτή. Τα συστήματα πρόωσης για ελιγμούς συντήρησης τροχιάς, (για να ξεπεραστούν οι δυνάμεις διαταραχής), θεωρούνται επίσης ότι αποτελούν μέρος αυτής της κατηγορίας.


 **Οι ελιγμοί επανεισόδου και προσεδάφισης** μπορούν να λάβουν διάφορες μορφές. Αν η προσεδάφιση συμβαίνει σε έναν πλανήτη που έχει ατμόσφαιρα, τότε η οπισθέλκουσα της ατμόσφαιρας θα επιβραδύνει το όχημα που εισέρχεται σε αυτήν. Για μια ελλειπτική τροχιά, η οπισθέλκουσα της ατμόσφαιρας θα επιβραδύνει το όχημα που εισέρχεται σε αυτήν. Για μια ελλειπτική τροχιά, η οπισθέλκουσα θα μειώσει σταδιακά το ύψος του περιγείου και την ταχύτητα του σε κάθε περιστροφή. Η προσγγείωση σε ακριβή, προκαθορισμένη θέση απαιτεί ένα συγκεκριμένο διάνυσμα ταχύτητας σε προκαθορισμένο ύψος και απόσταση από τη θέση προσγγείωσης. Το όχημα πρέπει να περιστραφεί στη σωστή θέση και προσανατολισμό, έτσι ώστε να

χρησιμοποιηθεί σωστά η ασπίδα θέρμανσης. Το ακριβές μέγεθος και η κατεύθυνση της ταχύτητας πριν από την είσοδο στην πυκνότερη ατμόσφαιρα είναι κρίσιμα για την ελαχιστοποίηση της μετάδοσης θερμότητας (συνήθως στην θερμική ασπίδα του οχήματος) και για την επίτευξη προσγείωσης στην προβλεπόμενη θέση προσγείωσης ή στην περίπτωση βαλλιστικών πυραύλων, τον επιδιωκόμενο στόχο. Αυτό συνήθως απαιτεί σχετικά μικρό ελιγμοί (χαμηλή συνολική ώθηση). Εάν υπάρχει πολύ μικρή ή καθόλου ατμόσφαιρα (για παράδειγμα, προσγείωση στο φεγγάρι ή στον Ερμή), τότε πρέπει να εφαρμοστεί αντίστροφη ώθηση κατά την κάθοδο και την προσεδάφιση. Το σύστημα πρόωσης πυραύλων έχει συνήθως μεταβλητή ώση για να εξασφαλίσει μια ομαλή προσεδάφιση και να αντισταθμίσει τη μείωση της μάζας του οχήματος καθώς καταναλώνεται προωθητικό κατά την κάθοδο.

 **Ελιγμοί συνάντησης και σύνδεσης** περιλαμβάνουν τόσο περιστροφικούς όσο και μεταφορικούς ελιγμούς μικρών προωθητών.

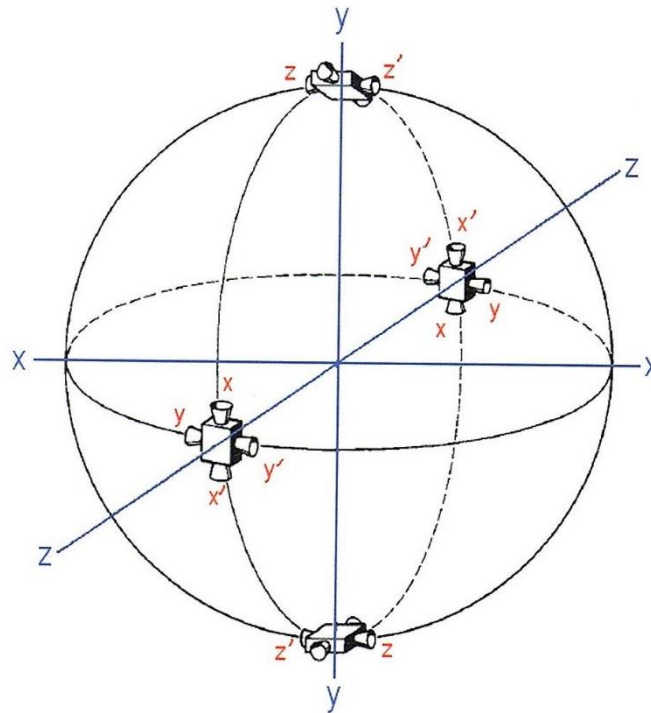
 **Ελιγμοί περιστροφής** του αεροδιαστημικού οχήματος σε συγκεκριμένη γωνιακή θέση, έτσι ώστε να προσανατολίζεται π.χ. ένα τηλεσκόπιο, ένα φωτοβολταϊκό πάνελ ή μια κεραία για σκοπούς παρατήρησης, λήψης ακτινοβολίας ή επικοινωνίας. Εάν η περιστροφή χρειάζεται να γίνει γρήγορα, τότε χρησιμοποιείται ένα σύστημα χημικής αντίδρασης πολλαπλών ωθήσεων. Εάν οι περιστροφικές αλλαγές μπορούν να γίνουν για μεγάλο χρονικό διάστημα, τότε συχνά προτιμάται ένα ηλεκτρικό σύστημα πρόωσης με πολλαπλούς προωθητές.

 **Ελιγμοί εκτροχιασμού και απομάκρυνσης** των χρησιμοποιημένων αεροδιαστημικών οχημάτων για να μην αποτελέσουν κίνδυνο για άλλα οχήματα. Μια σχετικά μικρή ώθηση θα οδηγήσει το όχημα σε μια ελλειπτική τροχιά αρκετά χαμηλή ώστε η ατμοσφαιρική οπισθέλκουσα να προκαλέσει περεταίρω επιβράδυνση. Στις πυκνές περιοχές της ατμόσφαιρας το όχημα που επιστρέφει, συνήθως διασπάται ή υπερθερμαίνεται (καίγεται).

 **Ελιγμοί επείγουσας ή εναλλακτικής αποστολής.** Αν υπάρχει δυσλειτουργία σε ένα αεροδιαστημικό όχημα και αποφασίζεται η διακοπή της αποστολής, όπως μια πρόωρη γρήγορη επιστροφή στη Γη, χωρίς να ακολουθείται η αρχικά σχεδιασμένη αποστολή, τότε μερικοί από τους πυραυλοκινητήρες μπορούν να χρησιμοποιηθούν για μια εναλλακτική αποστολή.

Η τοποθέτηση στο χώρο του αεροδιαστημικού οχήματος πρέπει να ελέγχεται γύρω από τρεις αμοιβαία κάθετους άξονες, ο καθένας με δύο βαθμούς ελευθερίας (δεξιόστροφη και αριστερόστροφη περιστροφή), δίνοντας συνολικά έξι βαθμούς ελευθερίας περιστροφής. Ο έλεγχος κλίσης (pitch) αυξάνει ή μειώνει τη μύτη του οχήματος, οι ροπές στρέψης (yaw) προκαλούν κίνηση προς τη δεξιά ή την αριστερή πλευρά και οι ροπές περιστροφής (roll) περιστρέφουν το όχημα γύρω από τον άξονα του είτε δεξιόστροφα είτε αριστερόστροφα. Προκειμένου να εφαρμοστεί μια καθαρή ροπή, είναι απαραίτητο να χρησιμοποιηθούν δύο θάλαμοι ώθησης ακριβώς ισόποσης ώθησης και με ίσους χρόνους έναρξης και διακοπής, τοποθετημένοι σε ίση απόσταση από το κέντρο μάζας. Η παρακάτω εικόνα δείχνει ένα απλό σφαιρικό σύστημα ελέγχου θέσης αεροδιαστημικού οχήματος. Οι προωθητές $x-x$ ή $x'-x'$ εφαρμόζουν ροπές που περιστρέφονται γύρω από τον x -άξονα. Απαιτούνται κατ'ελάχιστο 12 (2·6) προωθητές σε αυτό το σύστημα, αλλά ορισμένα διαστημικά σκάφη με γεωμετρικούς ή άλλους περιορισμούς σχετικά με την τοποθέτηση αυτών των ακροφυσίων ή με προβλέψεις για πλεονασμό μπορεί στην πραγματικότητα να έχουν

περισσότερους από 12. Το ίδιο σύστημα μπορεί, με τη λειτουργία διαφορετικού συνόλου ακροφυσίων, να παρέχουν επίσης δυνάμεις μετάβασης, π.χ. εάν μια από τις μονάδες ώθησης x και x' λειτουργούσαν ταυτόχρονα, οι προκύπτουσες δυνάμεις θα προωθούσαν το όχημα κατά την κατεύθυνση του y -άξονα.



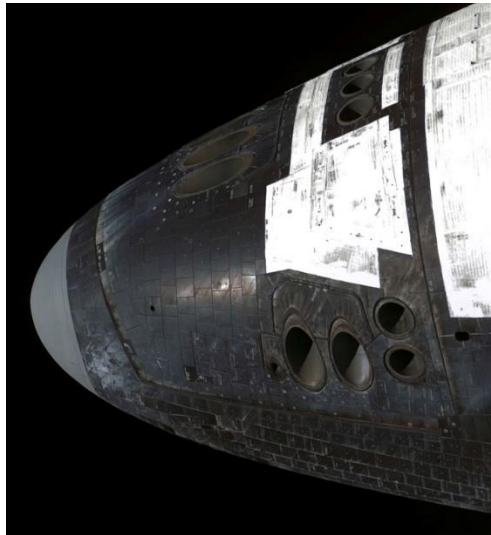
Εικόνα 31: Απλοποιημένο διάγραμμα συστήματος ελέγχου στάσης για διαστημικά οχήματα. Απαιτεί 12 προωθητές για να επιτρέπουν την εφαρμογή καθαρών ροπών γύρω από τρεις κάθετους άξονες. Οι τέσσερις μη επισημανθέντες προωθητές χρειάζονται για ελιγμούς μετάβασης κατά μήκος του άξονα z . Εμφανίζονται εδώ σε τέσσερις υποομάδες. {Πολυζάκης [1]}

Ένα **σύστημα ελέγχου αντίδρασης (Reaction Control System, RCS)**, που συχνά ονομάζεται βοηθητικό σύστημα πυραυλικής κίνησης, είναι απαραίτητο για την παροχή διορθώσεων τροχιάς (μικρές προσθήκες $\Delta\vec{v}$), καθώς και για τη διόρθωση της θέσης περιστροφής ή θέσης σχεδόν όλων των αεροδιαστημικών οχημάτων και όλων των μεγάλων οχημάτων εκτόξευσης. Αν γίνονται μόνο περιστροφικοί ελιγμοί, ονομάζεται σύστημα ελέγχου στάσης. Ένα RCS μπορεί να ενσωματωθεί στη βαθμίδα του ωφέλιμου φορτίου και σε κάθε μία από τις βαθμίδες ενός οχήματος πολλαπλών βαθμίδων. Σε ορισμένες αποστολές το RCS είναι ενσωματωμένο μόνο στην ανώτατη βαθμίδα και λειτουργεί καθ' όλη τη διάρκεια της πτήσης παρέχοντας τις ροπές και τις δυνάμεις ελέγχου συνεχώς. Πυραυλοκινητήρες υγρού καυσίμου με πολλαπλούς προωθητές έχουν χρησιμοποιηθεί σχεδόν για όλα τα οχήματα εκτόξευσης και την πλειοψηφία όλων των διαστημοπλοίων. Την τελευταία δεκαετία χρησιμοποιήθηκε ένας αυξανόμενος αριθμός ηλεκτρικών συστημάτων πρόωσης, κυρίως σε διαστημικά οχήματα. Η διάρκεια ζωής ενός RCS μπορεί να είναι σύντομη (όταν χρησιμοποιείται σε μεμονωμένη βαθμίδα του οχήματος) ή να χρησιμοποιείται σε ολόκληρη την διάρκεια της αποστολής (ίσως 10 χρόνια). Ένα RCS συνήθως περιλαμβάνει τα ακόλουθα υποσυστήματα:

🚀 συσκευές ανίχνευσης (όπως γυροσκόπια) για τον προσδιορισμό του προσανατολισμού, της ταχύτητας και της θέσης του οχήματος αναφορικά με κατεύθυνση αναφοράς σε οποιαδήποτε στιγμή, όπως αυτές που παρέχονται από γυροσκόπια, ιχνηλάτες αστέρων ή ραδιοφάρους

🚀 ένα σύστημα ελέγχου-χειρισμού που συγκρίνει την πραγματική θέση και τη θέση περιστροφής με την επιθυμητή ή την προγραμματισμένη θέση και δίδει σήματα εντολών για να αλλάξει τη θέση του οχήματος εντός μιας επιθυμητής χρονικής περιόδου και

🚀 συσκευές ελέγχου της δύναμης ώθησης που παρέχουν οι προωθητές.





Εικόνα 32: Reaction Control System του διαστημικού λεωφορείου. Παρατηρούμε τις οπές-ακροφύσια. {How things Fly}


3.4 ΕΠΙΔΡΑΣΗ ΤΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΠΡΩΘΗΣΗΣ ΣΤΗΝ ΑΠΟΔΟΣΗ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ


Οι περισσότερες βελτιώσεις της απόδοσης των αεροδιαστημικών οχημάτων, που αναφέρονται παρακάτω, επηρεάζονται άμεσα από την επιλογή ή το σχεδιασμό του συστήματος προώθησης. Υπάρχουν όμως και ορισμένες βελτιώσεις που δεν εξαρτώνται από το σύστημα προώθησης. Οι περισσότερες από αυτές που αναφέρονται παρακάτω ισχύουν για όλες τις αποστολές, αλλά μερικές είναι ιδιόρρυθμες και αφορούν μόνο ορισμένες αποστολές.


🚀 Η **δραστική ταχύτητα εξόδου καυσαερίων c** ή η ισοδύναμη της ειδική ώση I_s έχει συνήθως άμεση επίδραση στις επιδόσεις του οχήματος. Παραδείγματος χάριν, η τελική αύξηση της ταχύτητας του οχήματος $\Delta \vec{V}$ μπορεί να αυξηθεί από μια υψηλότερη τιμή του I_s . Αυτό μπορεί να γίνει χρησιμοποιώντας ένα πιο δραστικό προωθητικό, με υψηλότερη πίεση θαλάμου καύσης και για τις ανώτερες βαθμίδες λειτουργίας που λειτουργούν σε μεγάλα ύψη, μεγαλύτερος λόγος εμβαδών ακροφυσίων. Οι ηλεκτρικοί προωθητές μπορεί να έχουν υψηλότερη I_s , όμως η μικρότερη δύναμη ώθησης, τους περιορίζει σε ειδικές μόνο εφαρμογές.


 Το **κλάσμα μάζας** m_{init}/m_{fin} έχει λογαριθμική επίδραση και μπορεί να αυξηθεί με διάφορους τρόπους. Ένας τρόπος είναι η μείωση της τελικής μάζας m_{fin} , η οποία αποτελείται από την αδρανή μάζα και τη μη χρησιμοποιημένη μάζα του προωθητικού. Η μείωση της αδρανούς μάζας συνεπάγεται με ελαφρύτερες κατασκευές, μικρότερα ωφέλιμα φορτία, ελαφρύτερες διατάξεις καθοδήγησης/ελέγχου ή λιγότερο διαθέσιμο υπολειπόμενο προωθητικό. Αυτό όμως προϋποθέτει τη χρήση ανθεκτικότερων σε υψηλές τάσεις υλικών κατασκευής, αποδοτικότερους προωθητές ή μικρότερες ηλεκτρονικές συσκευές. Ένας άλλος τρόπος είναι να αυξηθεί η αρχική μάζα, δηλαδή αυξάνοντας την ώθηση και προσθέτοντας περισσότερο προωθητικό, αλλά με μια ελάχιστη αύξηση στη μάζα της δομής ή του συστήματος πρόωσης.

 Η **μείωση του χρόνου καύσης** (δηλαδή αύξηση της ώθησης) θα μειώσει τις απώλειες βαρύτητας σε μερικές περιπτώσεις. Ωστόσο, η μεγαλύτερη επιτάχυνση απαιτεί συνήθως μεγαλύτερη δομική μάζα και μάζα συστήματος πρόωσης, η οποία με τη σειρά καθιστά το κλάσμα μάζας λιγότερο ευνοϊκό.


 Η **οπισθέλκουσα**, η οποία μπορεί να θεωρηθεί ως αρνητική ώθηση, μπορεί με τους εξής τρόπους: Α. Η οπισθέλκουσα μορφής εξαρτάται από το αεροδυναμικό σχήμα. Ένα λεπτό μυτερό εμπρόσθιο τμήμα ή αιχμηρές λεπτές ακμές προσβολής πτερυγίων παρουσιάζουν μικρότερη οπισθέλκουσα σε σχέση με ένα παχουλό, αμβλύ σχήμα. Β. Ένα όχημα με μικρή εγκάρσια διατομή και επίμηκες σχήμα παρουσιάζει επίσης μικρότερη αντίσταση. Γ. Η επιδερμική οπισθέλκουσα προκαλείται από την τριβή του αέρα που ρέει πάνω από όλες τις εξωτερικές επιφάνειες του οχήματος. Ένα απαλό περίγραμμα και μια λεία επιφάνεια είναι συνήθως ότι καλύτερο. Η επιδερμική οπισθέλκουσα επηρεάζεται επίσης από την πυκνότητα του προωθητικού, επειδή δίνει μικρότερο όγκο και κατά συνέπεια μικρότερη επιφάνεια του οχήματος. Επηρεάζεται από την πίεση εξόδου του ακροφυσίου και τους στροβιλισμούς των καυσαερίων.

 Το **μήκος του ακροφυσίου πρόωσης** συχνά αποτελεί σημαντικό μέρος του συνολικού μήκους του. Μπορεί να βρεθεί ποιο είναι το βέλτιστο περίγραμμα και μήκος του ακροφυσίου, το οποίο μπορεί να προσδιοριστεί από την ανάλυση αντισταθμίσεων. Ένα μικρότερο μήκος ακροφυσίου επιτρέπει τη χρήση ενός μικρότερου οχήματος που σε πολλούς σχεδιασμούς αυτό συνεπάγεται με μια κάπως ελαφρύτερη δομή οχήματος και ελαφρώς καλύτερη αναλογία μάζας του οχήματος.

 Η **τελική ταχύτητα** του αεροδιαστημικού οχήματος στο τέλος της λειτουργίας του προωθητικού συστήματος μπορεί να αυξηθεί αυξάνοντας την αρχική ταχύτητα \vec{v}_{init} . Με την εκτόξευση ενός δορυφόρου σε ανατολική κατεύθυνση η ταχύτητα περιστροφής της Γης προστίθεται στην τελική δορυφορική ταχύτητα του δορυφόρου. Αντίθετα, μια δυτική εκτόξευση δορυφόρων έχει αρνητική αρχική ταχύτητα και συνεπώς απαιτεί μεγαλύτερη αύξηση της ταχύτητας. Ένας άλλος τρόπος για να αυξηθεί το \vec{v}_{fin} είναι η εκτόξευση ενός αεροδιαστημικού οχήματος από αεροσκάφος, το οποίο αυξάνει την αρχική ταχύτητα του.


 Για αεροδιαστημικά οχήματα που πετούν εντός της ατμόσφαιρας είναι δυνατό να αυξηθεί η εμβέλεια τους όταν χρησιμοποιείται **αεροδυναμική άντωση** για να αντισταθμιστεί η βαρύτητα και να μειωθούν οι απώλειες λόγω βαρύτητας. Χρησιμοποιώντας ένα σύστημα πτερυγίων ή πετώντας υπό γωνία προσβολής,


αυξάνεται η άντωση αλλά αυξάνεται και η οπισθέλκουσα. Αυτή η άντωση μπορεί επίσης να χρησιμοποιηθεί για να αυξήσει την ευελιξία ελιγμών.

 Όταν η **ταχύτητα πτήσης πλησιάζει τη δραστική ταχύτητα εξόδου των καυσαερίων** του πυραύλου, η απόδοση του προωθητικού συστήματος είναι η μεγαλύτερη δυνατή και τότε περισσότερη ενέργεια από τα καυσαέρια μετατρέπεται σε ενέργεια πτήσης του οχήματος και άρα τότε απαιτείται μικρότερη ποσότητα προωθητικών καυσίμων.

3.5 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΕΠΙΔΡΑΣΗ ΤΩΝ ΚΑΥΣΑΕΡΙΩΝ

Η επίδραση των καυσαερίων ή των δεσμών καυσαερίων στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά ενός πυραύλου συνίσταται συνήθως στην αύξηση της οπισθέλκουσας του οχήματος σε υποηχητικές ταχύτητες οχήματος και μείωση της σε υπερηχητικές ταχύτητες:

 Σε υποηχητικά αεροδιαστημικά οχήματα, μια υπερηχητική δέσμη καυσαερίων πυραύλου ενεργεί σαν ένας εκτοξευτήρας και αναρροφά τον περιβάλλοντα αέρα στην πορεία του. Αυτό επηρεάζει οχήματα όπου ο πύραυλος βρίσκεται στο κωνικό οπίσθιο άκρο του οχήματος. Η δράση εκτοξευτήρα της φλόγας επιταχύνει τον παρακείμενο αέρα, αυξάνοντας έτσι την τριβή της επιφάνειας τοπικά και συνήθως μειώνοντας την πίεση στο πίσω μέρος του οχήματος ή στη βάση κοντά στο ακροφύσιο εξόδου.

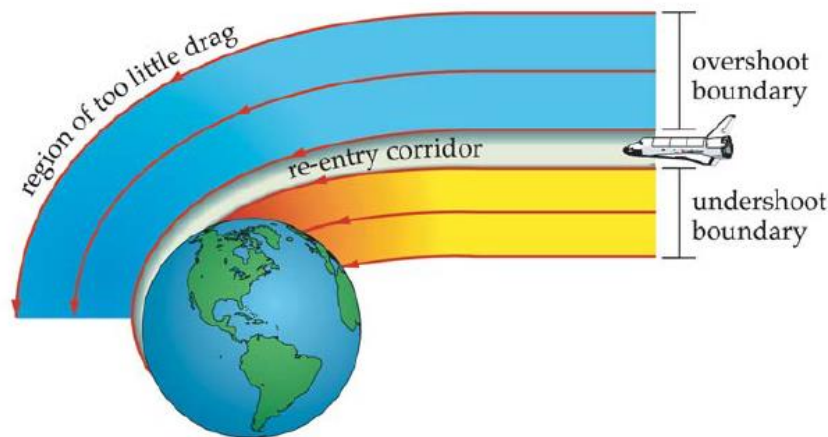
 Στις υπερηχητικές ταχύτητες υπάρχει συχνά μια περιοχή τυρβώδους ροής με χαμηλή τοπική πίεση στο οπίσθιο τμήμα του βλήματος. Με τη λειτουργία της δέσμης καυσαερίων πυραύλου, ο κενός χώρος γεμίζει με καυσαέρια πυραύλου και η πίεση στο οπίσθιο τμήμα του σώματος αυξάνεται. Αυτό αυξάνει την ώση πίεσης και έτσι μειώνει την οπισθέλκουσα βάσης. Μερικά βλήματα πυροβολικού και ρουκέτες μικρής εμβέλειας μπορούν να επιτύχουν αυξημένη εμβέλεια (κατά 10 έως 50%) προσθέτοντας μια μικρή γεννήτρια αερίου τύπου πυραύλου, η δέσμη καυσαερίων του οποίου γεμίζει το κενό στη βάση του βλήματος με αέριο αντίδρασης σε πεπερασμένη πίεση, αυξάνοντας έτσι την πίεση βάσης του βλήματος και μειώνοντας την οπισθέλκουσα βάσης.

3.6 ΕΙΣΟΔΟΣ ΣΤΗΝ ΑΤΜΟΣΦΑΙΡΑ

Εξίσου σημαντικό τμήμα με την εκκίνηση μιας διαστημικής αποστολής, είναι και η επιστροφή. Η επιστροφή ενός διαστημικού οχήματος στην Γη δεν έλκει την ίδια προσοχή που θα δεχόταν η εκτόξευση ενός πυραύλου, αλλά σίγουρα αποτελεί το ίδιο κρίσιμο και επικίνδυνο κομμάτι για την αποστολή.

Κατά την επιστροφή στη Γη, το διαστημικό όχημα έχει συγκεκριμένη τροχιά εισόδου που πρέπει να ακολουθήσει. Από το διάστημα η Γήινη ατμόσφαιρα φαίνεται ως ένα πυκνό ρευστό, μια πολύ καλή αναλογία είναι η θάλασσα και τα βότσαλα. Πετάοντας βότσαλα με τη σωστή γωνία και ταχύτητα, αυτά θα αναπηδήσουν στην επιφάνεια της θάλασσας, λίγο μικρότερη ταχύτητα ή διαφορετική γωνία και τα βότσαλα θα εισχωρήσουν στο νερό, είτε με βίαιο τρόπο, είτε άλλες φορές πιο ομαλά.

Αντίστοιχα και με την είσοδο στην ατμόσφαιρα, το διαστημικό όχημα πρέπει να εισέλθει με τη σωστή ταχύτητα και γωνία για να επιτύχει μια ασφαλή προσγείωση. Εάν εισέλθει με μεγάλη ταχύτητα ή γωνία κινδυνεύει για μια μεγάλη πρόσκρουση, ενώ εάν η γωνία τους είναι πολύ μικρή κινδυνεύει να αναπηδήσει πάλι στο διάστημα.



Εικόνα 33: Εικονογράφηση των ορίων πτήσης κατά την επανείσοδο ενός διαστημικού λεωφορείου {pinterest}

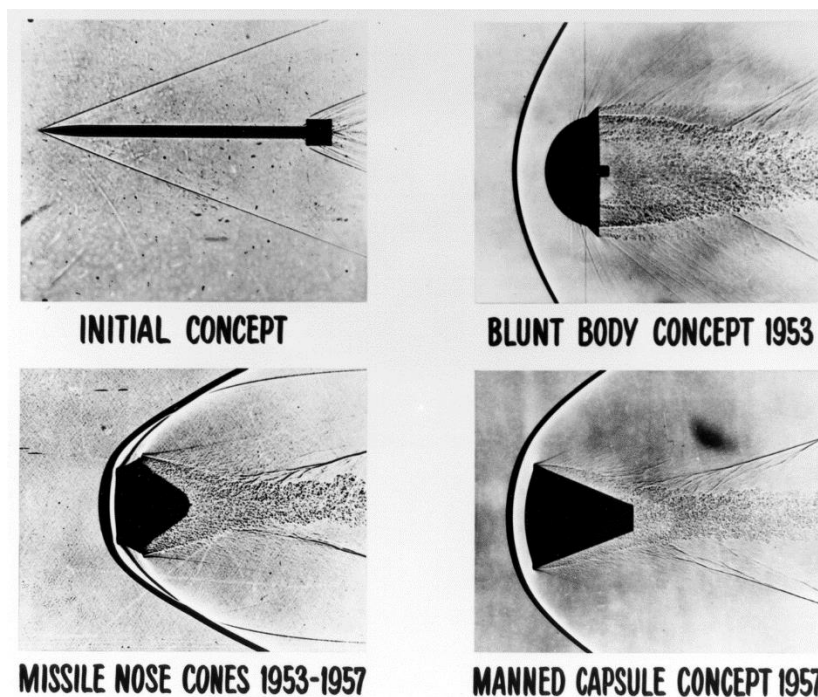
Μια είσοδος στην ατμόσφαιρα μπορεί να χαρακτηριστεί ως βαλλιστική είσοδος εάν η τροχιά δεν είναι αεροδυναμικά ελεγχόμενη και το όχημα βασίζεται μόνο στην αεροδυναμική οπισθέλκουσα (π.χ. κάποια διαστημική κάψουλα) και ανωστική είσοδος εάν το ίχνος πτήσης είναι ελεγχόμενο και το όχημα φέρεται σαν ανεμοπλάνο (glider) (π.χ. διαστημικό λεωφορείο). Όποιο και από τα δύο είδη τροχιάς και αν έχουμε, υπάρχουν τρεις παράγοντες που πρέπει να ισορροπηθούν, η επιβράδυνση, η θέρμανση και η ακρίβεια προσγείωσης ή πρόσκρουσης.

Η **επιβράδυνση** που επιτρέπεται να έχει το όχημα, εξαρτάται από το φορτίο, την αντοχή του ίδιου του σκάφους, καθώς και από την παρουσία αστροναυτών. Η αντοχή του σκάφους μπορεί να φτάσει ακόμα και εκατοντάδες g's (η βαρύτητα gravity χρησιμοποιείται κυρίως στην αεροδιαστημική και για να περιγράψει τη δύναμη που δέχεται κάτι λόγω της επιτάχυνσης ή επιβράδυνσης του) αλλά το αδύναμο ανθρώπινο σώμα αντέχει μέχρι και 12 g και αυτό μόνο από εκπαιδευμένο προσωπικό και για περιορισμένο χρονικό διάστημα. Μια αλυσίδα είναι τόσο δυνατή, όσο και η αντοχή του πιο αδύναμου κρίκου της, γι' αυτό και η επιβράδυνση που πρέπει να έχει ένα διαστημικό όχημα είναι όση και η αντοχή των επιβατών του. Αλλά τα μέγιστα g δεν είναι το μόνο μέλημα των σχεδιαστών. Πολύ λίγη επιβράδυνση μπορεί να προκαλέσει σοβαρά προβλήματα. Ένα όχημα που δεν επιβραδύνει αρκετά μπορεί να αναπηδήσει από την ατμόσφαιρα και να επιστρέψει στο διάστημα.

Ένας άλλος περιορισμός κατά την επανείσοδο είναι η **θέρμανση**. Πολλοί πιστεύουν ότι η θέρμανση κατά την είσοδο στην ατμόσφαιρα είναι αποτέλεσμα της τριβής που δέχεται το όχημα με τον ατμοσφαιρικό αέρα, αυτό ισχύει για τα αεροσκάφη που κινούνται σε υπερηχητικές ταχύτητες, όμως για οχήματα που εισέρχονται στην ατμόσφαιρα, η αλήθεια είναι πως η θερμότητα είναι προϊόν της μεγάλης πίεσης του κρουστικού κύματος που σχηματίζεται. Το κρουστικό κύμα είναι επιθυμητό διότι κρατά τις υψηλότερες θερμοκρασίες λίγο πιο μακριά από την

επιφάνεια του οχήματος, γι' αυτό το λόγο παρατηρούμε πως οι κάψουλες επανεισόδου, το διαστημικό λεωφορείο και λοιπά, έχουν στρογγυλεμένες γωνίες και όχι μυτερές όπως πολλά υπερηχητικά αεροσκάφη (για να έχουν αποκολλημένο κρουστικό κύμα). Οι θερμοκρασίες που επικρατούν κατά την είσοδο μπορούν να ξεπερνούν τους 2000°C αλλά είναι διαφορετικές στα διάφορα μέρη του διαστημοχήματος.

Ερχόμενοι στην **ακρίβεια προσγείωσης**, η ακρίβεια που απαιτείται κατά την προσγείωση είναι ανάλογη με την αποστολή. Το διαστημικό λεωφορείο ξεκινά την κατάβαση του από τα 6440 km ύψος και πρέπει να προσγειωθεί σε αεροδιάδρομο με πλάτος μόνο 100 μέτρων. Ένας διηπειρωτικός πύραυλος απαιτεί ακόμα μεγαλύτερη ακρίβεια. Στο άλλο άκρο, κάψουλες όπως αυτή της αποστολής Apollo είχαν ως περιοχή προσγείωσης τον ειρηνικό ωκεανό.



Εικόνα 34: Παρατηρούμε το αποκολλημένο κρουστικό κύμα στην τελευταία φωτογραφία, ενώ πιο απότομες διατομές και γωνίες έχουν το κρουστικό κύμα συνημμένο πάνω τους. {Wikipedia}

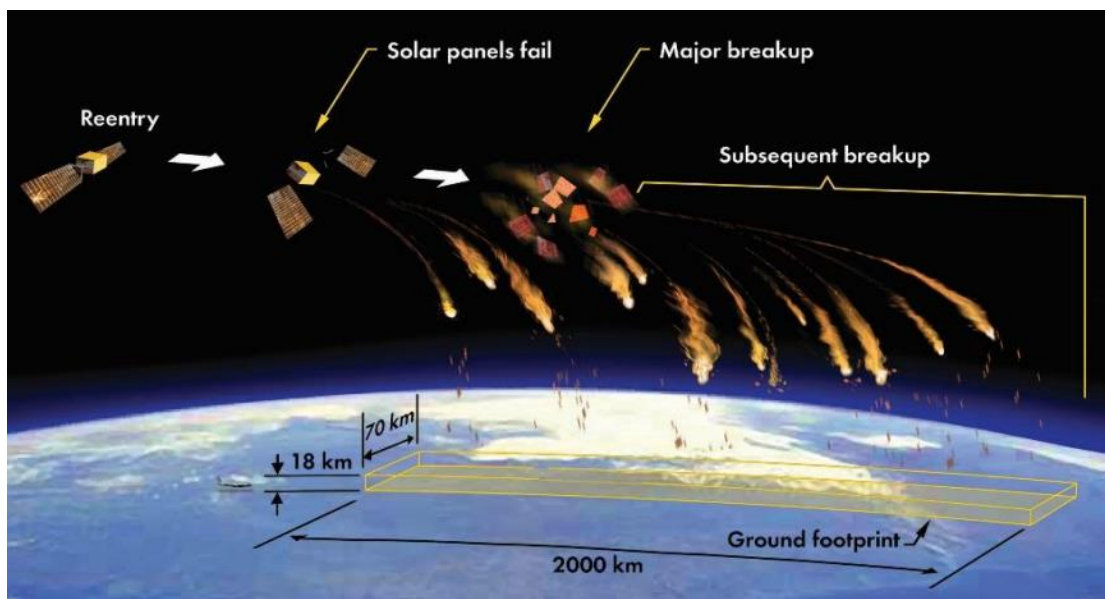
Όπως προαναφέραμε μια **βαλλιστική είσοδος** είναι αυτή η οποία βασίζεται κυρίως στην αεροδυναμική οπισθέλκουσα και δεν χρησιμοποιεί τόσο τις δυνάμεις άντωσης. Η πρωτεύον παράμετρος σχεδιασμού σε μια βαλλιστική είσοδο είναι ο βαλλιστικός συντελεστής β :

$$\beta = \frac{W}{C_D A} \quad [\text{kg/m}^2] \quad (3-47)$$

όπου W το βάρος, C_D ο συντελεστής οπισθέλκουσας και A η επιφάνεια που έχει χρησιμοποιηθεί και στην εύρεση του C_D . Ο Βαλλιστικός Συντελεστής είναι η πιο σημαντική παράμετρος στον έλεγχο της πορείας πτήσης κατά τη διάρκεια μιας βαλλιστικής εισόδου. Η θέρμανση και η επιβράδυνση είναι λιγότερο έντονες για χαμηλή τιμή β από ό, τι για μια υψηλή τιμή β .

Σε μια **ανωστική είσοδο**, η πρωταγωνίστρια δύναμη είναι η άντωση. Παρότι υπάρχει οπισθέλκουσα, η διαδρομή πτήσης μπορεί να ρυθμίζεται συνεχώς αλλάζοντας την κάθετη αλλά και την οριζόντια κίνηση καθώς η ταχύτητα μειώνεται. Η πτήση ενός ανεμοπλάνου (glider) μπορεί να θεωρηθεί ανωστική είσοδος, χωρίς τις τεράστιες ταχύτητες και υψηλές θερμοκρασίες. Η κύρια παράμετρος σχεδιασμού για την ανωστική είσοδο είναι ο λόγος Άντωσης/Οπισθέλκουσας ή L/D . Χαμηλές τιμές L/D παράγουν μέτρια φορτία g , μέτρια επίπεδα θέρμανσης και χαμηλή ικανότητα ελιγμών. Οι υψηλές τιμές L/D παράγουν πολύ χαμηλά φορτία g , αλλά οι εισόδου είναι πολύ μεγάλης διάρκειας και έχουν συνεχή θέρμανση. Ένα καλό παράδειγμα είναι το διαστημικό λεωφορείο, με τιμή L/D περίπου ίση με μονάδα και συνολικό χρόνο εισόδου περίπου 25 λεπτά. Παρόλο που οι μέγιστες θερμοκρασίες μιας ανωστικής εισόδου είναι μικρότερες από τις μέγιστες θερμοκρασίες μιας βαλλιστικής εισόδου, λόγω της μεγαλύτερης διάρκειας πτήσης, η συνολική θερμότητα που δέχεται ένα όχημα σε ανωστική είσοδο είναι μεγαλύτερη. Τέλος, καθώς αυξάνεται ο λόγος L/D αυξάνεται και η ευελιξία πτήσης.

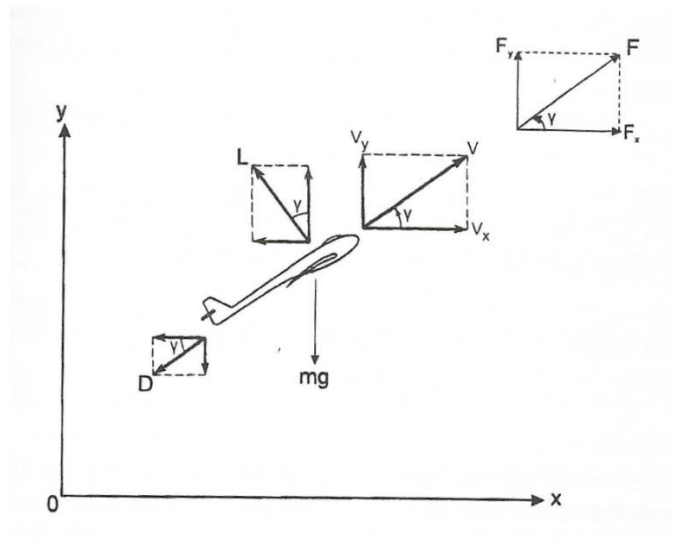
Η βιαιότητα της εισόδου στην ατμόσφαιρα χρησιμοποιείται για την **απόρριψη δορυφόρων**. Γενικά, ένας δορυφόρος που μπαίνει ξανά στην ατμόσφαιρα της Γης δεν θεωρείται σημαντικός κίνδυνος επειδή η τεράστια θερμότητα που παράγεται κατά την επανείσοδο αναμένεται να καταστρέψει εντελώς το δορυφόρο. Μόνο μεγάλες διαστημικές δομές (π.χ. διαστημικοί σταθμοί) και εκείνοι οι δορυφόροι που περιέχουν ραδιενεργά ή άλλα τοξικά υλικά θεωρούνται σημαντικές απειλές. Αυτή η άποψη φαίνεται να υποστηρίζεται από το γεγονός ότι πολλοί δορυφόροι έχουν επανέλθει στην ατμόσφαιρα της Γης, αλλά πολύ λίγα κομμάτια έφτασαν στο έδαφος. Ωστόσο, ο λόγος για αυτό δεν είναι απαραίτητα ότι τα αντικείμενα καίγονται εντελώς στην ατμόσφαιρα, αλλά ότι η πιθανότητα πρόσκρουσης σε κατοικημένη περιοχή είναι πολύ χαμηλή. Οι δομές οι οποίες μπορούν να αποτελέσουν απειλή, ακολουθούν υπολογισμένη επανείσοδο ώστε να απορριφθούν σε ακατοίκητες περιοχές και έπειτα να πραγματοποιηθεί η ανάκτηση τους.



Εικόνα 35: Διάσπαση δορυφόρου κατά την είσοδο στην ατμόσφαιρα. {The Space Corporation}

3.7 ΙΧΝΟΣ ΠΤΗΣΗΣ

Υπολογίζοντας όλες τις δυνάμεις και ροπές που δέχεται ένα αεροδιαστημικό όχημα και με την κατανομή των ατμοσφαιρικών μεγεθών, μπορεί να υπολογισθεί το ίχνος πτήσης του οχήματος εφαρμόζοντας την εξίσωση ορμής καταρχήν με τη θεώρηση του ως υλικού σημείου σε επίπεδη κίνηση, δηλαδή στο σύστημα αναφοράς x, y , όπως φαίνεται στο παρακάτω σχήμα. Το όχημα έχει μάζα m , ταχύτητα V υπό γωνία κλίσης γ με τον οριζόντιο άξονα και ώθηση F . Οι αεροδυναμικές δυνάμεις, σε διεύθυνση κάθετη και παράλληλη ως προς την πορεία πτήσης, είναι η συνολική άνωση L και αντίσταση D , αντίστοιχα.



Εικόνα 36: Όχημα μάζας m {Παπανίκας [3]}

Αν η ταχύτητα αναλυθεί σε συνιστώσες V_x και V_y , τότε οι εξισώσεις κίνησης του κέντρου μάζας, αγνοώντας τις αναρτημένες μάζες και τη γωνιακή κίνηση γύρω από το κέντρο μάζας είναι:

$$m \frac{dV_x}{dt} = -L \sin \gamma - D \cos \gamma + F \cos \gamma \quad (3-48)$$

$$m \frac{dV_y}{dt} = -mg + L \cos \gamma - D \sin \gamma + F \sin \gamma \quad (3-49)$$

όπου, $\sin \gamma = V_y/V$ και $\cos \gamma = V_x/V$. Οι δυνάμεις L , D και F ορίζονται από τις γνωστές εξισώσεις, υποθέτοντας, ότι η ταχύτητα προσροής του οχήματος είναι ίση με την ταχύτητα του V :

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 A_w \quad D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 A_w \quad F = C_F \frac{1}{2} \rho V^2 A_w \quad (3-50-52)$$

όπου $\rho = \rho(H)$ η πυκνότητα του αέρα ως συνάρτηση του ατμοσφαιρικού ύψους H , A_w η επιφάνεια των πτερύγων του οχήματος ως επιφάνεια αναφοράς και C_F ένας συντελεστής γνωστός από το σύστημα προώθησης του οχήματος.

Υποθέτουμε ότι κατά την αρχική στιγμή $t=0$ η ταχύτητα είναι V_0 και η γωνία κλίσης γ_0 , χρόνο αναφοράς $t_0 = V_0/g$ και μήκος αναφοράς $l_0 = V_0^2/g$ δημιουργούμε

αδιάστατα μεγέθη αντίστοιχα των φυσικών μεγεθών, του συστήματος των παραπάνω εξισώσεων ορμής ως εξής:

$$VX = \frac{V_x}{V_0} \rightarrow V_x = VX \cdot V_0 \quad (3-53)$$

$$VY = \frac{V_y}{V_0} \rightarrow V_y = VY \cdot V_0 \quad (3-54)$$

$$VT = \frac{V}{V_0} \rightarrow V = VT \cdot V_0 \quad (3-55)$$

$$T = \frac{t}{t_0} \rightarrow t = T \cdot t_0 \quad (3-56)$$

$$X = \frac{x}{l_0} \rightarrow x = X \cdot l_0 \quad (3-57)$$

$$Y = \frac{y}{l_0} \rightarrow y = Y \cdot l_0 \quad (3-58)$$

Μετά την εισαγωγή των παραπάνω σχέσεων και με χρήση τριγωνομετρικών σχέσεων, οι σχέσεις εκφράζονται σε αδιάστατη μορφή:

$$\frac{d^2X}{dT^2} = -A(VX^2 + VY^2)^{1/2}[VY - B(C - 1)VX] \quad (3-59)$$

$$\frac{d^2Y}{dT^2} = -1 + A(VX^2 + VY^2)^{1/2}[VX + B(C - 1)VY] \quad (3-60)$$

Σ' ένα αριθμητικό παράδειγμα θεωρείται ένα μοντέλο ανεμοπλάνου με πτέρυγες που είναι υπό σταθερή γωνία προσβολής, δηλ. $A=1,5$ =σταθ. και $B=0,06$ =σταθ. Η τροχιά πτήσης υπολογίζεται με υπολογιστικό πρόγραμμα για αρχική γωνία κλίσης $\gamma_0 = -90^\circ$ και $\gamma_0 = 180^\circ$ με κοινό σύστημα συντεταγμένων και με ίδια αρχική ταχύτητα. Με αρχική γωνία $\gamma_0 = -90^\circ$ το ανεμοπλάνο κάνει κατακόρυφη βουτιά, ενώ για $\gamma_0 = 180^\circ$ πετάει ανάποδα κατά την αρνητική διεύθυνση στον άξονα x.

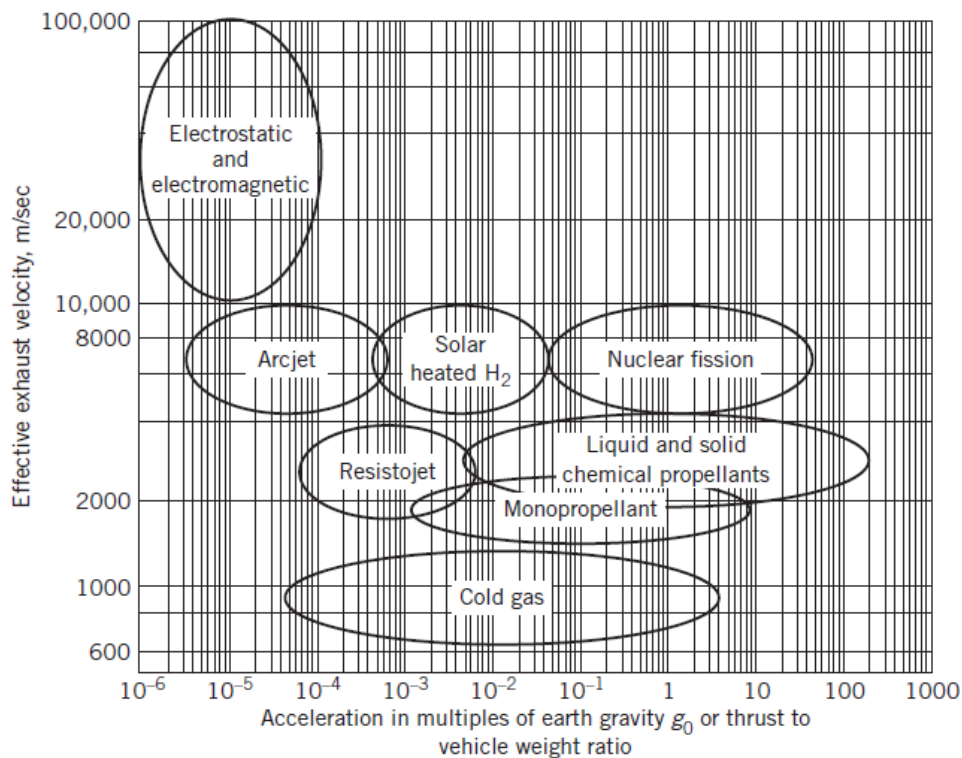
Εάν δεν υπήρχε αντίσταση και το ανεμόπτερο ήταν πολύ ελαφρύ, η άνωση θα ήταν πάντοτε κάθετη στη διεύθυνση πτήσης και έτσι το όχημα θα κατέληγε σε μια κυκλική τροχιά. Όμως το βάρος αλλάζει την τροχιά σε μια σπειροειδή καμπύλη, η οποία διευθύνεται κατά μήκος του άξονα x με ένα μη αποσβαινόμενο εύρος. Με την παρουσία της δύναμης της αντίστασης η κινητική ενέργεια διαχέεται συνεχώς και το μέσο ύψος του ανεμόπτερου είναι μια μειούμενη συνάρτηση με το χρόνο.

Στην περίπτωση $\gamma_0 = -90^\circ$, το ανεμοπλάνο κάνει πρώτα κατακόρυφη βουτιά και έπειτα ανέρχεται προς τα πάνω. Όταν αυτό προσεγγίσει μια θέση ελαφρώς υψηλότερη από το αρχικό του ύψος, το μεγαλύτερο ποσό της κινητικής του ενέργειας έχει χρησιμοποιηθεί για να υπερνικηθούν οι βαρυτικές δυνάμεις και οι δυνάμεις τριβής. Η χαμηλή ταχύτητα δεν μπορεί να δημιουργήσει επαρκή δύναμη άνωσης για να υποστηρίξει το βάρος του οχήματος, με αποτέλεσμα αυτό να πέφτει σε απώλεια στήριξης και να επιστρέφει από μόνο του σε θέση για κατακόρυφη βουτιά, προκειμένου να επανακτήσει ταχύτητα ξανά. Από την άλλη μεριά, στην περίπτωση $\gamma_0 = 180^\circ$, η αρχική δύναμη άνωσης είναι στην ίδια διεύθυνση με αυτή του βάρους και αυτό βοηθάει στο να επιταχυνθεί το όχημα. Όταν το ανεμοπλάνο προσεγγίσει την πρώτη οριζόντια θέση, έχει ανακτήσει αρκετά υψηλή ταχύτητα έτσι ώστε να έχει επαρκή κινητική ενέργεια για να εκτελέσει ένα βρόγχο.

4. ΠΥΡΑΥΛΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ

4.1 ΤΥΠΙΚΕΣ ΤΙΜΕΣ ΠΥΡΑΥΛΟΚΙΝΗΤΗΡΩΝ

Μια πολύ καλή απεικόνιση των χαρακτηριστικών μεγεθών των διάφορων τύπων πυραυλοκινητήρων, γίνεται στο παρακάτω σχήμα.



Εικόνα 37: Οι ταχύτητες των καυσαερίων ως συνάρτηση των τυπικών επιταχύνσεων του οχήματος. Παρατηρούμε ότι ο άξονας των επιταχύνσεων είναι λογαριθμικός οπότε οι διαφορές πάνω του είναι σημαντικά μεγάλες. Η μάζα του οχήματος περιλαμβάνει το σύστημα πρόωσης, αλλά το ωφέλιμο φορτίο θεωρείται μηδέν. {Sutton [4]}

Οι **χημικοί πυραυλοκινητήρες** (στερεών καυσίμων, υγρών καυσίμων και υβριδικοί) έχουν σχετικά χαμηλή ειδική ώση, με μικρή αδρανής μάζα (μηχανισμοί) και ικανότητες πολύ υψηλής ώθησης, άρα μπορούν να προσφέρουν μεγάλη δύναμη και μεγάλη ολική ώση. Τα χημικά συστήματα είναι σήμερα τα πιο ανεπτυγμένα και χρησιμοποιούνται ευρέως για πολλές διαφορετικές εφαρμογές.

Ακριβώς το αντίθετο προσφέρουν οι **ηλεκτροστατικοί και ηλεκτρομαγνητικοί προωθητές**, με πολύ μεγάλη ειδική ώση και χαμηλή δύναμη, αλλά επίσης φέρουν πολύ βαρύ εξοπλισμό (αδρανής μάζα). Οι μεγάλες περιόδους λειτουργίας, θέτουν

αυτούς τους προωθητές κατάλληλους για μακροχρόνια λειτουργία (ταξίδια στο μακρινό διάστημα).

Αυτές οι δύο κατηγορίες είναι τα δύο άκρα των πυραυλοκινητήρων. Οι άλλες κατηγορίες, καθώς και περισσότερες πληροφορίες για την κάθε μια, περιγράφονται στη συνέχεια της εργασίας.

TABLE 2-1. Ranges of Typical Performance Parameters for Various Rocket Propulsion Systems

Engine Type	Specific Impulse ^a (sec)	Maximum Temperature (°C)	Thrust-to-Weight Ratio ^b	Propulsion Duration	Specific Power ^c (kW/kg)	Typical Working Fluid	Status of Technology
Chemical—solid or liquid bipropellant, or hybrid liquid monopropellant	200–468	2500–4100	10^{-2} –100	Seconds to a few minutes	10^{-1} – 10^3	Liquid or solid propellants N ₂ H ₄	Flight proven
Resistojet	150–300	2900	10^{-2} – 10^{-4}	Days	10^{-3} – 10^{-1}	H ₂ , N ₂ H ₄	Flight proven
Arc heating—electrothermal	280–800	20,000	10^{-4} – 10^{-2}	Days	10^{-3} –1	N ₂ H ₄ , H ₂ , NH ₃	Flight proven
Electromagnetic including pulsed plasma (PP)	700–2500	—	10^{-6} – 10^{-4}	Weeks	10^{-3} –1	H ₂	Flight proven
Hall effect	1220–2150	—	10^{-4}	Weeks	10^{-1} – 5×10^{-1}	Solid for PP Xenon	Flight proven
Ion—electrostatic	1310–7650	—	10^{-6} – 10^{-4}	Months, years	10^{-3} –1	Xenon	Flight proven
Solar heating	400–700	1300	10^{-3} – 10^{-2}	Days	10^{-2} –1	H ₂	In development

^aAt $p_1 = 1000$ psia and optimum gas expansion at sea level ($p_2 = p_3 = 14.7$ psia).

^bRatio of thrust force to full propulsion system sea level weight (with propellants, but without payload).

^cKinetic power per unit exhaust mass flow.

Εικόνα 38: Σε αυτό τον πίνακα βλέπουμε συγκριτικές τιμές διάφορων τύπων πυραυλικών συστημάτων χρησιμοποιώντας τις μεταβλητές που μάθαμε παραπάνω. {Sutton [4]}

4.2 ΜΕΤΑΒΛΗΤΗ ΩΘΗΣΗ ΚΑΙ ΠΟΛΛΑΠΛΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΠΡΩΩΣΗΣ

Μόνο μερικές αεροδιαστημικές αποστολές απαιτούν μεγάλες αλλαγές της ώθησης κατά τη διάρκεια της πτήσης. Συνήθως, αυτό επιτυγχάνεται με τη χρήση επιπλέον πυραυλοκινητήρων στερεών καυσίμων οι οποίοι μετά τη χρήση τους απορρίπτονται (π.χ. Διαστημικό Λεωφορείο, Ariane κ.α. στη φάση εκτόξευσης). Υπάρχει όμως και η δυνατότητα μεταβολής της ώσης των κυρίων κινητήρων που είναι απαραίτητη σε χρήσεις, όπως στο τελευταίο στάδιο εμπλοκής αντιβαλλιστικού πυραύλου ή η προσεδάφιση στη σελήνη ή σε κάποιο πλανήτη.

Οι περισσότεροι πυραυλοκινητήρες λειτουργούν με σταθερή παροχή μάζας προωθητικού και συνεπώς παράγουν σχεδόν σταθερή δύναμη ώσης ή ελάχιστα αυξανόμενη με την αύξηση του υψομέτρου. Η μεταβολή της ώθησης ανάλογα τον τύπο του πυραυλοκινητήρα επιτυγχάνεται με δύο τρόπους:

1. Χρησιμοποιώντας σαν κύριες μηχανές πυραυλοκινητήρες υγρών καυσίμων. Οι κινητήρες αυτοί έχουν το πλεονέκτημα να μεταβάλλουν σημαντικά την ώθηση που παράγουν σε οποιαδήποτε φάση της πτήσης. Αυτό μπορεί να επιτευχθεί:
 - A. Χρησιμοποιώντας πυραυλοκινητήρα με πολλαπλούς θαλάμους καύσης και αντίστοιχα ακροφύσια, τα οποία ενεργοποιούνται ή απενεργοποιούνται.
 - B. Χρησιμοποιώντας ρυθμιστικές βαλβίδες μέσω των οποίων ρυθμίζεται η παροχή προωθητικού. Με αυτό τον τρόπο επιτυγχάνεται μέτρια μεταβολή της ώθησης, της τάξης του 50-60% της μέγιστης. Δεν απαιτούνται σημαντικές επεμβάσεις ή διασκευές στον κινητήρα.
Εφαρμογές: Κατά τη διάρκεια ανόδου αεροδιαστημικού οχήματος που χρησιμοποιεί παράλληλα και boosters, ώστε να μειωθεί η αεροδυναμική πίεση ή θερμοκρασία που αναπτύσσεται στην επιφάνεια του αεροδιαστημικού οχήματος.
 - Γ. Χρησιμοποιώντας εκτεταμένες μετασκευές στον πυραυλοκινητήρα και ρυθμιστικές βαλβίδες μέσω των οποίων ρυθμίζεται η παροχή προωθητικού. Με αυτό τον τρόπο επιτυγχάνεται μεγάλη μεταβολή της ώθησης της τάξης του 90-99% της μέγιστης. Επειδή η μεγάλη μείωση της παροχής προωθητικού προκαλεί ταλαντώσεις και αστάθεια στην καύση, απαιτείται ιδιαίτερος σχεδιασμός του συστήματος έγχυσης καυσίμου του θαλάμου καύσης ή ακόμα και η χρήση ακροφυσίου μεταβλητής διατομής λαιμού και ολικού μήκους.
Εφαρμογές: Κατά τη διάρκεια προσεδάφισης στη σελήνη ή κάποιο άλλο πλανήτη.
2. Χρησιμοποιώντας σαν κύριες μηχανές πυραυλοκινητήρες στερεών καυσίμων. Ο ηλεκτρονικός και οπτικός εξοπλισμός που μεταφέρουν ορισμένοι πύραυλοι μπορεί να καταστραφεί, όταν η επιτάχυνση του πυραύλου ξεπεράσει κάποιο όριο g. Αυτό μπορεί να συμβεί κατά την τελική φάση πτήσης του πυραύλου, όταν η ώθηση παραμένει σταθερή, ενώ η μάζα του μειώνεται λόγω κατανάλωσης του προωθητικού. Συνεπώς, πρέπει η ώθηση να μειώνεται προοδευτικά όσο αυξάνεται η διάρκεια της πτήσης. Αυτό μπορεί να επιτευχθεί με ειδικά σχεδιασμένα διαμόρφωση του στερεού προωθητικού

(grain) σύμφωνα με την βασική αρχή ότι στην αρχική φάσης της πτήσης θα πρέπει να καίγεται περισσότερη μάζα καυσίμου η οποία θα μειώνεται όσο περνά ο χρόνος. Σε επόμενο κεφάλαιο αυτής της εργασίας θα αναλυθεί ξανά η γεωμετρική τοποθέτηση του προωθητικού στους στερεούς πυραύλους.

Πολλά πυραυλικά συστήματα χρησιμοποιούν όχι ένα, αλλά πολλαπλά συστήματα πρόωσης παράλληλα. Για παράδειγμα, το διαστημικό λεωφορείο κατά την απογείωση του χρησιμοποιούσε τρεις βασικούς κινητήρες υγρών καυσίμων και δύο πυραύλους (boosters) στερεών καυσίμων ταυτόχρονα. Η ολική ώση και η ολική ροή προωθητικής μάζας προκύπτει πολύ απλά από το άθροισμα όλων των πυραυλοκινητήρων. Ενώ η συνολική ειδική ώση προκύπτει από την παρακάτω σχέση (4-3):

$$F_{all} = \sum F = F_1 + F_2 + F_3 + \dots \quad (4-1)$$

$$\dot{m}_{all} = \sum \dot{m} = \dot{m}_1 + \dot{m}_2 + \dot{m}_3 + \dots \quad (4-2)$$

$$(I_s)_{all} = \frac{F_{all}}{(g_0 \dot{m}_{all})} \quad (4-3)$$


4.3 ΜΟΝΟΒΑΘΜΙΟΙ ΠΥΡΑΥΛΟΙ

Η συντριπτική πλειοψηφία των πυραυλοκίνητων αεροδιαστημικών οχημάτων είναι μίας βαθμίδας και χρησιμοποιούν πυραυλοκινήτες στερεού προωθητικού. Ένα όχημα μίας βαθμίδας π.χ. σε LEO μπορεί να μεταφέρει περιορισμένο ωφέλιμο φορτίο. Τα περισσότερα χρησιμοποιούνται σε στρατιωτικές εφαρμογές.


Στο κεφάλαιο 3 δείξαμε ότι η θεμελιώδης εξίσωση της πυραυλικής μπορεί να γραφεί με τη μορφή:

$$\Delta \vec{V} = \vec{V}_{fin} - \vec{V}_{int} = -\bar{c} \ln[R_{inac} + (1 - R_{inac}) \cdot R_{pl}] \quad (3-4)$$

Από τη σχέση αυτή προκύπτει ότι η αύξηση της ταχύτητας του μονοβάθμιου πυραύλου $\Delta \vec{V}$, έχει κάποιο ανώτατο όριο που καθορίζεται από το δεξιό μέλος της σχέσης. Το όριο αυτό (ανώτατη τιμή αύξησης ταχύτητας) προκύπτει προσεγγιστικά με τον εξής απλό τρόπο:

 Το κλάσμα αδρανούς μάζας R_{inac} , έχει μέγιστη τιμή ≈ 0.08 .

 Το κλάσμα ωφέλιμου φορτίου R_{pl} , έχει μέγιστη τιμή ≈ 0.1 .

 Η μέση δραστική ταχύτητα εξόδου \bar{c} για μη φραγμένο ακροφύσιο ισούται με την πραγματική, η οποία στην ιδανική περίπτωση και για υγρό προωθητικό (LOX+LH2) έχει ανώτατη τιμή ≈ 4000 m/s (ρεαλιστική τιμή ≈ 3200 m/s).

Εάν αντικαταστήσουμε τις παραπάνω τιμές στη σχέση (3-4), προκύπτει:

$$\Delta \vec{V} = \vec{V}_{fin} - \vec{V}_{int} = 7041 \quad [\text{m/s}]$$

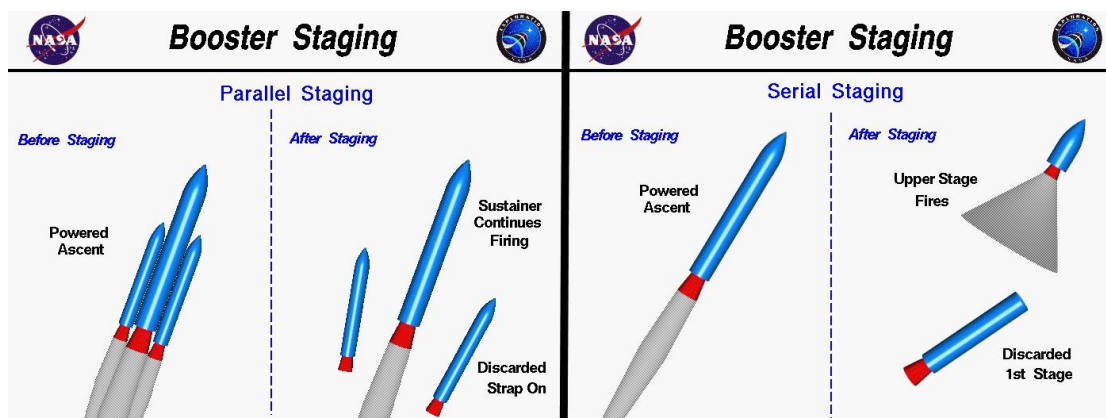
Εάν θεωρήσουμε ότι πρόκειται για την αρχή της εκτόξευσης $\vec{V}_{init} = 0$

$$\rightarrow \vec{V}_{fin} = 7041 \text{ [m/s]}$$

Όμως στην πραγματικότητα η τιμή αυτή της τελικής ταχύτητας είναι ακόμα μικρότερη (κατά περίπου 20%), λόγω των απωλειών της βαρύτητας και της αντίστασης του αέρα, που δεν λήφθηκαν υπόψη στη παραπάνω ανάλυση. Συγκρίνοντας λοιπόν την παραπάνω μέγιστη ταχύτητα που μπορεί να “πιάσει” ένας μονοβάθμιος πύραυλος με τις ελάχιστες ταχύτητες που απαιτούνται για τις αεροδιαστημικές εφαρμογές, συμπεραίνουμε ότι ο μονοβάθμιος πύραυλος απλά δεν αρκεί.

4.4 ΠΟΛΥΒΑΘΜΙΟΙ ΠΥΡΑΥΛΟΙ

Συμπερασματικά από το προηγούμενο υποκεφάλαιο, ένας μονοβάθμιος πύραυλος κρίνεται ανεπαρκής για εκτοξεύσεις αεροδιαστημικών οχημάτων στο διάστημα. Η μόνη εναλλακτική λύση είναι η χρήση πολυβάθμιων πυραύλων. Προηγουμένως αναφέραμε τη λειτουργία πυραυλοκινητήρων σε παραλληλία (πολλαπλοί πυραυλοκινητήρες), τώρα θα αναλύσουμε τη χρήση πυραυλοκινητήρων σε σειρά.




Εικόνα 39: Παράλληλες βαθμίδες και βαθμίδες σε σειρά {NASA}

Χαρακτηριστικά πυραύλων με βαθμίδες σε σειρά:

🚀 Συνήθως αποτελούνται από 2 ή 3 ανεξάρτητες βαθμίδες (τμήματα). Πύραυλοι με 4 ή 5 βαθμίδες είναι σπάνιοι, γιατί καθιστούν την κατασκευή υπερβολικά πολύπλοκη (άρα αναξιόπιστη) και ακριβή.

🚀 Κάθε βαθμίδα είναι ουσιαστικά και ένας ξεχωριστός πύραυλος. Δηλαδή, περιέχει τον πυραυλοκινητήρα και τις δεξαμενές προωθητικού που χρειάζεται για τη λειτουργία του. Μετά την παύση της λειτουργίας του (burn out), αποκολλάται (με τη χρήση μικρών boosters) και απορρίπτεται στη θάλασσα με τη βοήθεια επιβραδυντικών αλεξίπτωτων, γιατί πλέον αποτελεί ανεπιθύμητο-άχρηστο βάρος.

🚀 Θεωρείται ότι η πρώτη βαθμίδα έχει σαν ωφέλιμο φορτίο το σύνολο της μάζας όλων των υπόλοιπων βαθμίδων, ενώ η τελευταία μόνο το διαστημικό όχημα ή δορυφόρο.

 Για την πρώτη βαθμίδα ισχύει: αρχική μάζα $m_{int,1} = m_{int}$, τελική μάζα $m_{fin,1}$ είναι ίση με το άθροισμα όλων των υπολοίπων, καταναλώνει μάζα προωθητικού $m_{p,1}$, όταν σβήνει απορρίπτεται αδρανής μάζα $m_{inac,1}$.

Αντίστοιχα ισχύουν και για τις υπόλοιπες βαθμίδες:

Η τελική μάζα κάθε βαθμίδας (N), είναι: $m_{fin,i} = m_{in,i} - m_{p,i}$ (4-4)

Η αρχική και τελική μάζα της τελευταίας βαθμίδας είναι:

$$m_{int,N} = m_{in,N} + m_{p,N} + m_{pl} \quad (4-5)$$

$$m_{fin,N} = m_{inac,N} + m_{pl} \quad (4-6)$$

Τότε η αρχική και η τελική μάζα της πρώτης βαθμίδας θα είναι αντίστοιχα:

$$m_{int,1} = m_{int} = \sum_{i=1}^N (m_{in,N} + m_{p,N} + m_{pl}) = \sum_{i=1}^N (m_{in,N} + m_{pl,N}) + m_{pl} \quad (4-7)$$

$$m_{fin,1} = m_{rocket} - m_{p,1} \quad (4-8)$$

 Η i-βαθμίδα του πυραύλου αυξάνει την ταχύτητα του πυραύλου κατά:

$$\Delta \vec{V}_i = g \bar{I}_{s,i} \ln \frac{m_{int,i}}{m_{fin,i}} \quad (4-9)$$

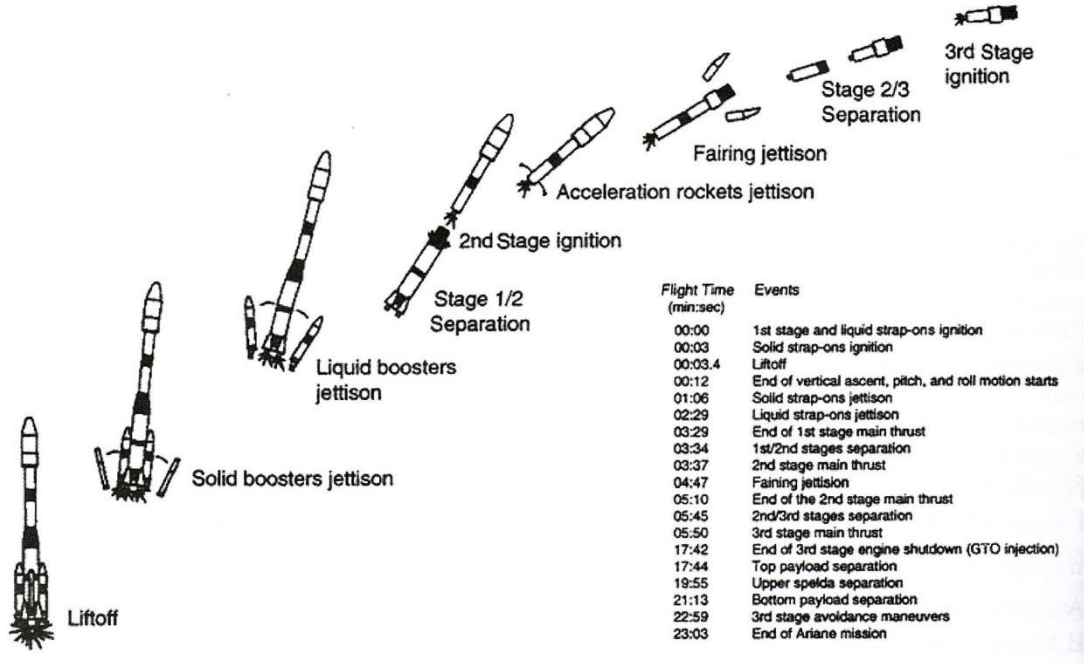
Τότε η συνολική αύξηση της ταχύτητας του πυραύλου είναι το άθροισμα των αυξήσεων που προέρχονται από τις N-βαθμίδες του πυραύλου και θα δίνεται από τη σχέση:

$$\Delta \vec{V} = \sum_{i=1}^N \Delta \vec{V}_i = g \sum_{i=1}^N \ln \frac{m_{int,i}}{m_{fin,i}} \quad (4-10)$$

Με εναλλακτική σχέση:

$$\Delta \vec{V} = c_1 \ln \left(\frac{1}{MR_1} \right) + c_2 \ln \left(\frac{1}{MR_2} \right) + c_3 \ln \left(\frac{1}{MR_3} \right) + \dots \quad (4-11)$$

Αυτή η σχέση ορίζει τη μέγιστη ταχύτητα που μπορεί να επιτύχει ένα ιδανικό πολυβάθμιο όχημα σε ένα περιβάλλον κενού χωρίς βαρύτητα.



Εικόνα 40: Στάδια εκτόξευσης του πύραυλου Ariane {Πολυζάκης [1]}

🚀 Για N-βάθμιο πύραυλο ισχύουν:

$$\text{Κλάσμα αδρανούς μάζας: } R_{inac,i} = \frac{m_{inac,i}}{m_{p,i} + m_{inac,i}} \quad (4-12)$$

$$\text{Κλάσμα ωφέλιμου φορτίου: } R_{pl,1} = \frac{m_{pl,1}}{m_{int,1}} = \frac{m_{int,i+1}}{m_{int,1}} \quad (4-13)$$

Στη σχέση (4-13) θεωρήσαμε ότι το ωφέλιμο φορτίο της πρώτης βαθμίδας είναι το σύνολο της επόμενης, δηλαδή η μάζα του υπόλοιπου πυραύλου. Ορίζουμε τέλος και ένα ακόμη μέγεθος ειδικά για τους πολυβάθμιους πυραύλους, το γενικό κλάσμα ωφέλιμου φορτίου που είναι το γινόμενο των κλασμάτων ωφέλιμου φορτίου της κάθε βαθμίδας:

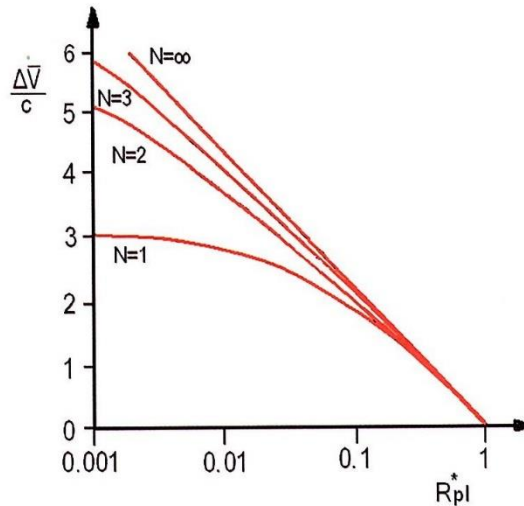
$$R_{pl}^* = \frac{m_{pl}}{m_{int,1}} = \frac{m_{pl}}{m_{int,N}} \cdot \frac{m_{pl,N}}{m_{int,(N-1)}} \cdots \frac{m_{pl,3}}{m_{int,2}} \cdot \frac{m_{pl,2}}{m_{int,1}} \rightarrow R_{pl}^* = R_{pl,N} \cdot R_{pl,(N-1)} \cdots R_{pl,2} \cdot R_{pl,1} = \prod_{i=1}^N R_{pl,i} \quad (4-14)$$

Τώρα μπορούμε να γράψουμε τη θεμελιώδη εξίσωση της πυραυλικής για N-βάθμιο πύραυλο (για μηδενική δύναμη βαρύτητας και ατμοσφαιρικής τριβής):

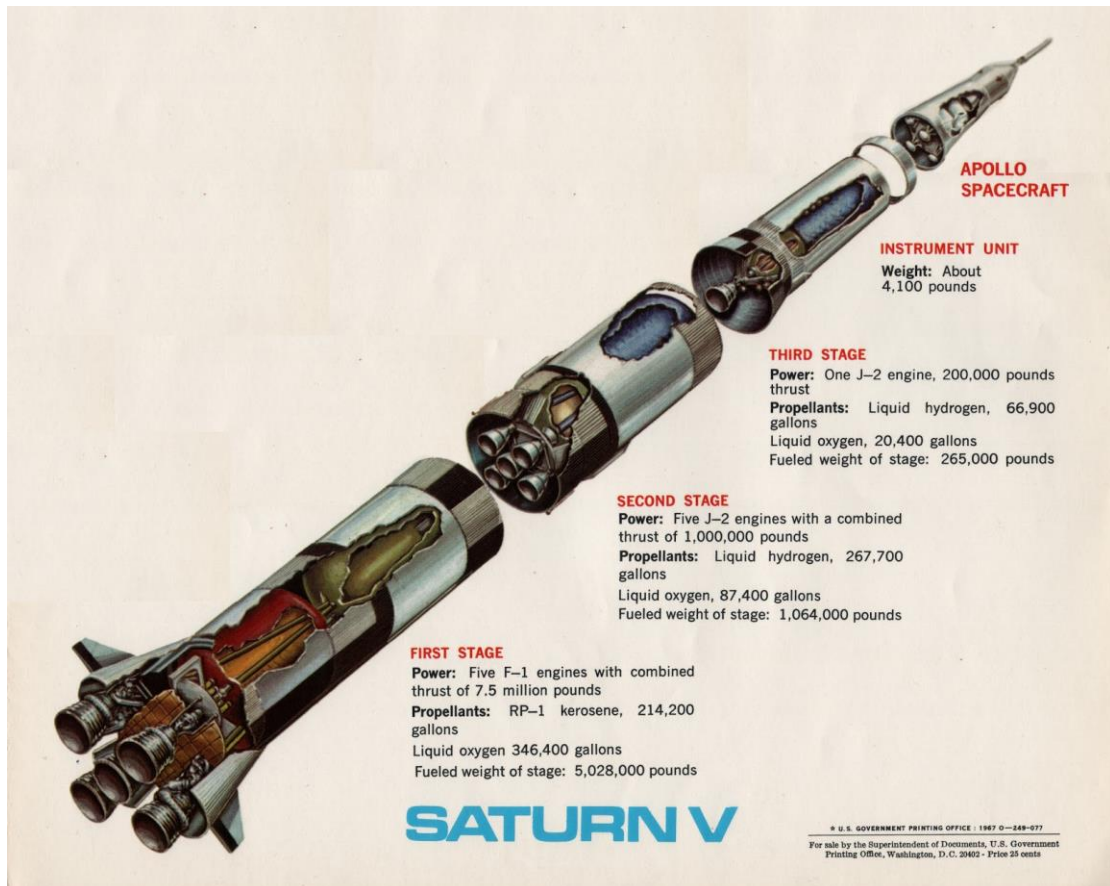
$$\Delta \vec{V} = \vec{V}_{fin} - \vec{V}_{int} = - \sum_{i=1}^N \{ \bar{c}_i \ln [R_{inac,i} + (1 - R_{inac,i}) \cdot R_{pl,i}] \} \quad (4-15)$$

Συγκρίνοντας τις σχέσεις (3-4) και (4-15), γίνεται φανερό το πλεονέκτημα των πολυβάθμιων έναντι των μονοβάθμιων πυραύλων. Ειδικότερα, θεωρώντας ότι τα κλάσματα $R_{inac,i}$ και $R_{pl,1}$ είναι ίδια για κάθε βαθμίδα (αποδεικνύεται τότε ότι $\Delta \vec{V} = max$), μπορούμε να σχεδιάσουμε το μέγεθος $\frac{\Delta \vec{V}}{c}$ συναρτήσει του R_{pl}^* για διάφορους αριθμούς βαθμίδων. Για παράδειγμα στην επόμενη εικόνα παρατηρούμε ότι για τον

ίδιο συντελεστή R_{pl}^* (ωφέλιμο φορτίο) διβάθμιος πύραυλος πετυχαίνει τελική ταχύτητα 70% μεγαλύτερη απ' ό,τι ο μονοβάθμιος, ενώ ο τριβάθμιος 20% παραπάνω από τον διβάθμιο. Για περισσότερες από τρεις βαθμίδες το κέρδος σε τελική ταχύτητα δεν δικαιολογεί την αύξηση της πολυπλοκότητας και του κόστους.



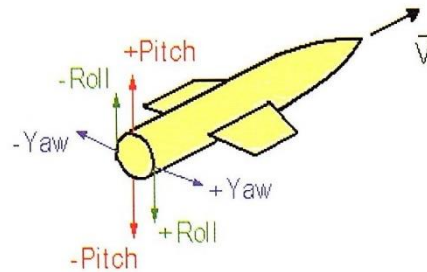
Εικόνα 41 {Sutton [4]}



Εικόνα 42: Οι βαθμίδες του Saturn V {My Space Museum}


4.5 ΕΛΕΓΧΟΣ ΚΑΤΕΥΘΥΝΣΗΣ

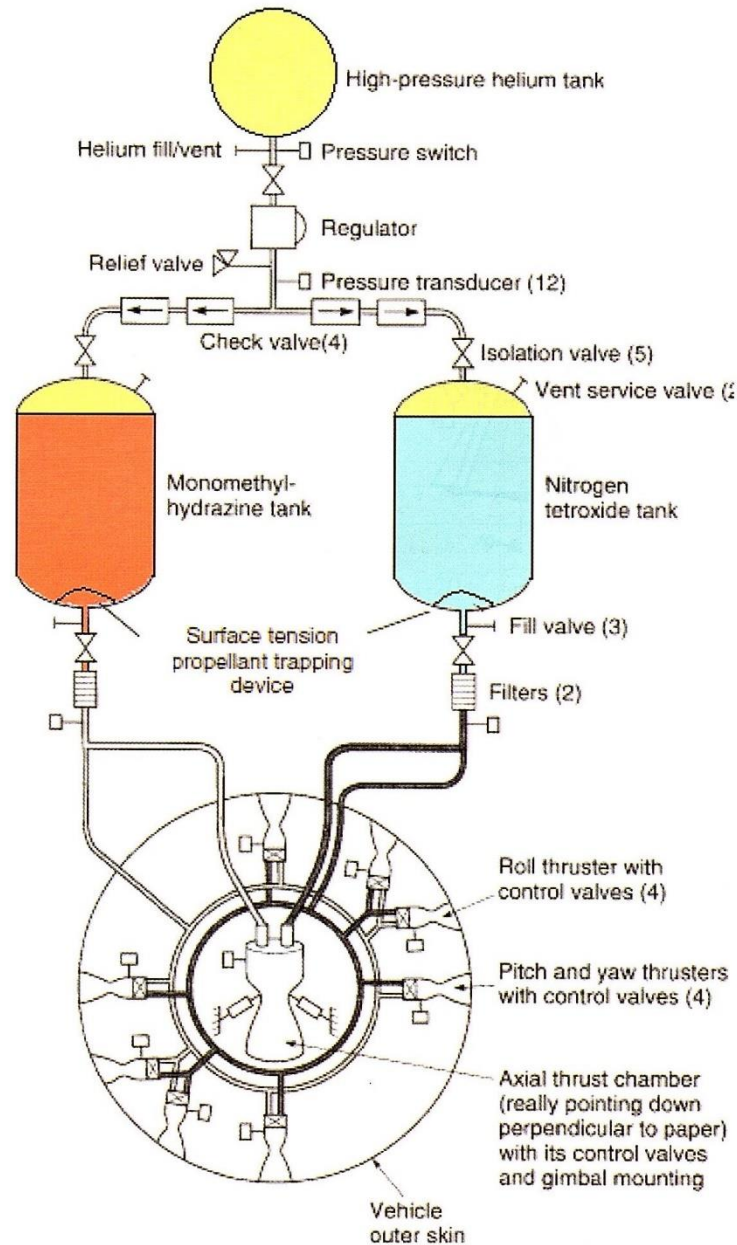
Ένα αεροδυναμικό όχημα είναι ευσταθές όταν δεν επιταχύνει/επιβραδύνει ή περιστρέφεται τυχαία κατά τη διάρκεια της πτήσης. Οι ασταθείς πτήσεις πρέπει να αποφεύγονται γιατί οι pitch και yaw ταλαντώσεις αυξάνουν την τριβή (μέσω της εμφάνισης γωνίας πρόσπτωσης) και δημιουργούν προβλήματα στον ηλεκτρονικό εξοπλισμό. Η αστάθεια της πτήσης μπορεί να οδηγήσει σε απώλεια εισόδου σε τροχιά ή αποτυχία εύρεσης στόχου ή ακόμα σε διαρροές των δεξαμενών του υγρού προωθητικού.



Εικόνα 43: Κινήσεις αεροδυναμικού οχήματος {Πολυζάκης [1]}

Η ευστάθεια μπορεί να επιτευχθεί με τους εξής τρόπους:

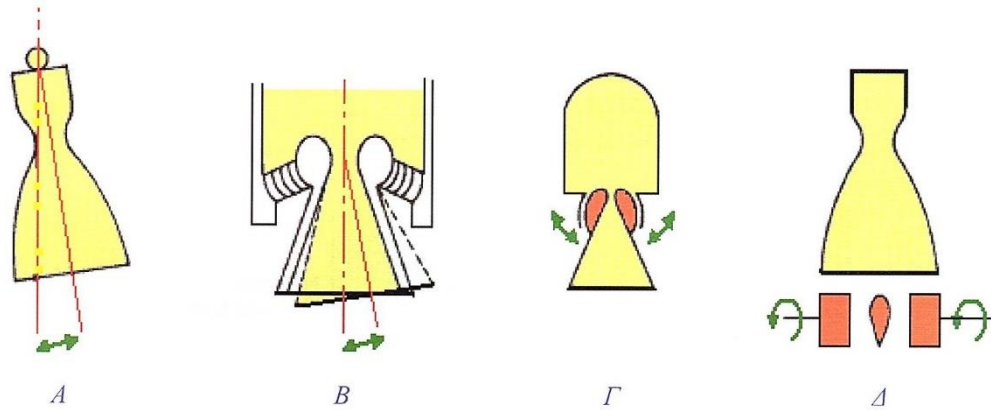
 Κατάλληλο σχεδιασμό του αεροδυναμικού οχήματος, τοποθετώντας το κέντρο βάρους μπροστά από το κέντρο αεροδυναμικής πίεσης. Ειδικότερα, πύραυλοι χαμηλής και ευθύγραμμης τροχιάς εφοδιάζονται με φτερά στο πίσω μέρος τους και ταυτόχρονα σχεδιάζονται ώστε το κέντρο βάρους να είναι μπροστά από το αεροδυναμικό κέντρο πίεσης γεγονός που τους προσδίδει μεγάλα περιθώρια ευστάθειας. Αεροδυναμικά οχήματα με ενεργητικό σύστημα ευστάθειας σχεδιάζονται τοποθετώντας το κέντρο βάρους λίγο πάνω από το κέντρο αεροδυναμικής πίεσης, ώστε να είναι ουδέτερα ως προς την ευστάθεια, οπότε απαιτούνται μικρές δυνάμεις επαναφοράς από τα πτερύγια διεύθυνσης ή τους μικρό-πυραύλους κατεύθυνσης. Όμως είναι δύσκολο να διατηρηθεί η σχετική θέση των δύο κέντρων εξαιτίας μετακίνησης τόσο του κέντρου πίεσης επί του άξονα του οχήματος κατά τις επιταχύνσεις όσο και του κέντρου βαρύτητας λόγω της μείωσης του προωθητικού κατά τη λειτουργία.



Εικόνα 44: Σύστημα ελέγχου ευστάθειας με μικρό-πυραύλους κατεύθυνσης {Sutton [4]}

🚀 Λειτουργία συστήματος ελέγχου ευστάθειας που χρησιμοποιεί είτε αεροδυναμικές επιφάνειες ελέγχου (φτερά), είτε μεταβλητής ώθησης πυραύλους, είτε τέλος μικρό-πυραύλους διόρθωσης κατεύθυνσης. Μπορούν επίσης να χρησιμοποιηθούν πυραυλοκινητήρες με πολλαπλά ακροφύσια, η συνδυασμένη λειτουργία των οποίων μπορεί να διατηρήσει την ευστάθεια του αεροδιαστημικού οχήματος. Προφανώς οι αεροδυναμικές επιφάνειες ελέγχου μπορούν να είναι αποτελεσματικές μόνο όταν το αεροδιαστημικό όχημα βρίσκεται εντός της ατμόσφαιρας.

🚀 Μεταβολή της διεύθυνσης της δύναμης ώθησης των κύριων κινητήρων. Υπάρχουν πολλοί τρόποι να μεταβληθεί η διεύθυνση του άξονα του ακροφυσίου μερικοί από αυτούς φαίνονται στο παρακάτω σχήμα.



Εικόνα 45: Α. Gimbal or hinge Β. Flexible laminated bearing Γ. Flexible nozzle Δ. Jet Vanes {Πολυζάκης [1]}

Μη καθοδηγούμενοι πύραυλοι συχνά υπόκεινται σε ελεγχόμενη περιστροφή με τη βοήθεια πτερυγίων ή μικρό-πυραύλων ώστε να αυξήσουν την ευστάθεια τους και την ακρίβεια πλήγματος. Η αρχή λειτουργίας είναι όμοια με αυτή των βλημάτων που εξέρχονται από πυροβόλα σπειροειδούς εσωτερικής επιφάνειας κάνης. Η ευστάθεια περιστροφής (spin stability) επιτυγχάνεται λόγω γυροσκοπικών φαινομένων όπου οι αποκλίσεις του άξονα περιστροφής αντισταθμίζονται από τις δημιουργούμενες ροπές. Επίσης, η ελεγχόμενη περιστροφή βοηθά στην εξισορρόπηση των άνισων δυνάμεων ώθησης που ίσως εμφανίζονται σε ένα πύραυλο με πολλά ακροφύσια, τα οποία δεν παράγουν την ίδια ώση.

4.6 ΒΑΛΛΙΣΤΙΚΟΙ ΠΥΡΑΥΛΟΙ

Η πλειοψηφία των συστημάτων πρόωσης πυραύλων που κατασκευάζονται σήμερα χρησιμοποιείται για στρατιωτικούς σκοπούς. Υπάρχει μια μεγάλη ποικιλία πυραύλων, βλημάτων και στρατιωτικών αποστολών και ως εκ τούτου πολλά διαφορετικά συστήματα πρόωσης, όλα χρησιμοποιούν χημικά προωθητικά (στερεά ή και υγρά). Ένας τακτικός πύραυλος μπορεί να χρησιμοποιηθεί για επίθεση ή υπεράσπιση στρατευμάτων εδάφους, κοντινές στρατιωτικές ή στρατηγικές εγκαταστάσεις, στρατιωτικά αεροσκάφη και λοιπά. Οι ένοπλες δυνάμεις χρησιμοποιούν επίσης στρατιωτικούς δορυφόρους για αποστολές όπως αναγνώριση, έγκαιρη προειδοποίηση επικείμενης επίθεσης, ασφαλής επικοινωνία και για τον ακριβή εντοπισμό συγκεκριμένων αντικείμενων στην επιφάνεια της Γης.

Οι στρατηγικοί πύραυλοι με εμβέλεια 3000 km ή περισσότερο είναι συνήθως πύραυλοι δύο ή τριών σταδίων, εδάφους-εδάφους. Οι πρώτοι από αυτούς χρησιμοποιούσαν υγρό προωθητικό ενώ σήμερα κυριαρχούν οι πύραυλοι στερεών προωθητικών. Και οι δύο τύποι φέρουν σύστημα ελέγχου αντίδρασης (Reaction Control System) για την δυναμική ρύθμιση της πορείας πτήσης.

Οι πυραυλοκινητήρες στερεών προωθητικών προτιμώνται για τις τακτικές εφαρμογές λόγω της ετοιμότητάς τους και της δυνατότητας τους για αποθήκευση για μεγάλα χρονικά διαστήματα. Οι πυραυλοκινητήρες υγρών καυσίμων στο άλλο χέρι πρέπει να γεμίζονται πριν την εκτόξευση και ειδικά οι πύραυλοί που τροφοδοτούνται με κρυογονικά καύσιμα είναι ακατάλληλοι για τέτοιες εφαρμογές. Εάν τα υψόμετρα

είναι χαμηλά και η διάρκεια πτήσης είναι μεγάλη, χρησιμοποιείται αεριοστρόβιλος ως προωθητικό σύστημα, ωστόσο ένας προωθητής (booster) στερεών καυσίμων ίσως χρησιμεύσει και πάλι για να δώσει στον αεριοστρόβιλο την επιθυμητή ταχύτητα.

Οι μη-κατευθυνόμενοι στρατιωτικοί πύραυλοι παράγονται σήμερα σε μεγαλύτερους αριθμούς από οποιαδήποτε άλλη κατηγορία πυραύλων, ένα αντιπροσωπευτικό νούμερο είναι οι 250,000 πύραυλοι το χρόνο από τις Ηνωμένες Πολιτείες. Σε αυτού του είδους πυραύλους, η στόχευση γίνεται κατά κύριο λόγο με ευθυγράμμιση του αεροσκάφους-εκτοξευτή προς την κατεύθυνση του στόχου. Ένας σχετικά απλός πύραυλος στερεού προωθητικού είναι η πιο κοινή επιλογή. Σε κατευθυνόμενους πυραύλους, η πτήση είναι ελεγχόμενη και η κατεύθυνση αλλάζει, ρυθμίζοντας τα ειδικά πτερύγια. Καθώς το σύστημα καθοδήγησης αισθάνεται και παρακολουθεί τη διαδρομή πτήσης ενός στόχου, ένας υπολογιστής υπολογίζει ένα προβλεπόμενο σημείο πρόσκρουσης και η κατεύθυνση του αλλάζει ώστε να ακολουθήσει το σωστό ίχνος πτήσης.

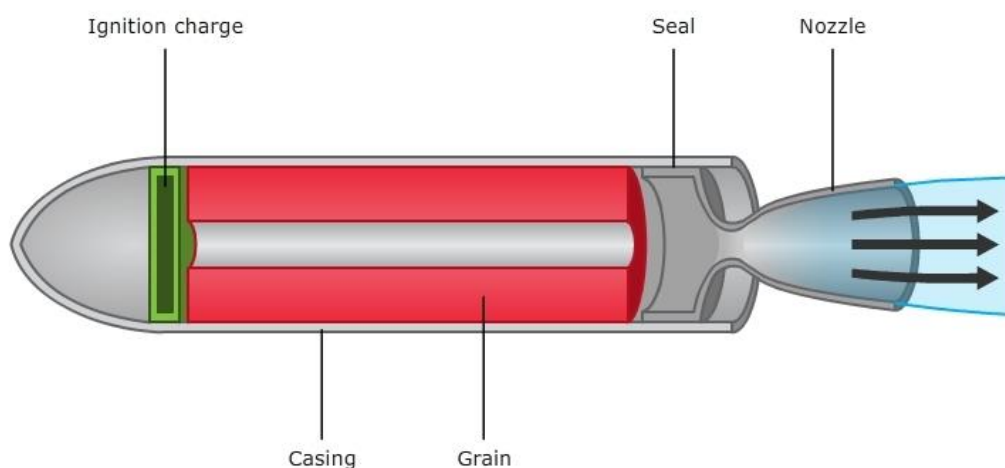


Εικόνα 46: Κατευθυνόμενος πύραυλος αέρος-αέρος AIM-9 Sidewinder {Wikipedia}

5. ΠΥΡΑΥΛΟΚΙΝΗΤΗΡΕΣ ΣΤΕΡΕΩΝ ΚΑΥΣΙΜΩΝ

5.1 ΓΕΝΙΚΑ

Οι πυραυλοκινητήρες στερεών καυσίμων είναι η απλούστερη και φθηνότερη κατηγορία πυραυλοκινητήρων. Τα κινούμενα μέρη και ο μηχανολογικός εξοπλισμός που χρειάζονται για την λειτουργία τους είναι ελάχιστα έως μηδαμινά, αυτό συνεπάγεται με αξιοπιστία, καθώς υπάρχουν λιγότερα εξαρτήματα που μπορούν να παρουσιάσουν βλάβες. Ένας πύραυλος στερεών καυσίμων αποτελείται από το κέλυφος του πυραύλου το οποίο στεγάζει το μίγμα καυσίμου (καύσιμο και οξειδωτικό), το ακροφύσιο για την εκτόνωση των αερίων, καθώς και τον αναφλεκτήρα. Αυτή φυσικά είναι η απλούστερη μορφή πυραύλου στερεών καυσίμων, καλύτερες κατασκευές απαιτούν και μεγαλύτερη πολυπλοκότητα.



© Copyright. 2011. University of Waikato. All Rights Reserved.

Εικόνα 47: Βασική δομή ενός πυραύλου στερεών καυσίμων {Sciencelearn}









Έχουν κατασκευαστεί πύραυλοι στερεών καυσίμων, με ώση 2 Newton έως και 12 εκατομμύρια Newton. Σε ορισμένες περιπτώσεις μπορούν να έχουν διάρκεια αποθήκευσης (χωρίς συντήρηση) έως και 20 χρόνια. Ιστορικά, οι πυραυλοκινητήρες στερεών καυσίμων έχουν αναγνωριστεί για την ιδιότητα τους να μην έχουν καθόλου κινούμενα μέρη. Αυτό ισχύει για πολλούς πυραύλους τέτοιου τύπου, αλλά ορισμένα σχέδια κινητήρων συμπεριλαμβάνουν κινητά ακροφύσια και άλλους τέτοιους μηχανισμούς, οπότε αυτή η φήμη δεν είναι απόλυτα αληθής. Αλλά σε σύγκριση με


τους πυραυλοκινητήρες υγρών καυσίμων, οι πύραυλοι στερεών καυσίμων είναι πολύ απλούστεροι, δεν έχουν διαρροές, είναι πάντα έτοιμοι για ανάφλεξη και απαιτούν λίγη συντήρηση. Έχουν όμως μικρότερη διάρκεια καύσης, χαμηλότερη ειδική ώση και δεν μπορεί να είναι ελεγχόμενη η ώση, μόνο να τερματιστεί πρόωρα.

Οι κόκκοι προωθητικού (grain), είναι το συμπαγές σώμα του στερεού προωθητικού και συνήθως αντιπροσωπεύει το 82-94% του συνολικού σώματος του πυραύλου. Η ανάφλεξη του προωθητικού γίνεται με ένα ηλεκτρικό πυροδοτητή. Η καύση συμβαίνει στην εξωτερική επιφάνεια του κόκκου και κινείται προς το κέλυφος του πυραύλου, καθώς το προωθητικό καταναλώνεται. Αλλάζοντας την αρχική (πριν την ανάφλεξη) εκτεθειμένη επιφάνεια του προωθητικού, μπορούμε να αλλάξουμε και το ρυθμό καύσης (συνεπώς και την ώση) που παράγει ο πύραυλος (αλλά έτσι η μεταβαλλόμενη ώση είναι προκαθορισμένη και δεν μπορεί να ελεγχθεί κατά τη διάρκεια της πτήσης).

Το κέλυφος του πυραύλου, είναι είτε κατασκευασμένο από μέταλλο (ασάλι, αλουμίνιο ή τιτάνιο) ή από σύνθετο υλικό. Εσωτερικές επιφάνειες του κελύφους, οι οποίες εκτίθενται απευθείας σε θερμό αέριο, πρέπει να έχουν θερμική προστασία ή στρώματα μόνωσης για να αποτρέπεται η υπερθέρμανση τους, σε επίπεδο που θα μπορούσε να αλλάξει τις μηχανικές τους ιδιότητες, ώστε να μην μπορούν να αντέξουν την πίεση και τα απαιτούμενα φορτία. Τα ακροφύσια κατασκευάζονται από υλικά που αντέχουν πολύ υψηλές θερμοκρασίες (συνήθως γραφίτης). Η πλειοψηφία των πυραύλων στερεών καυσίμων έχει απλό σταθερό ακροφύσιο, αλλά μερικά μπορούν να περιστραφούν ελαφρώς ώστε να μπορούν να αλλάξουν κατεύθυνση στον πύραυλο.

Χαρακτηριστικά:

-  Μέγιστη ειδική ώση μέχρι και 285s.
-  Απλούστερη κατασκευή συνεπάγεται με χαμηλότερο κόστος.
-  Μικρή χρονική διάρκεια λειτουργίας.
-  Δεν απαιτείται ψύξη του θαλάμου καύσης του ακροφυσίου, επειδή ο χρόνος λειτουργίας είναι πολύ μικρός.
-  Αδυναμία επανεκκίνησης καύσης μετά από διακοπή.
-  Δεν είναι δυνατός ο πλήρης έλεγχος της καύσης αφού δεν υπάρχουν αντλίες τροφοδοσίας ή βαλβίδες ελέγχου. Μόνο τερματισμός λειτουργίας ανοίγοντας τις οπές τερματισμού ώθησης.
-  Η ταχύτητα εξόδου των καυσαερίων του πυραυλοκινητήρα είναι 1500 m/s όταν τα στερεά προωθητικά είναι μελανή πυρίτιδα, ή 2500 – 3000 m/s όταν είναι μακρομοριακές συνθέσεις τύπου πολυουρεθανίου ή συνθετικού ελαστικού ενισχυμένα συνήθως με σκόνη αλουμινίου ή βηρυλλίου.
-  Οι πύραυλοι στερεών καυσίμων έχουν χαμηλότερη ειδική ώθηση σε σχέση με τους πυραύλους που τροφοδοτούνται με υγρά καύσιμα.

 Τα στερεά καύσιμα είναι απλά και αξιόπιστα, δεν απαιτούν ψύξη του χώρου αποθήκευσης πριν τη λειτουργία, αλλά είναι ευπαθή σε ρήγματα.

5.2 ΚΑΥΣΙΜΑ ΚΑΙ ΟΞΕΙΔΩΤΙΚΑ

Τα στερεά προωθητικά μπορούν να χωριστούν σε δυο βασικές κατηγορίες:

1. Προωθητικά διπλής βάσης
2. Σύνθετα προωθητικά

Περαιτέρω κατηγορίες υπάρχουν, αλλά οι δύο παραπάνω είναι οι συνηθέστερες και σημαντικότερες.

Τα προωθητικά διπλής βάσης είναι τα συνηθέστερα και προέρχονται από συνδυασμό των εκρηκτικών υλών νιτρογλυκερίνη και νιτροκυτταρίνη. Πρόκειται για πυρίτιδες, σαν κι αυτές που χρησιμοποιούνται για την εκτόξευση βλημάτων πυροβόλων όπλων. Η σύνθεση τους είναι τέτοια ώστε μετά την έναυση τους, αντί εκρήξεως να γίνεται μια ομαλότερη διάσπαση, από την οποία τα παραγόμενα αέρια, εκτονούμενα αποτελούν τη βάση της προωθητικής ισχύος του πυραύλου. Είναι γνωστά και ως βαλιστίτες και βρίσκουν εφαρμογή σε πυραύλους μικρού βεληνεκούς. Τα εκρηκτικά με βάση τη νιτρογλυκερίνη ή τη νιτροκυτταρίνη δεν παράγουν ανιχνεύσιμους καπνούς (άκαπνες πυρίτιδες) γι' αυτό και χρησιμοποιούνται κυρίως σε όπλα τακτικών επιχειρήσεων.

Τα σύνθετα προωθητικά αποτελούνται από οξειδωτή σε αλεσμένο κρυσταλλικό σχήμα ο οποίος είναι αναμιγμένος με καύσιμο πλαστικής φύσης που δρα ως συνδετικό μέσο για να συγκρατεί το μίγμα και να διατηρεί μια ομοιόμορφη σύνθεση. Συνήθως οξειδωτές είναι αλεσμένοι κρύσταλλοι καλίου, λιθίου, ή υπερχλωρικού αμμωνίου ή νιτρικού άλατος. Το συνδετικό μπορεί να είναι καουτσούκ, άσφαλτος ή ελαστομερή. Τα σύνθετα προωθητικά είναι δύσκολα στη χύτευση και έχουν υψηλό οξειδωτικό περιεχόμενο που οδηγεί σε υψηλή πυκνότητα των καυσαερίων. Οι μηχανικές ιδιότητες του σύνθετου προωθητικού εξαρτώνται από τη φύση του συνδετικού που χρησιμοποιείται, για παράδειγμα, η χρήση πολυστυρολίου ως συνδετικό έχει ως αποτέλεσμα σκληρότερη φύση του κόκκου. Ο ρυθμός καύσης του προωθητικού μπορεί να ελεγχθεί ελέγχοντας την αναλογία της μάζας του καυσίμου προς τον οξειδωτή, με προσθήκη καταλύτη ή από το σχήμα και το μέγεθος του κόκκου.

Υπάρχουν και τα προωθητικά μονής βάσης τα οποία έχουν στο κάθε μόριο προωθητικού την απαραίτητη ποσότητα καυσίμου και οξειδωτή. Οι εφαρμογές τους όμως είναι ελάχιστες.

5.3 ΓΕΩΜΕΤΡΙΚΗ ΤΟΠΟΘΕΤΗΣΗ ΤΟΥ ΜΙΓΜΑΤΟΣ

Τα στερεά καύσιμα καίγονται από την εκτεθειμένη επιφάνεια καταναλώνοντας το μίγμα μέχρι να φτάσει το κέλυφος του πυραύλου. Όσο μεγαλύτερη η εκτεθειμένη επιφάνεια τόσο μεγαλύτερη και η ώση και μικρότερος ο χρόνος καύσης. Ανάλογα με την εφαρμογή και τις απαιτήσεις, χρησιμοποιούνται διαφορετικές διατάξεις του καυσίμου μίγματος. Οπότε το να ξέρουμε πόσο καύσιμο περιέχει ο πύραυλος και τι είδους καύσιμο διαθέτει, δεν είναι αρκετό, εξίσου σημαντικό ρόλο παίζει και η διάταξη του.

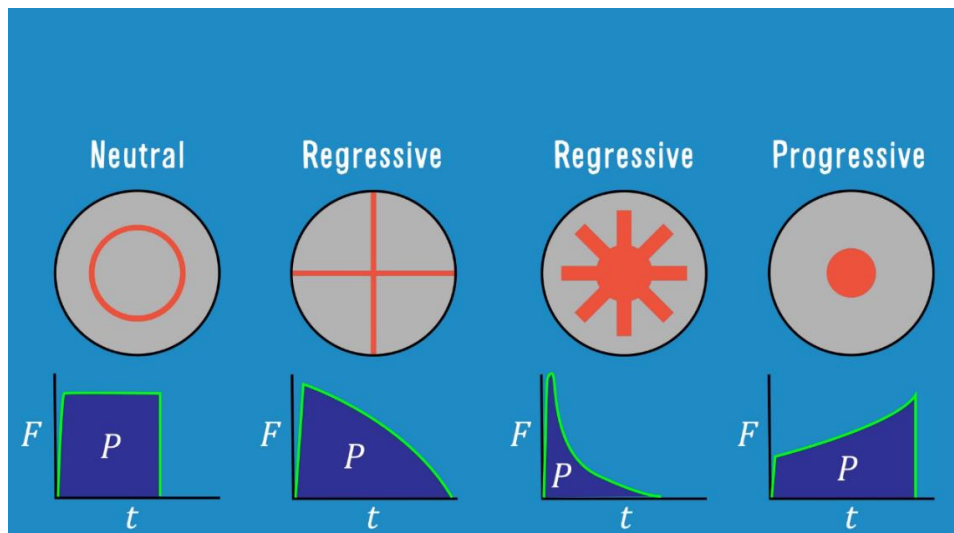
Για να γίνει περισσότερο κατανοητό:

Αύξουσα Ώση → Η επιφάνεια καύσης αυξάνεται καθώς το καύσιμο καίγεται.

Φθίνουσα Ώση → Η επιφάνεια καύσης μειώνεται καθώς το καύσιμο καίγεται.

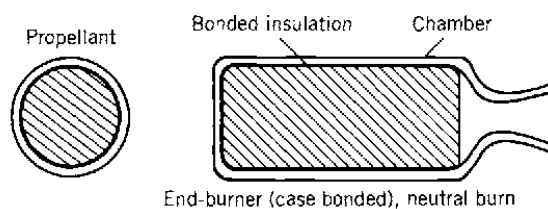
Σταθερή Ώση → Η επιφάνεια καύσης παραμένει σταθερή καθ' όλη τη διάρκεια της καύσης.

Φυσικά αυτοί οι τρεις ρυθμοί καύσης δεν είναι οι μόνοι που μπορούν να επιτευχθούν, μπορούν να υπάρχουν συνδυασμοί τους ή και πολυπλοκότερες αυξομειώσεις της ώσης - κατανάλωσης.



Εικόνα 48:Μερικές γεωμετρίες και οι ρυθμοί καύσης τους {YouTube: Olaf Willcox}

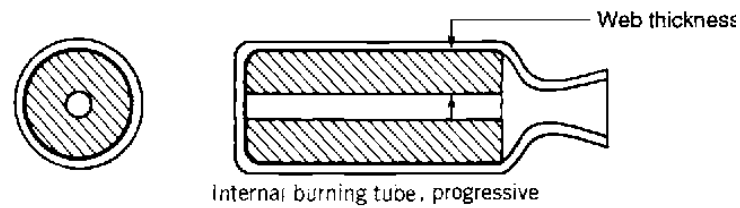
Κυλινδρική Διατομή



Εικόνα 49: Κυλινδρική Διατομή {Sutton[4]}

Η συγκεκριμένη τοποθέτηση καυσίμου είναι η πιο απλή, το καύσιμο καίγεται με σταθερό ρυθμό από την εκτεθειμένη επιφάνεια προς την κορυφή του πυραύλου. Χρησιμοποιούνται σε λίγες περιπτώσεις που χρειάζεται μικρή ώση και μεγάλος χρόνος καύσης. Μία παράμετρος που πρέπει να λάβει υπόψιν ο κατασκευαστής του πυραύλου, είναι η αλλαγή του κέντρου βάρους του πυραύλου κατά την καύση.

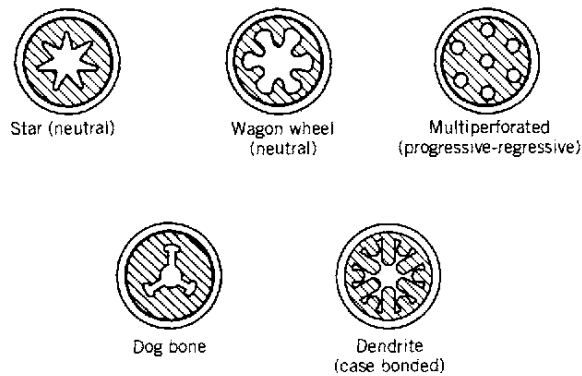
Εσωτερικός Σωλήνας



Εικόνα 50: Εσωτερικός Σωλήνας {Sutton[4]}

Σε αυτή την περίπτωση έχουμε πολύ μεγαλύτερη επιφάνεια καύσης από την προηγούμενη διάταξη. Καθώς το καύσιμο υποχωρεί, η επιφάνεια μεγαλώνει. Τέτοια διάταξη καυσίμου χρησιμοποιήθηκε στους πυραύλους που έκαναν δυνατότητα την μεταφορά του διαστημικού λεωφορείου στο διάστημα.







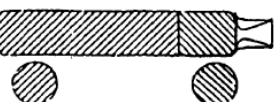
Μη κυκλικές γεωμετρίες



Εικόνα 51: Μη κυκλικές γεωμετρίες {Sutton[4]}

Διατάξεις όπως αυτή του αστεριού και τις υπόλοιπες που βλέπουμε στην παραπάνω εικόνα αυξάνουν κατά πολύ την ώση. Πολλές φορές χρησιμοποιούνται κατά την εκκίνηση και μετά λαμβάνει σειρά κάποια πιο βραδύκαυστη διάταξη.

Συνδυασμοί γεωμετριών

Single Propellant Systems	
	Boost: radial burning Sustain: end burning
	Boost: radial burning Sustain: radial burning
Dual Propellant Systems	
	Boost: radial burning Sustain: radial burning Concentric full length.
	Boost: radial burning Sustain: radial burning Concentric in aft end
	Boost: radial burning Sustain: radial burning Tandem with boost aft
	Boost: radial burning Sustain: radial burning Tandem with boost forward
	Boost: end burning Sustain: end burning Tandem with boost aft

Εικόνα 52: Διάφοροι συνδυασμοί διατάξεων {Sutton[4]}

Με τους συνδυασμούς διατάξεων μπορούμε να πετύχουμε περιπλοκότερα αποτελέσματα, όπως για παράδειγμα δυνατή εκκίνηση και χαμηλότερη δύναμη για πορεία ώστε να κρατήσει περισσότερο η πτήση. Αυτό είναι το συνηθέστερο επιθυμητό αποτέλεσμα.

5.4 ΑΝΑΦΛΕΞΗ ΚΑΙ ΤΕΡΜΑΤΙΣΜΟΣ ΚΑΥΣΗΣ

Ο αναφλεκτήρας (ή εκ κινητής) σε έναν πυραυλοκινητήρα στερεών καυσίμων είναι το συστατικό που παράγει τα απαραίτητα θερμά αέρια για την ανάφλεξη του κινητήρα. Η ανάφλεξη του στερεού προωθητικού περιλαμβάνει μια σειρά από γρήγορα γεγονότα που ξεκινούν κατά τη λήψη ενός ηλεκτρικού σήματος, το οποίο ανάβει το εκρηκτικό του εκκινητή και έπειτα τα καυτά αέρια που παράγονται, ρέουν από τον εκκινητή σε όλη την εκτεθειμένη επιφάνεια προωθητικού του πυραυλοκινητήρα, εξαπλώνοντας μια φλόγα. Τα καυτά αέρια του εκκινητή, γεμίζουν την κοιλότητα του θαλάμου καύσης και ανυψώνουν την πίεση και την θερμοκρασία χωρίς να προκαλούν σοβαρές ανωμαλίες (όπως υπερπίεση, ταλαντώσεις καύσης,

καταστροφικά κύματα ή πυρκαγιές). Ο αναφλεκτήρας τοποθετείται συνήθως στην κορυφή του πυραυλοκινητήρα, αλλά και άλλες θέσεις τοποθέτησης υπάρχουν.

Μερικές φορές είναι απαραίτητο να διακοπεί η καύση ενός πυραυλοκινητήρα στερεών καυσίμων, προτού καταναλωθεί όλο το προωστικό. Για παράδειγμα, όταν ένα όχημα πτήσης έχει φτάσει στην επιθυμητή ταχύτητα πτήσης (ένας βαλλιστικός πύραυλος ο οποίος έχει φτάσει στην προκαθορισμένη ταχύτητα του, ή ένας δορυφόρος που επιτυγχάνει το επιθυμητό τροχιακό του ύψος). Ο τερματισμός της λειτουργίας επίσης χρησιμεύει ως μέτρο ασφάλειας. Επίσης χρησιμεύει στο διαχωρισμό των σταδίων σε πολύβάθμιους πυραύλους, ώστε να μην συγκρουστούν τα διαχωριζόμενα τμήματα του πυραύλου.

Τερματισμός της καύσης μπορεί να επιτευχθεί με την απότομη αποσυμπίεση, συνήθως από μια ξαφνική και μεγάλη αύξηση του λαιμού του ακροφυσίου ή με το γρήγορο άνοιγμα πρόσθετων θυρών που επιτρέπουν στα αέρια να διαφύγουν. Η πιο κοινή τεχνική εξουδετερώνει την καύση, ανοίγοντας ξαφνικά τις θύρες αποσυμπίεσης στο μπροστινό άκρο του κελύφους του κινητήρα. Τέτοιο σύστημα χρησιμοποιείται στους πυραύλους Minuteman και Poseidon. Άλλοι μέθοδοι τερματισμού της καύσης, όπως η χρήση υγρού, είναι δυσκολότερες στη χρήση σε πραγματικούς πυραύλους και για αυτό το λόγο η μέθοδος απότομης αποσυμπίεσης είναι η συνηθέστερη.

5.5 ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ

Διαστημικές εφαρμογές

Οι πυραυλοκινητήρες στερεών καυσίμων είναι κατάλληλοι για τη μεταφορά μικρών φορτίων σε τροχιά ή για την υποβοήθηση μεγαλύτερων πυραύλων χημικών καυσίμων. Μεγάλοι πύραυλοι της ιστορίας όπως ο Space Shuttle χρησιμοποιούν στερεά καύσιμα στο πρώτο στάδιο της εκτόξευσης. Επίσης στερεά καύσιμα χρησιμοποιούνται πολλές φορές για διορθώσεις τροχιών και πηδαλιούχηση.

Μερικοί αξιοσημείωτοι πύραυλοι στερεών καυσίμων είναι οι εξής:

Scout (σειρά πυραύλων) – ΗΠΑ - 1961 - 1994

Athena (σειρά πυραύλων) – ΗΠΑ - 1995 - 2001

Minotaur (σειρά πυραύλων) – ΗΠΑ - 1994 – σήμερα

Start (σειρά πυραύλων) – Ρωσία - 1993 – 2006

Scout (πύραυλος) – Ευρώπη - 2012 - σήμερα

Ενώ υποβοήθηση από πυραυλοκινητήρες στερεών καυσίμων είχαν οι διάσημοι:

Delta II (σειρά πυραύλων) – ΗΠΑ - 1989 – 2018

Titan IV (σειρά πυραύλων) – ΗΠΑ - 1989 - 2005

Space Shuttle - (σειρά πυραύλων) – ΗΠΑ - 1981 – 2011

Ariane 5 (σειρά πυραύλων) – Ευρώπη - 1996 – σήμερα



Εικόνα 53: Το Space Shuttle. Αριστερά και δεξιά παρατηρούμε τους πυραύλους στερεών καυσίμων και στο κέντρο δεξαμενή υγρών καυσίμων για το διαστημικό λεωφορείο. {Wikipedia}

Στρατιωτικές Εφαρμογές

Στερεά καύσιμα χρησιμοποιούνται σε πυραύλους μικρού έως και μεσαίου βεληνεκούς. Προτιμώνται για λόγους αξιοπιστίας, ευκολίας στην αποθήκευση και το χειρισμό. Παραδείγματα τέτοιων είναι οι: AIM-9 Sidewinder, MICA-IR, Vympel K-13 και Zuni. Διηπειρωτικοί πύραυλοι που χρησιμοποιούν στερεά καύσιμα είναι: LGM-30 Minuteman, UGM-133 Trident II και RT-2PM Topol.



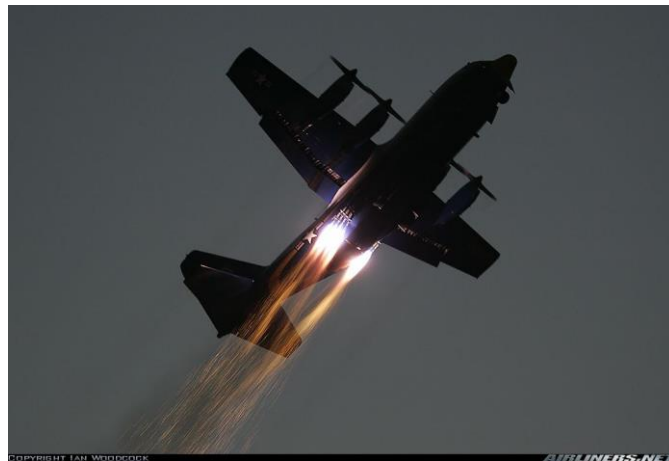
Εικόνα 54: AIM-9 Sidewinder – Βαλλιστικός πύραυλος αέρος – αέρος με υπέρυθρη καθοδήγηση {military.com}



Εικόνα 55: UGM-133 Trident II – Διηπειρωτικός πύραυλος εκτοξευόμενος από υποβρύχιο {Wikipedia}

Άλλες εφαρμογές

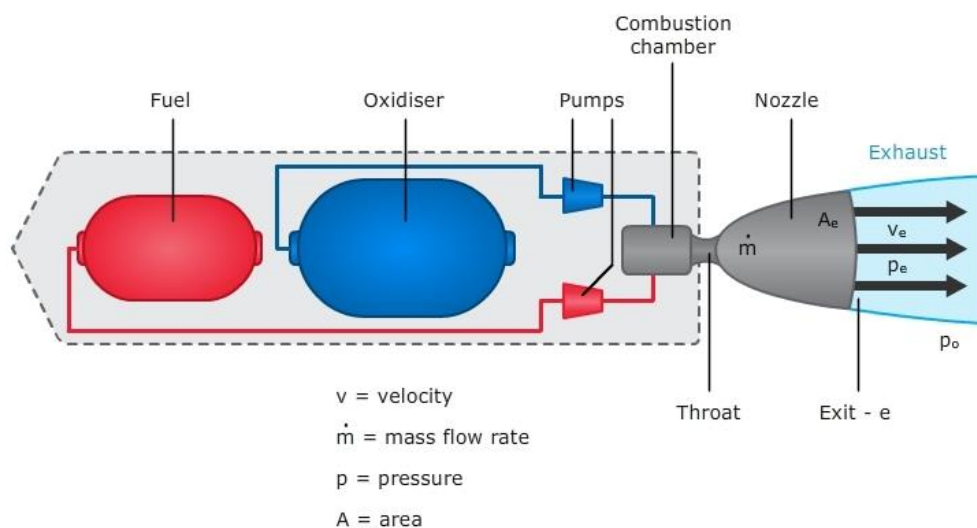
Οι πύραυλοι στερεών καυσίμων μπαίνουν επίσης σε εφαρμογή στην υποβοήθηση απογείωσης πολεμικών αεροσκαφών, στην βοήθεια εκκίνησης αεροστροβίλων και τέλος στα πυροτεχνήματα και το μοντελισμό.



Εικόνα 56: Υποβοήθηση απογείωσης για το αεροσκάφος C-130t Hercules {Pinterest}

6. ΠΥΡΑΥΛΟΚΙΝΗΤΗΡΕΣ ΥΓΡΩΝ ΚΑΥΣΙΜΩΝ

Οι πυραυλοκινητήρες υγρών καυσίμων φέρουν το καύσιμο και το οξειδωτικό σε δεξαμενές. Τα δύο συστατικά μεταφέρονται στον θάλαμο καύσης κυρίως μέσω αντλιών ή μέσω πίεσης, όπου αναφλέγονται και εκτονώνονται εξερχόμενα από το ακροφύσιο. Τέτοιας φύσης πυραυλοκινητήρες έχουν μεγαλύτερη διάρκεια καύσης και μεγαλύτερη ειδική ώση από τους πυραυλοκινητήρες στερεών καυσίμων και για αυτό το λόγο είναι συνηθέστεροι σε διαστημικές εφαρμογές. Αντίθετα με τους πυραύλους στερεών καυσίμων, η ώση τους μπορεί να είναι ελεγχόμενη, να τερματιστεί και να εκκινηθεί ξανά. Ένα πρόβλημα που θα μπορούσε να εντοπίσει κανείς σε αυτούς τους πυραύλους είναι η αλλαγή του κέντρου βάρους του πυραύλου καθώς τα υγρά καύσιμα καταναλώνονται, ευτυχώς όμως με το σωστό μηχανολογικό σχεδιασμό αυτό το πρόβλημα εξαλείφεται. Στη συνέχεια αυτού του κεφαλαίου θα αναλύσουμε τους κύκλους λειτουργίας των πυραυλοκινητήρων υγρών καυσίμων, τα καύσιμα και οξειδωτικά που χρησιμοποιούνται καθώς και άλλα σημαντικά μέρη όπως τους εγχυτήρες.




$$\text{Thrust} = F = \dot{m} v_e + (p_e - p_o) A_e$$


© Copyright. 2011. University of Waikato. All Rights Reserved.


Εικόνα 57: Βασική δομή ενός πυραύλου υγρών καυσίμων {Sciencelearn}


Χαρακτηριστικά:


🚀 Μεγάλες τιμές ώθησης και υψηλή ειδική ώση $I_{sp} \approx 500s$ (καλύτερη από αυτή των πυραύλων με στερεά καύσιμα)


 Η λειτουργία τους είναι ελεγχόμενη και ρυθμιζόμενη αφού ελέγχεται και ρυθμίζεται η παροχή των δύο υγρών.

 Τα δύο υγρά είναι ασταθή (και επικίνδυνα) γεγονός που καθιστά τη διαχείριση τους ιδιαίτερα απαιτητική. Για τον ίδιο λόγο οι δεξαμενές των δύο υγρών τοποθετούνται στο όχημα λίγο πριν την εκτόξευση.

 Πολύπλοκοι στην κατασκευή και απαιτούν συνδυασμένους ελέγχους και στις σύνθετες βοηθητικές κατασκευές που απαιτούνται και άρα στη μειωμένη αξιοπιστία που εμφανίζουν λόγω πολυπλοκότητας. Υψηλό κόστος. Υψηλά ποσοστά αποτυχίας.

 Αυξημένο βάρος της κατασκευής λόγω του συστήματος αποθήκευσης του καυσίμου και οξειδωτικού σε μεγάλο όγκο δεξαμενές υπό πίεση.

 Η ταχύτητα εξόδου των υγρών προωθητικών είναι της τάξεως των 3000 m/s. Το ισχυρότερο υγρό προωθητικό σήμερα είναι ο συνδυασμός υγρού υδρογόνου με υγρό οξυγόνο με ταχύτητα εξόδου 4500 m/s.

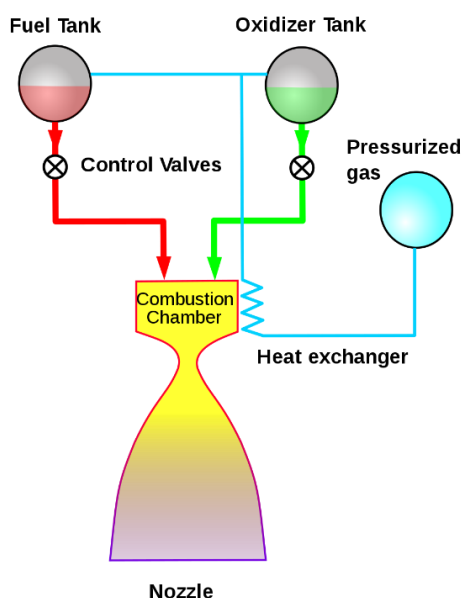
 Πολλοί χρησιμοποιούν τις στροβιλοκίνητες αντλίες που αυξάνουν το κόστος ακόμα περισσότερο.

6.1 ΚΥΚΛΟΙ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ

Όταν στον πύραυλο χρησιμοποιούνται ρευστά καύσιμα, χρειάζεται πάντα κάποιος τρόπος να οδηγηθεί το καύσιμο και το οξειδωτικό στο θάλαμο καύσης. Η πίεση στο θάλαμο καύσης πρέπει να είναι μεγάλη (στους μεγαλύτερους πυραύλους μπορεί και να αγγίζει τα 270 bar), οπότε για να μην υπάρχει ποτέ αναρρόφηση και τα καύσιμα να πηγαίνουν πάντα προς τον θάλαμο καύσης, πρέπει να τροφοδοτούνται με κάποιο μηχανισμό ο οποίος θα αυξάνει την πίεση τους σε μεγαλύτερη τιμή από την πίεση που υπάρχει στο θάλαμο καύσης.

6.1.1 Κύκλος Λειτουργίας με Πίεση (Pressure-fed cycle)

Στον κύκλο λειτουργίας με πίεση, κάποιο πεπιεσμένο αέριο (συνήθως ήλιο λόγω της χαμηλής του πυκνότητας) αποθηκευμένο σε μια ή δυο ξεχωριστές δεξαμενές και σπρώχνει το καύσιμο και το οξειδωτικό στο θάλαμο καύσης. Για να διατηρείται επαρκής ροή, η πίεση των δεξαμενών θα πρέπει να υπερβαίνει την πίεση του θαλάμου καύσης.



Εικόνα 58: Απλοποιημένο διάγραμμα πυραυλοκινητήρα με κύκλο λειτουργίας με πίεση {Wikipedia}

Οι κινητήρες που τροφοδοτούνται με πίεση έχουν απλά υδραυλικά συστήματα και δεν χρειάζονται περίπλοκες και περιστασιακά αναξιόπιστες αντλίες. Η εκκίνηση του κινητήρα είναι τόσο απλή που θεωρητικά επιτυγχάνεται με το άνοιγμα δύο βαλβίδων και μίας πυροτεχνικής συσκευής για την έναυση. Στην παραπάνω εικόνα παρατηρούμε πως το ήλιο περνάει από εναλλάκτη θερμότητας με το θάλαμο καύσης πριν έρθει σε επαφή με τα καύσιμα. Αυτό γίνεται επειδή το συμπιεσμένο αέριο λόγω αδιαβατικής εκτόνωσης ψύχεται σημαντικά και υπάρχει κίνδυνος να παγώσει τα καύσιμα, να ρίξει την πίεση στις δεξαμενές καυσίμου – οξειδωτικού ή και να βλάψει εξαρτήματα που δεν έχουν σχεδιαστεί για χαμηλές θερμοκρασίες.

Τέτοιου τύπου πυραυλοκινητήρες, έχουν χαμηλή πίεση στον θάλαμο καύσης τους (σε σχέση με κινητήρες που τροφοδοτούνται με αντλίες) και αυτό, επειδή η πίεση των δεξαμενών όπως είπαμε πρέπει να είναι μεγαλύτερη για να υπάρχει ροή καυσίμου. Το να έχουμε μεγαλύτερη πίεση στις δεξαμενές συνεπάγεται με παχύτερα τοιχώματα δεξαμενών και με βαρύτερα υλικά τα οποία αυξάνουν κατά μεγάλο ποσοστό το βάρος.

Τα θετικά του συστήματος τροφοδοσίας με πίεση είναι ότι με την απλή κατασκευή και τα μειωμένα εξαρτήματα, ακολουθεί και η αξιοπιστία. Επίσης μπορεί να λειτουργεί κατά βούληση αφού ελέγχεται από ηλεκτρικές βαλβίδες. Δυστυχώς οι δεξαμενές στοιχίζουν σε βάρος και οι πύραυλοι δεν μπορούν να αποθηκευτούν για μεγάλα χρονικά διαστήματα. Τα εξής χαρακτηριστικά, τους καθιστούν κατάλληλους για εφαρμογές που απαιτούν μικρούς χρόνους καύσης και μικρές παροχές καυσίμου. Δηλαδή χρησιμοποιούνται συχνά σε κινητήρες χειρισμού και προσγείωσης σε διαστημικές αποστολές, παραδείγματα είναι το διαστημικό όχημα προσγείωσης για τη σελήνη, το σύστημα τροχιακών ελιγμών του διαστημικού λεωφορείου καθώς και η σειρά Draco της SpaceX που παρέχει ώθηση στις διαστημικές κάψουλες της.



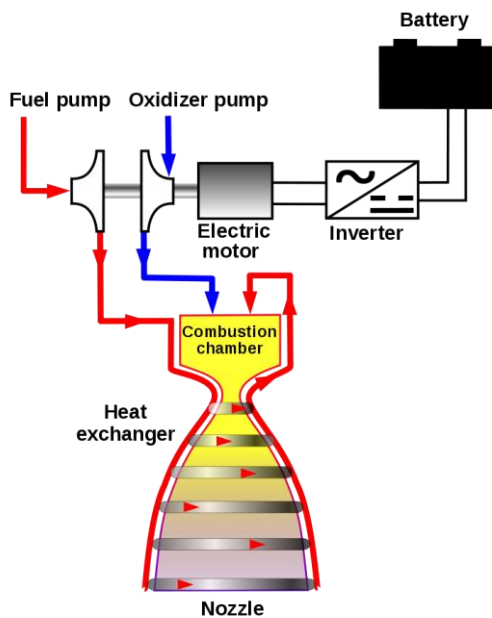
Εικόνα 59: Apollo Lunar Module {Wikipedia}



Εικόνα 60: SpaceX Draco {Teslarati}

6.1.2 Κύκλος λειτουργίας με Ηλεκτρικό Κινητήρα (Electric Pump-fed Cycle)

Ο συγκεκριμένος κύκλος λειτουργίας χρησιμοποιεί έναν ηλεκτροκινητήρα ο οποίος περιστρέφει δύο αντλίες. Η μία αντλία χρησιμοποιείται για το οξειδωτικό ενώ η άλλη για το καύσιμο. Ο ηλεκτροκινητήρας καταναλώνει ενέργεια από μια συμπλοκή μπαταριών. Είναι ένας απλός κύκλος λειτουργίας, ο οποίος έχει βρει εφαρμογή μόνο στον πύραυλο Electron (2017 – σήμερα) ο οποίος μέχρι στιγμής αναλαμβάνει μόνο τη μεταφορά μικρών δορυφόρων σε τροχιά. Με τον ρυθμό εξέλιξης των μπαταριών και των ηλεκτρικών κινητήρων που παρατηρείτε τα τελευταία χρόνια, ακόλουθο θα είναι και η εξέλιξη των συγκεκριμένων πυραύλων.

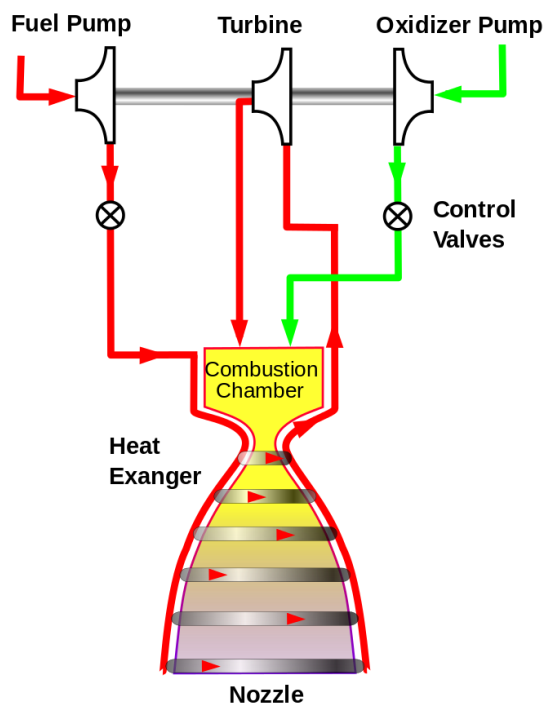


Εικόνα 61: Απλοποιημένο διάγραμμα πυραυλοκινητήρα με κύκλο λειτουργίας με ηλεκτροκίνηση. {Wikipedia}

Εικόνα 62: Ο πυραυλοκινητήρας Rutherford που χρησιμοποιείται στον πύραυλο Electron. Στον πύραυλο χρησιμοποιούνται 9 τέτοιοι κινητήρες. Ο κόκκινος κύλινδρος που παρατηρούμε στην εικόνα είναι ο ηλεκτροκινητήρας. {Wikipedia}

6.1.3 Κύκλος Εκτόνωσης (Expander Cycle)

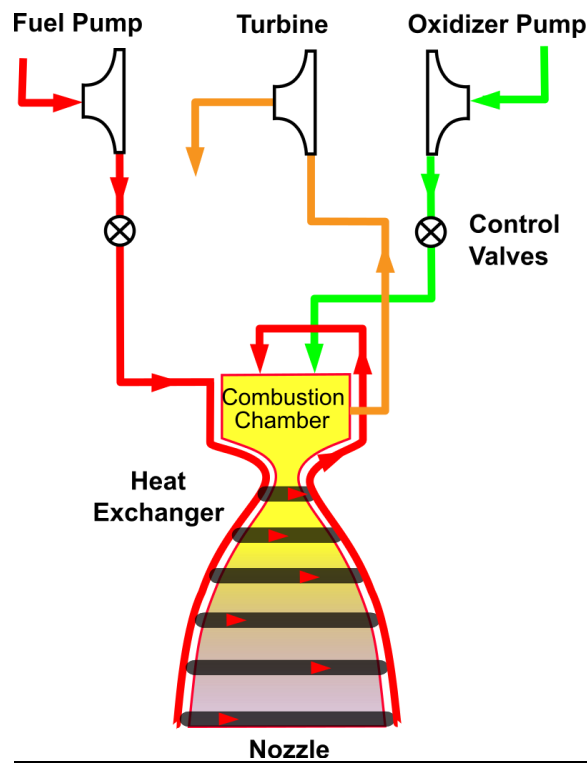
Ο εξής κύκλος λειτουργεί μόνο με κρυογονικά καύσιμα (υδρογόνο, μεθάνιο, προπάνιο). Κατά τη λειτουργία του, το καύσιμο περνά μέσω σωληνώσεων από το ακροφύσιο όπου και θερμαίνεται ώστε να αλλάξει φάση και να γίνει αέριο. Στη συνέχεια το καύσιμο σε αέρια μορφή περιστρέφει τουρμπίνα η οποία με τη σειρά της δίνει κίνηση στις αντλίες για να κινήσουν το καύσιμο και το οξειδωτικό. Το καύσιμο μετά από την τουρμπίνα καταλήγει στο θάλαμο καύσης. Το πρόβλημα με αυτό τον κύκλο λειτουργίας είναι ότι έχει όριο ισχύος, αφού για να πετύχουμε μεγαλύτερες ισχύς χρειαζόμαστε πολύ μεγαλύτερο ακροφύσιο. Αυτός ο κύκλος είναι πιο χρήσιμος στα τελευταία στάδια των πυραύλων καθώς όσο πιο κοντά φτάνουμε στο διάστημα τόσο μεγαλύτερο ακροφύσιο χρησιμοποιούμε.



Εικόνα 63: Απλοποιημένο διάγραμμα πυραυλοκινητήρα με κύκλο λειτουργίας εκτόνωσης. {Wikipedia}

6.1.4 Κύκλος χωρίς αεριοπαγωγό (Combustion Tap-off cycle)

Σε αυτό τον κύκλο λειτουργίας η τουρμπίνα η οποία περιστρέφει τις αντλίες, παίρνει κίνηση από καυσαέρια τα οποία προέρχονται από τον θάλαμο καύσης του πυραυλοκινητήρα. Το νόημα αυτού του κύκλου είναι να αποφευχθεί η χρήση προθάλαμου καύσης που θα δούμε ότι χρησιμοποιείται στους επόμενους κύκλους, αρά να κερδίσουμε απώλεια βάρους. Το κύριο πρόβλημα είναι ότι τα καυσαέρια από τον θάλαμο καύσης είναι πάρα πολύ ζεστά και είναι δύσκολο να κατασκευαστούν τουρμπίνες που να αντέχουν τη θερμότητα. Αυτός ο κύκλος λειτουργίας έχει δει ελάχιστες εφαρμογές.



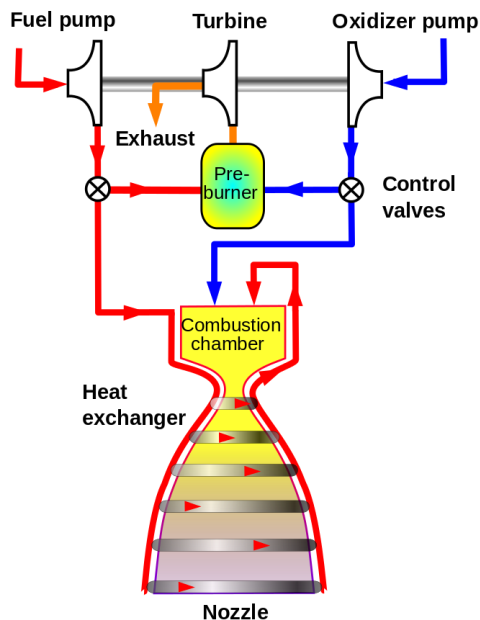
Εικόνα 64: Απλοποιημένο διάγραμμα πυραυλοκινητήρα με κύκλο λειτουργίας χωρίς αεριοπαγωγό. {Wikipedia}

6.1.5 Ανοικτός κύκλος με αεριοπαραγωγό (Gas-generator cycle)

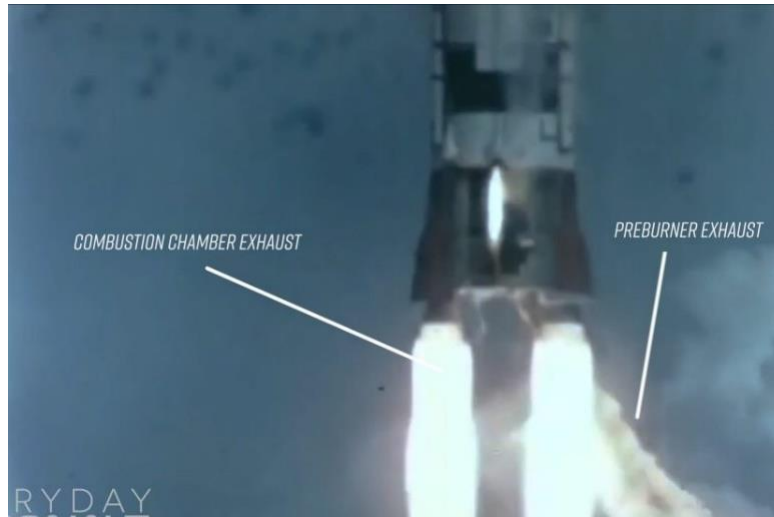
Ο ανοικτός κύκλος λειτουργίας με αεριοπαραγωγό είναι ο πιο βασικός κύκλος λειτουργίας. Σε αυτού τη λειτουργία στηρίζονται και οι επόμενοι σημαντικοί κύκλοι που θα δούμε οι οποίοι θα είναι κλειστού τύπου.

Μια μικρή ποσότητα καυσίμου και οξειδωτικού μεταφέρονται σε έναν αεριοπαραγωγό, ο οποίος ουσιαστικά είναι ένας μικρός θάλαμος καύσης (pre-burner). Τα καυσαέρια που παράγονται περιστρέφουν την τουρμπίνα. Έπειτα τα καυσαέρια απορρίπτονται εκτός του πυραύλου από ξεχωριστή εξαγωγή, δηλαδή δεν έρχονται σε επαφή με το θάλαμο καύσης. Γι' αυτό και λέμε ότι αυτός ο κύκλος είναι ανοιχτός.

Το κύριο πρόβλημα με αυτό τον κύκλο είναι ότι τα καυσαέρια που χρησιμοποιούνται για να περιστρέψουν την τουρμπίνα απορρίπτονται και πάνε χαμένα. Θα έλεγε κανείς, πως για να γλυτώσουμε αυτή την απώλεια μπορούμε απλά να συνδέσουμε τα καυσαέρια του αεριοπαραγωγού με το ακροφύσιο του πυραύλου ώστε να βοηθούν και αυτά στην ώθηση του πυραύλου. Άρα να κλείσουμε τον κύκλο. Αλλά αυτό είναι το σκεπτικό για τον επόμενο κύκλο λειτουργίας που θα μελετήσουμε. Ο ανοικτός κύκλος με αεριοπαραγωγό όμως δεν τίθεται εντελώς άχρηστος μόνο και μόνο λόγω της ύπαρξης του κλειστού κύκλου. Με το να μην κλείνουμε τον κύκλο, σημαίνει ότι γλυτώνουμε υδραυλικά συστήματα, και γλυτώνουμε την πιο εκλεπτυσμένη τουρμπίνα που θα χρειαστεί για να κρατήσει την πίεση σε υψηλή τιμή ώστε να μην υπάρξει αναρρόφηση. Επομένως πιο ελαφρύς και φθηνός πυραυλοκινητήρας.



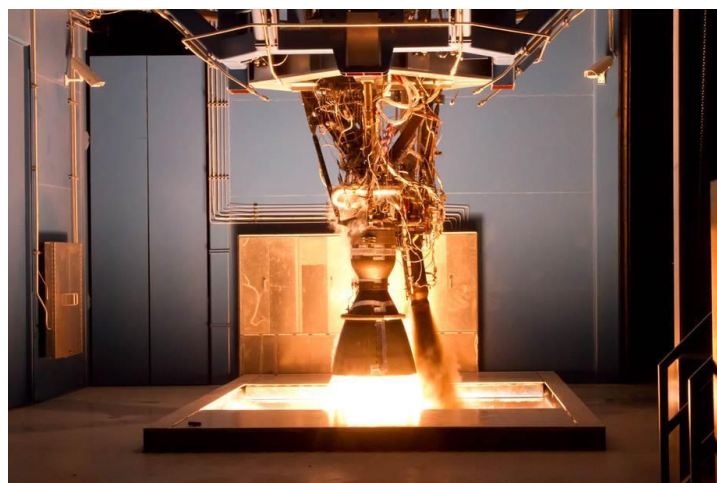
Εικόνα 65: Απλοποιημένο διάγραμμα πυραυλοκινητήρα με ανοικτό κύκλο με αεριοπαραγωγό. {Wikipedia}



Εικόνα 66: Παρατηρούμε τις διαφορετικές εξαγωγές καυσαερίων, από τους δύο θαλάμους καύσης και από τον αεριοπαραγωγό (πίσω, πιο σκοτεινό καυσαέριο). {Everyday Astronaut}

Παρακολουθώντας τη λειτουργία πυραύλων με ανοικτό κύκλο και αεριοπαραγωγό, παρατηρούμε ότι τα καυσαέρια που έρχονται από την τουρμπίνα είναι πολύ πιο σκοτεινά στο χρώμα σε σύγκριση με τα καυσαέρια που αφήνει η κύρια καύση του πυραύλου. Αυτό οφείλεται στο ότι η καύση στον αεριοπαραγωγό γίνεται με περίσσεια καυσίμου. Η ιδανική καύση του πυραυλικού καυσίμου και οξειδωτικού, έχει ως αποτέλεσμα θερμότητες τις οποίες τα υλικά που έχουμε διαθέσιμα σήμερα δεν μπορούν να διαχειριστούν. Και γι' αυτό τον λόγο η καύση στην τουρμπίνα πρέπει να γίνεται με περίσσεια καυσίμου ώστε να ψύχουν εν μέρη την τουρμπίνα. Δεν χρησιμοποιείται οξειδωτικό για την ψύξη, διότι τα περίσσεια υγρού οξυγόνου θα κατέστρεφαν την τουρμπίνα.

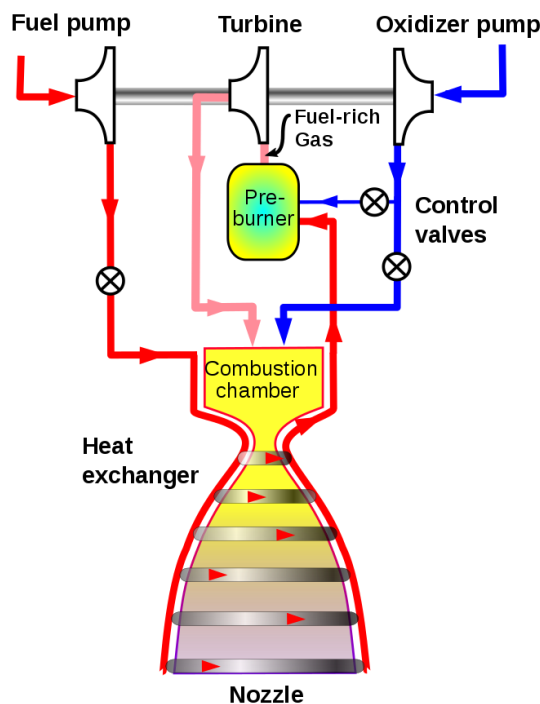
Πύραυλοι που έχουν χρησιμοποιήσει τέτοιου είδους κινητήρες είναι η σειρά Falcon της SpaceX, ο πυραυλοκινητήρας F-1 που μας βοήθησε να φτάσουμε στο φεγγάρι, η σειρά Ariane της ESA, κάποιοι από τους πυραύλους Soyuz της Σοβιετικής ένωσης, και πολλοί άλλοι.



Εικόνα 67: SpaceX Merlin 1D Engine test. {Wikipedia}

6.1.6 Κύκλος με Σταδιακή καύση (ή Κλειστοί κύκλοι με αεριοπαραγωγό) (Staged Combustion cycle)

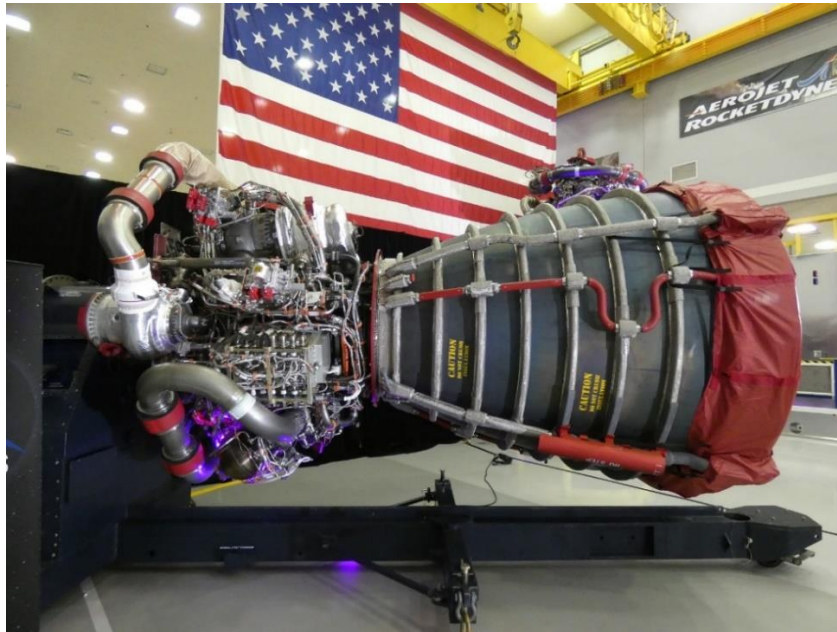
Ο κύκλος με σταδιακή καύση ονομάζεται έτσι διότι το καύσιμο περνάει μέσα από διαφορετικούς θαλάμους καύσης. Είναι ο βασικότερος κύκλος λειτουργίας και ο πιο συχνός για χρήση σε μεγάλους πυραύλους. Στην πραγματικότητα δεν είναι ένας συγκεκριμένος κύκλος, έχει 3 βασικές εκδοχές. Η πρώτη εκδοχή είναι να έχουμε περίσσεια καυσίμου (fuel-rich), η δεύτερη να έχουμε περίσσεια οξειδωτικού (oxygen-rich) και η τρίτη να έχουμε περίσσεια και από τα δύο. Καταλαβαίνουμε ότι το νόημα του κλειστού κύκλου λειτουργίας είναι να αυξήσουμε την απόδοση από τον ανοικτό κύκλο που αναλύσαμε παραπάνω, η απόδοση αυξάνεται καθώς με τον κλειστό κύκλο δεν απορρίπτουμε καύσιμο στο περιβάλλον και όλο το καύσιμο και το οξειδωτικό καταλήγει να εξέρχεται από το ακροφύσιο του πυραύλου και να συνεισφέρει στην ώση.



Εικόνα 68: Απλοποιημένο διάγραμμα πυραυλοκινητήρα με κύκλο σταδιακής καύσης με περίσσεια καυσίμου (fuel-rich). {Wikipedia}

Ας ξεκινήσουμε λοιπόν από τον **κλειστό κύκλο με περίσσεια καυσίμου**. Σε αυτή την περίπτωση, όλο το καύσιμο εισέρχεται στον αεριοπαραγωγό, όμως μόνο ένα μικρό μέρος του αναφλέγεται δίνοντας του λίγο οξειδωτικό, ώστε να περιστρέψει την τουρμπίνα. Άρα από την τουρμπίνα εξέρχεται το καύσιμο που χρειάζεται ο θάλαμος καύσης, καθώς και μερικά καυσαέρια από το λίγο καύσιμο που καταναλώθηκε. Όλοι οι κύκλοι λειτουργίας είναι άμεσα εξαρτημένοι από το καύσιμο που χρησιμοποιείται. Στην περίπτωση του κλειστού κύκλου με περίσσεια καυσίμου, δεν μπορεί να χρησιμοποιηθεί καύσιμο που να είναι βασισμένο σε άνθρακα όπως το RP-1 (κηροζίνη). Τα καύσιμα που βασίζονται στον άνθρακα εκπέμπουν καυσαέρια

με πολύ καπνό. Δεν είναι εφικτή η σωστή λειτουργία του θαλάμου καύσης με το να του παρέχεται καύσιμο, οξειδωτικό και πολύς καπνός. Οπότε ο συγκεκριμένος κύκλος λειτουργίας γίνεται πραγματικότητα με τη χρήση υδρογόνου, του οποίου η καύση δεν έχει εμφανή καυσαέρια. Ο κύκλος αυτός στηρίζει σημαντικό κομμάτι ιστορίας. Χρησιμοποιήθηκε σε μεγάλους κινητήρες όπως τον RS-25 ο οποίος ήταν ο βασικός κινητήρας του διαστημικού λεωφορείου και ακόμα και σήμερα θεωρείται ένας από τους πιο αποδοτικούς πυραυλοκινητήρες που έχουν κατασκευαστεί.



Εικόνα 69: Κινητήρας RS-25. {Nasaspaceflight}

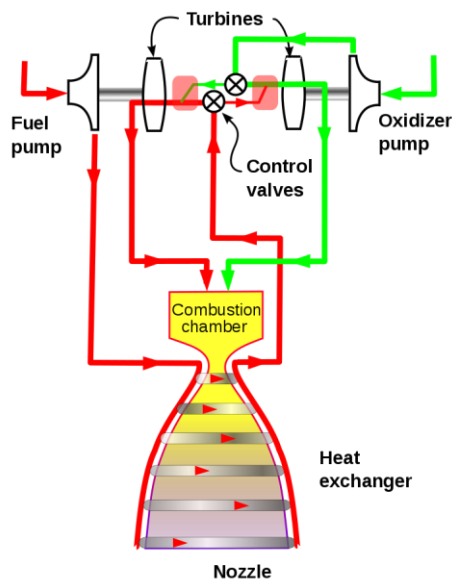
Σειρά έχει ο **κλειστός κύκλος λειτουργίας με περίσσεια οξειδωτικού**. Αυτός ο κύκλος λειτουργεί όπως ο κύκλος με τα περίσσεια καυσίμου, απλά μέσα από την τουρμπίνα περνά άκαυστο οξυγόνο, το οποίο συναντά όλο το καύσιμο στον θάλαμο καύσης. Για πολλά χρόνια αυτός ο κύκλος θεωρούνταν αδύνατον να γίνει πραγματικότητα από τις ΗΠΑ, δεν διέθεταν κάποιο υλικό (για την τουρμπίνα η οποία είναι συσκευή ακριβείας και δεν πρέπει να δέχεται μεγάλες διαταραχές) που να αντέχει την επαφή με το υπέρθερμο οξυγόνο. Αντιθέτως η σοβιετική ένωση ανέπτυξε όντως κάποιο κράμα μετάλλου που μπορούσε να αντέξει αυτές τις συνθήκες. Με την κατάρρευση της σοβιετικής ένωσης η ΗΠΑ απέκτησε πρόσβαση σε αυτή την τεχνολογία. Οπότε ρίχνοντας μια ματιά στους πυραυλοκινητήρες που λειτουργούν με περίσσεια οξυγόνου, παρατηρούμε πως είναι κυρίως Σοβιετικής παραγωγής.

Ο τελευταίος κύκλος λειτουργίας που έχουμε να αναλύσουμε είναι ο **κλειστός κύκλος πλήρους ροής** (με περίσσεια καυσίμου και περίσσεια οξειδωτικού) (full flow staged combustion), πιθανώς και ο πιο περίπλοκος κύκλος. Για αυτό τον κύκλο χρειαζόμαστε δύο αεριοπαραγωγούς, άρα και δυο διαφορετικούς άξονες για τις δυο ξεχωριστές αντλίες. Ο ένας αεριοπαραγωγός λειτουργεί με περίσσεια καυσίμου και περιστρέφει την αντλία καυσίμου, ενώ ο άλλος αεριοπαραγωγός λειτουργεί με περίσσεια οξειδωτικού και περιστρέφει την αντλία του οξειδωτικού. Και οι δύο εξαγωγές από τους αεριοπαραγωγούς καταλήγουν φυσικά στο θάλαμο καύσης.

Τα προτερήματα αυτού το περίπλοκου κινητήρα είναι αρχικά ότι λόγω του ότι οι δύο αντλίες είναι ξεχωριστές, δεν υπάρχει ανάγκη για την ύπαρξη περίπλοκων και

ακριβών σφραγίσεων. Εάν υπάρχει διαρροή καυσίμου θα έρθει σε επαφή με περισσότερο καύσιμο και όχι με οξειδωτικό, το ίδιο ισχύει και στην αντλία του οξειδωτικού. Αυτό καθιστά αυτούς τους κινητήρες περισσότερο φιλικούς στην επαναλειτουργία και τις πολλαπλές χρήσεις, καθώς και μεγαλύτερη ασφάλεια και αξιοπιστία του συστήματος. Άλλο προτέρημα είναι το ότι επειδή το καύσιμο και το οξειδωτικό φτάνουν στον θάλαμο καύσης με αυξημένη θερμοκρασία, έχουμε καλύτερη ποιότητα καύσης.

Δυστυχώς μόνο 3 κινητήρες με αυτό τον κύκλο κατασκευάστηκαν. Ένας από την Σοβιετική ένωση που ποτέ δεν πέταξε, ένας από τις ΗΠΑ που επίσης δεν άφησε ποτέ την ατμόσφαιρα μας και ο τρίτος είναι ο νέος κινητήρας SpaceX Raptor ο οποίος έχει ήδη δείξει καλή συμπεριφορά στις δοκιμές και εάν όλα πάνε καλά θα ωθεί το Starship σε διαπλανητικά ταξίδια. Η επιλογή αυτού του κύκλου από τη SpaceX έγινε λόγω της ανάγκης τους για ένα πυραυλοκινητήρα που θα αποσκοπεί σε περισσότερες λειτουργίες χρήσης.

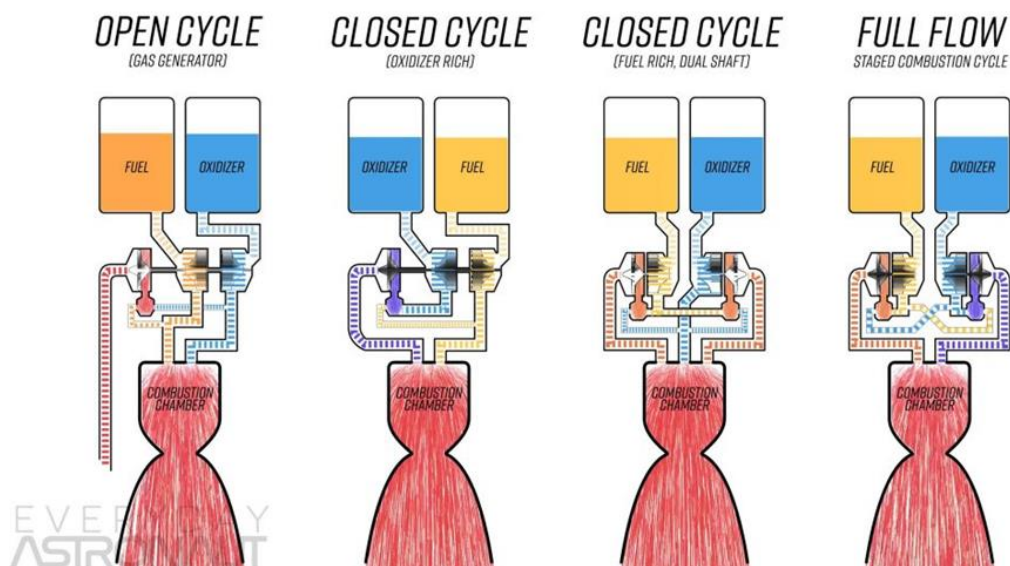


Εικόνα 70: Α. Απλοποιημένο διάγραμμα πυραυλοκινητήρα με κλειστό κύκλο πλήρους ροής (full flow staged combustion) {Wikipedia}

Εικόνα 71: Ο πύραυλος SpaceX Starship {techcrunch}

Σύγκριση των Κύκλων Λειτουργίας

Κύκλος Λειτουργίας	Πλεονεκτήματα	Μειονεκτήματα
Με Πίεση (Pressure-fed)	Απλός, χωρίς αντλίες, ελαφρύς, με υψηλή απόδοση	Η πίεση στις δεξαμενές περιορίζει την πίεση στο θάλαμο καύσης και κατά συνέπεια την ώση, βαριές δεξαμενές και συναφές εξοπλισμός για την συγκράτηση της πίεσης
Με ηλεκτρικό κινητήρα (Electric Pump-fed)	Απλότητα και αξιοπιστία	Οι μπαταρίες περιορίζουν την ισχύ του
Εκτόνωσης (Expander)	Υψηλή ειδική ώθηση, αρκετά χαμηλή πολυπλοκότητα	Πρέπει να χρησιμοποιείτε κρυογονικό καύσιμο, η μεταφορά θερμότητας στα καύσιμα περιορίζει τη διαθέσιμη ισχύ στην τουρμπίνα και έτσι την ώση
Χωρίς Αεριοπαραγωγό (Combustion Tap-Off)	Απλότητα και αποφυγή περιττού βάρους	Δυσκολία κατασκευής τουρμπίνας που να αντέχει τις συνθήκες του θαλάμου καύσης
Ανοικτός κύκλος με αεριοπαραγωγό (Gas-generator cycle)	Σχετικά απλός, επιτρέπει ισχυρή ώση	Χαμηλότερη απόδοση
Κύκλος με Σταδιακή καύση (Staged Combustion cycle)	Υψηλή απόδοση, Υψηλές πιέσεις στον θάλαμο καύσης που επιτρέπουν μεγαλύτερη ώση	Πολύ αυξημένη πολυπλοκότητα



Εικόνα 72: Σε αυτή την εικόνα βλέπουμε και τους τέσσερις κύκλους λειτουργίας που χρησιμοποιούν αεριοπαραγωγό. Πρώτα τον ανοικτό κύκλο και έπειτα τους τρεις κλειστούς με περίσσεια καυσίμου, περίσσεια οξειδωτικού και πλήρους ροής. {Everyday Astronaut}

6.2 ΚΑΥΣΙΜΑ ΚΑΙ ΟΞΕΙΔΩΤΙΚΑ

Ο συνηθέστερος οξειδωτής είναι το **υγροποιημένο οξυγόνο** (Liquid Oxygen ή LOX), έχει κατακτήσει τη θέση του επειδή είναι σχετικά πυκνό (1140 kg/m^3) και επίσης φθινό. Το κύριο αρνητικό του είναι ότι έχει σημείο βρασμού στους -183°C που το καθιστά κρυογονικό. Οπότε για να το αποθηκεύσουμε στις δεξαμενές σε υγρή μορφή, θα πρέπει να υπάρχει ειδική μόνωση για να κρατηθεί χαμηλή η θερμοκρασία. Επίσης οι δεξαμενές γεμίζονται μερικές ώρες πριν την εκτόξευση και δεν μπορούν απλά να μείνουν γεμάτες λόγω των θερμοκρασιών. Το **υγρό φθόριο** ή το **όζον** είναι καλύτερα οξειδωτικά από ορισμένες απόψεις, αλλά είναι πιο επικίνδυνα και έχουν υψηλότερο συνολικό κόστος (όχι μόνο λόγω των τιμών τους αλλά και λόγω του εξοπλισμού που πρέπει να υπάρχει για να τα συγκρατήσει). Άλλοι οξειδωτές που έχουν δει λειτουργική χρήση είναι το **νιτρικό οξύ** (HNO_3) και το **τετροξειδίο του αζώτου** (N_2O_4), τα οποία είναι υγρά υπό συνθήκες περιβάλλοντος. Αν και είναι κάπως επιβλαβείς χημικές ουσίες, είναι χρήσιμες σε εφαρμογές όπου ο πύραυλος πρέπει να βρίσκεται έτοιμος προς πυροδότηση για μεγάλο χρονικό διάστημα, όπως στην περίπτωση βαλλιστικών πυραύλων μεγάλης εμβέλειας. Τέτοια οξειδωτικά βρίσκουν επίσης εφαρμογή σε πτήσεις μεγάλης διάρκειας όπως το σύστημα ελιγμών του διαστημικού λεωφορείου ή την κάψουλα προσσελήνωσης.

Τα δύο συνηθέστερα καύσιμα είναι το **υγροποιημένο υδρογόνο** (LH_2) και μια ειδική μορφή κηροζίνης η οποία ονομάζεται **RP-1** (Rocket Propellant-1). Το υδρογόνο είναι και αυτό κρυογονικό όπως το υγρό οξυγόνο, έχει σημείο βρασμού στους -253°C και είναι εξαιρετικά αραιό. Η πυκνότητα του ανέρχεται μόλις στα 70 kg/m^3 . Που σημαίνει πως σε ένα πύραυλο που λειτουργεί με υγρό υδρογόνο και υγρό οξυγόνο, η δεξαμενή του υδρογόνου θα είναι πολύ μεγαλύτερη από αυτή του οξυγόνου, ενώ σε όλα τα άλλα καύσιμα γίνεται το αντίθετο. Αξιοσημείωτο είναι ότι η καύση του υγρού υδρογόνου παράγει ατμό ως καυσαέρια και δεν μολύνει σημαντικά

την ατμόσφαιρα. Από την άλλη το RP-1 έχει πυκνότητα παρόμοια με το υγρό οξυγόνο και δεν είναι κρυογονικό. Είναι όμως ακριβότερο και παράγει μικρότερη ενέργεια από το υδρογόνο. Τα τελευταία χρόνια εμφάνιση στην πυραυλική κάνει το **υγροποιημένο μεθάνιο**, τα χαρακτηριστικά του βρίσκονται ανάμεσα στο RP-1 και το υδρογόνο, αλλά ο κύριος λόγος που χρησιμοποιείται είναι διότι έχει καλή συμπεριφορά για κινητήρες πολλαπλών χρήσεων. Μέχρι στιγμής μεθάνιο χρησιμοποιείται από τον κινητήρα SpaceX Raptor ο οποίος θα ωθεί το διαστημικό όχημα Starship και από τον κινητήρα BE-4 της εταιρίας Blue Origin.

	<i>RP-1</i>	<i>METHANE</i>	<i>HYDROGEN</i>
Density	813 g/L	422 g/L	70 g/L
Oxidizer : Fuel Ratio <small>(as used)</small>	2.7 : 1	3.7 : 1	6 : 1
1 Liter of LOX : X Liter of Fuel	1 : 0.52	1 : 0.73	1 : 2.7
Efficiency <small>(Maximum Theoretical ISP)</small>	370s	459s	532s
Combustion Temp	3670 K	3550 K	3070 K
Boiling Point	490 K	111 K	20 K
Combustion Byproducts	CO ₂ & H ₂ O & <i>icky stuff</i>	CO ₂ & H ₂ O	H ₂ O
Manufacturable on Mars?	No	Yes	Yes

EVERYDAY
ASTRONAUT

Εικόνα 73: Στον πίνακα διακρίνουμε τα δύο κύρια καύσιμα (RP-1 και LH2) σε σύγκριση με το υγρό μεθάνιο. {Everyday astronaut}

Ορισμένοι συνδυασμοί προωθητικών είναι υπερβολικοί, δηλαδή αναφλέγονται αυτόματα κατά την επαφή του καυσίμου και του οξειδωτή. Η εύκολη εκκίνηση και επανεκκίνηση των υπερβολικών τα καθιστά ιδανικά για συστήματα ελιγμών διαστημικών σκαφών. Επίσης, δεδομένου ότι τα υπερβολικά παραμένουν υγρά σε κανονικές θερμοκρασίες, δεν δημιουργούν προβλήματα αποθήκευσης όπως τα κρυογονικά προωθητικά. Τα υπερβολικά είναι πολύ τοξικά και πρέπει να αντιμετωπίζονται με εξαιρετική προσοχή.

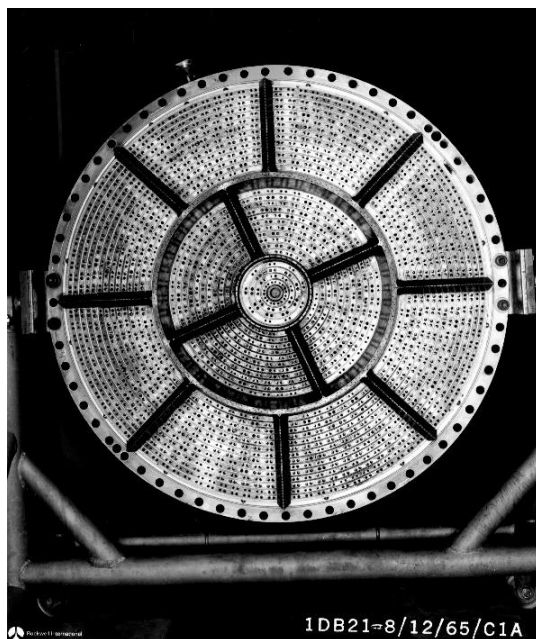
Τα υπερβολικά καύσιμα περιλαμβάνουν συνήθως **υδραζίνη**, **μονομεθυλδραζίνη (MMH)** και **ασύμμετρη διμεθυλδραζίνη (UDMH)**. Ο οξειδωτής είναι συνήθως **τετροξειδίο του αζώτου (N₂O₄)** ή **νιτρικό οξύ (HNO₃)**. Το UDMH χρησιμοποιείται σε πολλούς ρωσικούς, ευρωπαϊκούς και κινεζικούς πυραύλους, ενώ το MMH χρησιμοποιείται στο τροχιακό σύστημα ελιγμών και στο σύστημα ελέγχου του διαστημικού λεωφορείου.

6.3 ΕΓΧΥΤΗΡΕΣ, ΑΝΑΦΛΕΞΗ ΚΑΙ ΨΥΞΗ

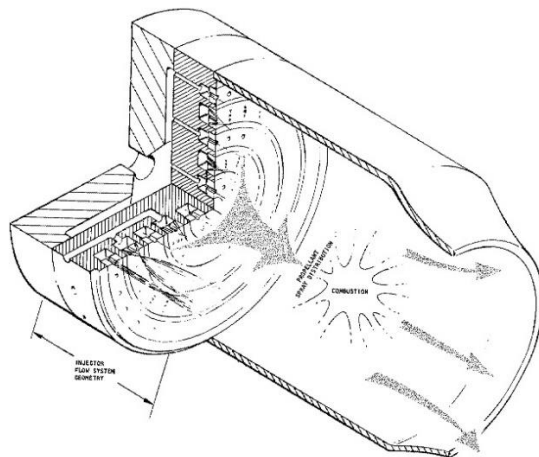
Η λειτουργία του **εγχυτήρα** είναι να εισάγει τα προωθητικά μέσα στο θάλαμο καύσης με τέτοιο τρόπο ώστε να μπορεί να συμβεί αποτελεσματική καύση. Η χαμηλή απόδοση του εγχυτήρα μπορεί να προκαλέσει άκαυστο καύσιμο να βγει από τον κινητήρα, και κατά συνέπεια να ρίξει την απόδοση. Επιπλέον, οι εγχυτήρες είναι

κλειδί στη ψύξη του ακροφυσίου. Αυξάνοντας την αναλογία καυσίμου περιμετρικά του θαλάμου καύσης, βοηθάνε στην ψύξη των τοιχωμάτων του ακροφυσίου.

Υπάρχουν διαφορετικοί τύποι εγχυτήρων. Ένας κοινός τύπος είναι ο εγχυτήρας πρόσκρουσης, με τον οποίο το οξειδωτικό και το καύσιμο εγχέονται μέσω ενός αριθμού ξεχωριστών οπών έτσι ώστε οι προκύπτουσες δέσμες να προσκρούονται μεταξύ τους. Οι δέσμες καυσίμου θα προσκρουστούν με τις δέσμες οξειδωτή και τα δύο θα διασπαστούν σε μικρά σταγονίδια. Γενικά, όσο μικρότερα τα σταγονίδια τόσο καλύτερη η καύση τους. Άλλοι τύποι εγχυτήρων χρησιμοποιούν φυγοκεντρικές δυνάμεις για να αναδευτούν καλύτερα τα υγρά ή και άλλες φορές τα υγρά προσπίπτουν σε επιφάνειες για να διασπαρθούν στο θάλαμο καύσης. Η διάταξη των εγχυτήρων συνήθως, παραμένει απόρρητη για νεότερους πυραύλους.



F-1 Engine / Injector - 1965



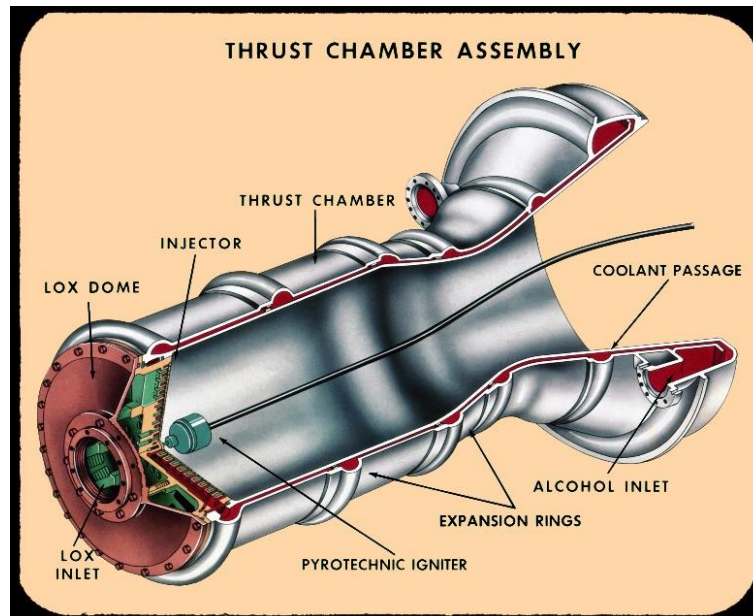
injector flow system

Εικόνα 74: Η πλάκα εγχυτήρων του πυραυλοκινητήρα F-1 (Saturn V Rocket), παρατηρούμε το μεγάλο αριθμό από ζευγάρια οπών, από όπου εξέρχονται τα καύσιμα και αναμιγνύονται. {heroicrelics}

Εικόνα 75: Σε αυτή την εικόνα βλέπουμε καλύτερη τη θέση της πλάκας εγχυτήρων, ακριβώς πίσω από το θάλαμο καύσης όπου γίνεται η έναυση. {heroicrelics}

Η **ανάφλεξη** θα πρέπει να συμβαίνει από συσκευή ακριβείας και αξιοπιστίας. Μια καθυστέρηση ανάφλεξης της τάξης των χιλιοστών του δευτερολέπτου, μπορεί να προκαλέσει υπερβολική πίεση στο θάλαμο καύσης λόγω της μεγάλης μάζας καυσίμων. Η κατάσταση αυτή μπορεί να προκαλέσει έκρηξη ενός κινητήρα. Παλαιότερα η εκκίνηση της καύσης ξεκινούσε με μια πυροτεχνική συσκευή, αλλά το αρνητικό με αυτό τον τρόπο εκκίνησης είναι ότι δεν γίνεται να εκ κινηθεί ξανά ο πύραυλος εάν σταματήσει η καύση. Αυτή η τεχνολογία χρησιμοποιείται ακόμα από τους Ρωσικούς πυραύλους. Ένας άλλος τρόπος πυροδότησης, είναι με μια συσκευή η οποία λειτουργεί όπως το μπουζί των αυτοκινήτων. Το “μπουζί” πυροδοτεί καύσιμο σε ένα μικρότερο θάλαμο καύσης στο κέντρο της πλάκας εγχυτήρων ο οποίος με τη σειρά του αναφλέγει το υπόλοιπο καύσιμο. Αυτή η μέθοδος χρησιμοποιήθηκε στον κινητήρα F-1 του πυραύλου Saturn V και στον κινητήρα RS-25 του διαστημικού λεωφορείου. Εάν γυρίσουμε στην Εικόνα 74, στο κέντρο της

πλάκας εγχυτήρων του F-1 παρατηρούμε μια μεγαλύτερη οπή η οποία είναι ο μικρός αυτός θάλαμος καύσης για την εκκίνηση. Πλέον ο πιο κοινός τρόπος εκκίνησης είναι με υπερβολικά υγρά. Συγκεκριμένα τριαιθυλοβοράνιο ή τριαιθυλαργίλιο. Με την απλή έγχυση αυτών των υγρών στο θάλαμο καύσης, δευτερόλεπτα πριν την έγχυση καυσίμου και οξειδωτικού, μπορούμε να πετύχουμε έναυση. Και αυτό το σύστημα επιτρέπει την διακοπή και επαναλειτουργία του πυραύλου μέχρι να τελειώσουν τα υπερβολικά υγρά. Αυτό το σύστημα έναυσης χρησιμοποιήθηκε μέχρι και στη μετάκαυση του αεροσκάφους SR-71 Blackbird. Η καύση των συγκεκριμένων υγρών χαρακτηρίζεται από μια πράσινη φλόγα.

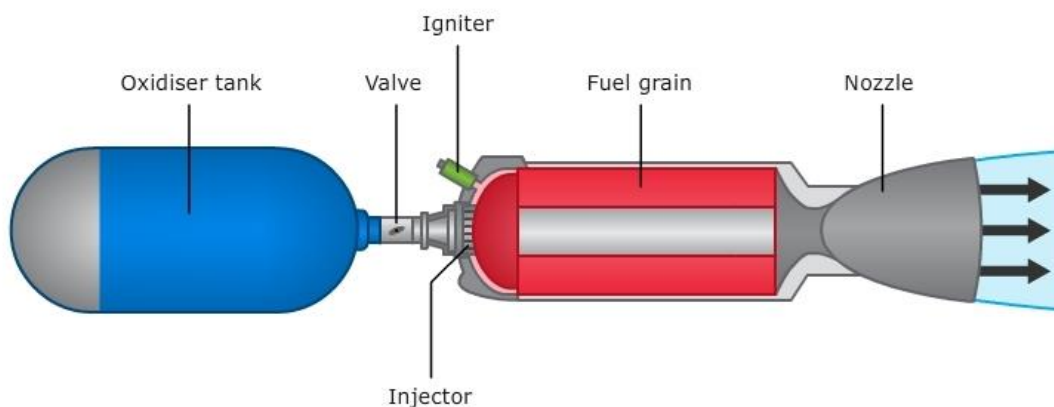


Εικόνα 76: Παρατηρούμε την πυροτεχνική συσκευή κάτω από την πλάκα των εγχυτήρων η οποία φέρει καλώδιο που εξέρχεται από το ακροφύσιο. {heroicrelics}

Όσον αφορά την **ψύξη**, η πλάκα εγχυτήρων ψύχεται από τα ίδια τα καύσιμα που περνούν από αυτήν. Οπότε ψύξη απαιτούν σίγουρα ο θάλαμος καύσης και το ακροφύσιο. Όπως αναφέραμε και πριν, μπορούμε να βοηθήσουμε την ψύξη του ακροφυσίου (και του θαλάμου καύσης) με το να έχουμε περίσσεια καυσίμου περιφερειακά της πλάκας των εγχυτήρων, ώστε να ψύχονται τα τοιχώματα. Δυστυχώς αυτό δεν είναι αρκετό. Στην Εικόνα 40 παρατηρούμε πως τα τοιχώματα του ακροφυσίου, έχουν στην πραγματικότητα κενό ανάμεσα τους, ώστε να περνάει ψυκτικό και να κρατάει υπό έλεγχο τη θερμοκρασία. Το ψυκτικό αυτό είναι συνήθως το ίδιο το προωθητικό, και σε λιγότερες περιπτώσεις είναι ο οξειδωτής. Η μεγαλύτερη θερμοκρασία αναπτύσσεται στο λαιμό του ακροφυσίου, ακριβώς μετά από το θάλαμο καύσης, γι' αυτό και είναι η πιο δύσκολη περιοχή που χρειάζεται ψύξη.

7.ΥΒΡΙΔΙΚΟΙ ΠΥΡΑΥΛΟΚΙΝΗΤΗΡΕΣ

Ένας Υβριδικός πυραυλοκινητήρας είναι συνδυασμός των δύο πυραυλοκινητήρων που μελετήσαμε παραπάνω (υγρών καυσίμων και στερεών καυσίμων). Στις περισσότερες περιπτώσεις στερεό είναι το καύσιμο, ενώ το οξειδωτικό είναι σε υγρή ή αέρια μορφή. Δεν εκλείπουν βέβαια και οι περιπτώσεις όπου γίνεται το αντίθετο (υγρό καύσιμο και στερεός οξειδωτής), καθώς υπάρχει και μια τρίτη περίπτωση όπου το στερεό καύσιμο καταναλώνεται με τη βοήθεια στερεού αλλά και υγρού οξειδωτικού (πολύ σπάνια περίπτωση). Ρυθμίζοντας την παροχή του οξειδωτικού είναι δυνατή η αυξομείωση της ώσης καθώς και η παύση της. Η παροχή του οξειδωτικού στο θάλαμο καύσης – δεξαμενής στερεών καυσίμων, γίνεται είτε με πίεση, είτε με αντλίες (όπως και στων πυραύλων υγρών καυσίμων).



© Copyright. 2011. University of Waikato. All Rights Reserved.

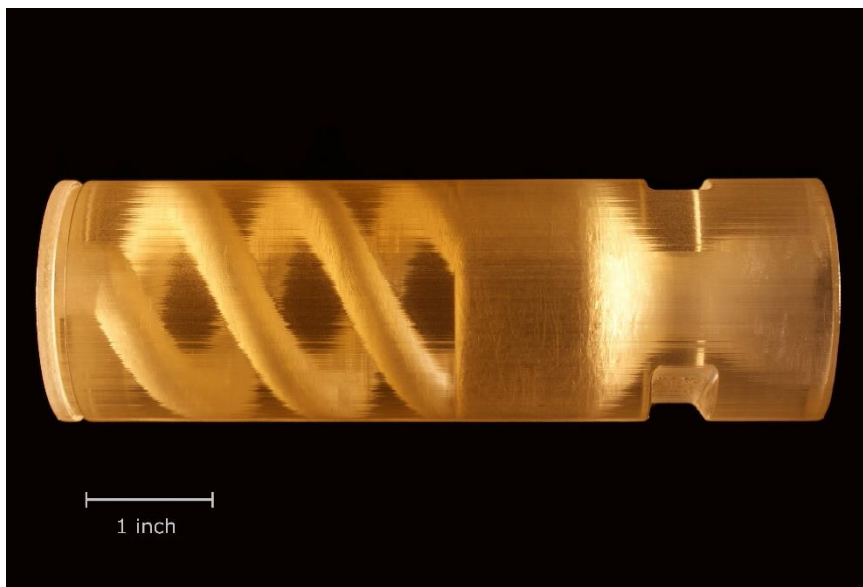
Εικόνα 77: Βασική δομή ενός υβριδικού πυραύλου {Sciencelearn}

Το πιο συνηθισμένο προωθητικό είναι ένα μείγμα από θερμοπλαστικό πολυμερές υδροξυλικού πολυβουταδενίου (τεχνικό καουτσούκ) **HTPB** ως στερεό καύσιμο και υγρούς οξειδωτές: υγροποιημένο οξυγόνο (**LOX**) ή πρωτοξειδίο του αζώτου N_2O ή υπεροξειδίο του υδρογόνου H_2O_2 . Το οξειδωτικό μπορεί να είναι κρυογονικό ή και όχι ανάλογα με την εφαρμογή και την επιθυμητή ειδική ώση. Τα υβριδικά προωθητικά μπορεί να επωφεληθούν από την προσθήκη αλουμινίου στο καύσιμο, για εφαρμογές όπου τα βλαβερά καυσαέρια δεν καθιστούν πρόβλημα. Γενικά, τα επιμεταλλωμένα στερεά καύσιμα μπορούν να αυξήσουν την απόδοση, αλλά το βηρύλλιο είναι πολύ τοξικό, το βόριο είναι δύσκολο να αναφλεγεί, το λίθιο

έχει χαμηλό επίπεδο θερμότητα καύσης, και τα οξειδία αργιλίου (αλουμίνιο) αυξάνουν συχνά τη μοριακή μάζα των καυσαερίων συχνά περισσότερο από την επιθυμητή θερμοκρασία. Οπότε τα μίγματα στερεών καυσίμων με μέταλλα παραμένουν σε ερευνητικό στάδιο.

Οι κόκκοι υβριδικού καυσίμου αναφλέγονται συνήθως μέσω μιας πηγής θερμότητας, η οποία τοποθετείται συνήθως στο άκρο της κεφαλής του θαλάμου στερεών καυσίμων. Η έναυση επιτυγχάνεται με έγχυση υπερβολικών καυσίμων στο θάλαμο καύσης. Η επακόλουθη έγχυση υγρού οξυγόνου ολοκληρώνει την ανάφλεξη του κινητήρα.












Όπως και στους προωθητές στερεών καυσίμων, έτσι και στους υβριδικούς παίζει πολύ σημαντικό ρόλο η γεωμετρική τοποθέτηση του στερεού καυσίμου. Οι ρόλοι όμως είναι διαφορετικοί αφού στους υβριδικούς ο ρυθμός καύσης ορίζεται από την παροχή του οξειδωτικού. Η γεωμετρική τοποθέτηση του καυσίμου στους υβριδικούς πυραύλους παίζει ρόλο στην απόδοση του κινητήρα και φυσικά στην ευστάθεια καύσης. Ειδικότερα, η απόδοση εξαρτάται σημαντικά από τον βαθμό ανάμειξης ροής που επιτυγχάνεται στον θάλαμο καύσης. Μετά τον θάλαμο καύσης-χώρο αποθήκευσης του στερεού καυσίμου, υπάρχει ένας χώρος ανάμειξης για να διασφαλιστεί ότι όλο το καύσιμο και οξειδωτικό έχει καεί εντελώς πριν εισέλθει στο ακροφύσιο.



Εικόνα 78: Μια περίπλοκη γεωμετρία – σπείρα που επιτρέπει καλύτερη ανάμειξη {wikiwand}

Οι υβριδικοί πυραυλοκινητήρες είναι κατάλληλοι για εφαρμογές που απαιτούν αυξομείωση ταχύτητας, τερματισμό και επανεκκίνηση λειτουργίας. Καθώς και αποστολές μεγάλης διάρκειας που απαιτούν αποθηκεύσιμα προωθητικά. Τέτοιες εφαρμογές μπορεί να είναι η ώθηση εκτόξευσης στο διάστημα, ανωτέρου σταδίου προωθητές για δορυφορικούς ελιγμούς. Οι υβριδικοί προωθητές έχουν χρησιμοποιηθεί για πρόωση επανδρωμένων πτερωτών οχημάτων σε υπό-τροχιακά ύψη. Εάν και έχει γίνει εκτεταμένη έρευνα για αυτό το είδος πρόωσης, οι υβριδικοί πυραυλοκινητήρες έχουν δει λίγες πρακτικές εφαρμογές.

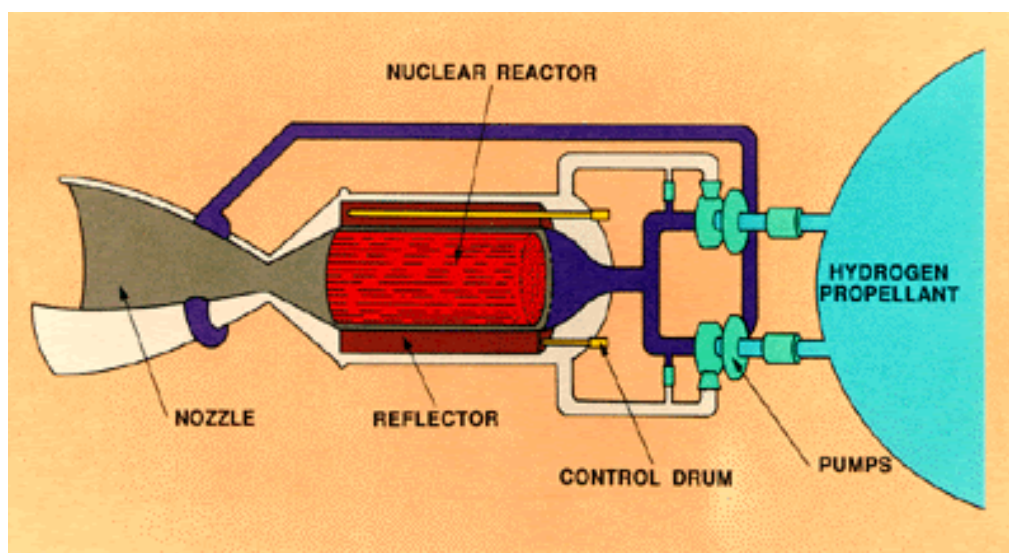
Χαρακτηριστικά:

-  Πολύ υψηλή απόδοση, αντίστοιχη αυτών με στερεά καύσιμα.
-  Δεν μπορούν να χρησιμοποιηθούν για πολύ μεγάλες ωθήσεις, γι' αυτό και κατασκευάζονται σπάνια.
-  Επειδή μόνο το ένα προωθητικό είναι ρευστό, τα υβρίδια είναι απλούστερα από τους πυραύλους υγρών καυσίμων, συνεπώς παρουσιάζουν καλύτερη αξιοπιστία λειτουργίας.
-  Αυξημένη ασφάλεια για επανδρωμένα διαστημόπλοια.
-  Μεγάλη χρονική περίοδος αποθήκευσης.
-  Η εξέλιξη της αντίδρασης καύσης δύναται να ελέγχεται πλήρως μέσω του χειριστή.
-  Απλή ρύθμιση της ώσης κατά μέτρο και διεύθυνση.
-  Μέτρια ειδική ώση.
-  Είναι φιλικότεροι στο περιβάλλον από τους στερεούς πυραύλους επειδή μερικά υψηλής απόδοσης στερεά οξειδωτικά περιέχουν χλώριο, ενώ τα υβριδικά περιέχουν υγρό οξυγόνο ή νιτρώδες οξείδια.
-  Το περίβλημα των καυσίμων πρέπει να είναι ειδικά κατασκευασμένο για να αντέχει στη μεγάλη πίεση και θερμοκρασία της καύσης (όπως και στους πυραύλους στερεών καυσίμων).
-  Δυσκολία ανάμιξης των προωθητικών πριν την καύση. Στα στερεά προωθητικά, το οξειδωτικό μέσο και τα καύσιμα αναμιγνύονται σε ένα εργοστάσιο κάτω από αυστηρά ελεγχόμενες συνθήκες. Τα υγρά προωθητικά αναμιγνύονται γενικά από τον εγχυτήρα στην είσοδο του θαλάμου καύσης. Οι εγχυτήρες αυτοί παρόλο που έχουν μελετηθεί εκτενώς παρουσιάζουν ακόμα προβλήματα αξιοπιστίας. Στους υβριδικούς πυραύλους, η μίξη συμβαίνει στην επιφάνεια της επιφάνειας τήξης ή εξάτμισης των καυσίμων. Η μίξη δεν είναι μια καλά ελεγχόμενη διαδικασία και γενικά αρκετό προωθητικό μένει άκαυστο, γεγονός που μειώνει την απόδοση του πυραύλου.

8. ΠΥΡΗΝΙΚΟΙ ΠΡΩΩΤΗΤΕΣ

Αυτός ο τύπος πρόωσης μελετήθηκε από τις ΗΠΑ και την Σοβιετική ένωση κατά τη διάρκεια του ψυχρού πολέμου αλλά δυστυχώς ποτέ δεν κατάφερε να τεθεί σε πραγματική εφαρμογή, γι' αυτό και η έρευνα διήρκησε μόνο για μερικές δεκαετίες. Το πρώτο χαρακτηριστικό που πρέπει να ξέρουμε γι' αυτούς τους πυραύλους είναι ότι θα μπορούσαν να χρησιμοποιηθούν μόνο στο διάστημα και δεν θα μπορούσαν να παρέχουν την ισχύ για να ωθήσουν ένα πύραυλο εκτός της ατμόσφαιρας της γης. Οπότε η χρήση πυραύλων υγρών καυσίμων θα ήταν και πάλι αναγκαστική για τα πρώτα τουλάχιστον στάδια.

Ο τρόπος λειτουργίας τους είναι ο εξής. Η καρδιά του πυραύλου είναι ένας πυρηνικός αντιδραστήρας, ο οποίος με την ενεργοποίησή του, θερμαίνεται. Έχουμε μία μόνο δεξαμενή υγρού υδρογόνου (χωρίς οξειδωτικό) το οποίο αφού ψύξει το ακροφύσιο περνά μέσα από τις οπές του αντιδραστήρα και θερμαίνεται στους 2000 – 3000°C, εξερχόμενο με μεγάλη ταχύτητα από το ακροφύσιο ωθεί τον πύραυλο. Η απόδοση του πυραύλου μπορεί να αγγίξει τα $I_{sp} \approx 1000s$, αλλά η ώθηση που προσφέρει δεν είναι τόσο μεγάλη ώστε να μπορεί να χρησιμοποιηθεί για την απογείωση.

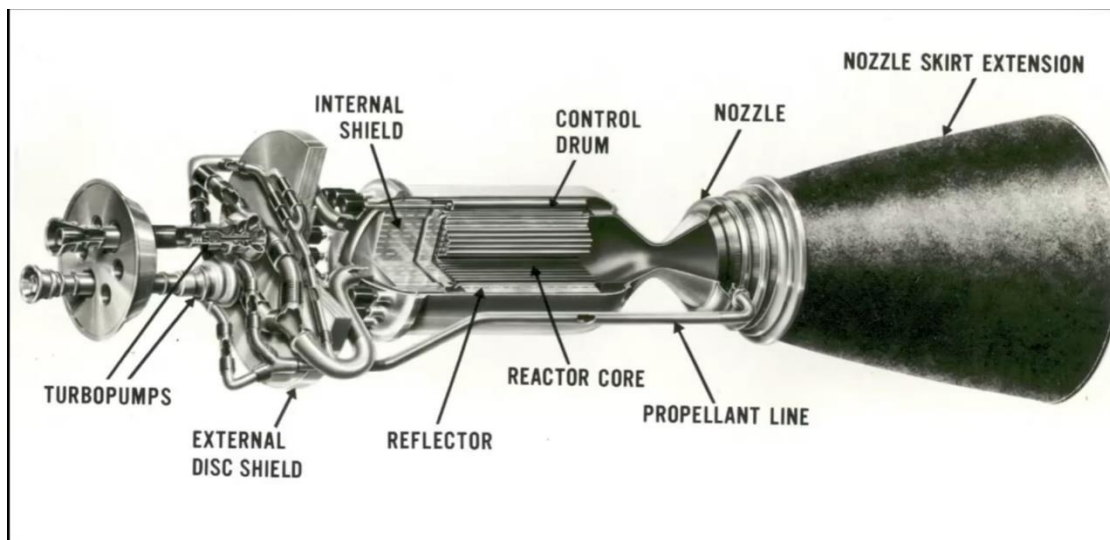


Εικόνα 79: Βασική δομή ενός πυρηνικού πυραύλου {spacecraftpropulsionsystems}

Ένα πρόβλημα που παρουσιάζει αυτός ο κινητήρας είναι η υπερβολικά υψηλή θερμοκρασία στον αντιδραστήρα, σε κάποιες από τις δοκιμές που είχαν γίνει, είχαν παρουσιαστεί περιπτώσεις αστοχίας του αντιδραστήρα λόγω υψηλής θερμοκρασίας. Άλλο πρόβλημα είναι η έκθεση των αστροναυτών στην ακτινοβολία του αντιδραστήρα. Θα μπορούσε να καταπολεμηθεί αυτό μέσω ειδικών μονώσεων οι οποίες όμως θα ανέβαζαν πολύ σημαντικά το βάρος του πυραύλου. Άλλος ένας σημαντικός παράγοντας που πρέπει να λάβουμε υπόψιν μας είναι ο κίνδυνος που

υπάρχει στο να εκτοξεύσουμε πυρηνικό αντιδραστήρα με πύραυλο. Δεν είναι λίγες οι περιπτώσεις που οι πύραυλοι αστοχούν, επιστρέφουν στην ατμόσφαιρα με καταστροφικό τρόπο ή εκρήγνυνται. Το να υπάρχει πυρηνικός αντιδραστήρας ο οποίος με την διάσπαση του, θα έχει καταστροφικές συνέπειες για το περιβάλλον και τον άνθρωπο είναι ένα ρίσκο με μεγάλο τίμημα.

Άρα η εφαρμογή που θα παρουσιαζόταν χρήσιμη αυτή η τεχνολογία, είναι τα διαπλανητικά ταξίδια όπου θέλουμε να πετύχουμε τη μεγαλύτερη δυνατή ταχύτητα στο διάστημα ώστε να κρατήσει λιγότερο το ταξίδι. Δυστυχώς, μέχρι και σήμερα το ανθρώπινο είδος έχει φτάσει μέχρι τη σελήνη, οπότε οι πυρηνικοί πύραυλοι δεν έχουν φανεί χρήσιμοι. Με το νέο διαστημικό μας στόχο όμως ο οποίος είναι ο Άρης, η τεχνολογία αυτή ξανά ξυπνά. Η NASA ήδη συνεργάζεται με ιδιωτικές εταιρίες από το 2020 σε ένα project έρευνας αυτών των κινητήρων.



Εικόνα 80: Ένα επεξηγηματικό σχέδιο του θερμικού πυρηνικού κινητήρα NERVA. {NASA}

9. ΗΛΕΚΤΡΙΚΟΙ ΠΡΩΩΘΗΤΕΣ

Οι ηλεκτρικοί προωθητές χρησιμοποιούν ηλεκτρικές και μαγνητικές δυνάμεις για να ώθησουν προωθητικό σε υψηλή ταχύτητα. Τις περισσότερες φορές τροφοδοτούνται από τους ηλιακούς συλλέκτες των διαστημικών σκαφών. Η ώση που μπορούν να πετύχουν είναι εξαιρετικά μικρότερη από τους τύπους πυραύλων που χρησιμοποιούν καύση, αλλά είναι πολύ χρήσιμοι για την ώθηση οχημάτων στο βαθύ διάστημα ή για την διόρθωση τροχιών, αφού η μικρή αυτή δύναμη αθροίζεται με τη μακροχρόνια λειτουργία τους (έλλειψη οπισθέλκουσας στο διάστημα) και καταλήγει να έχει σημαντική αύξηση ταχύτητας.

Η ηλεκτρική πρόωση διαιρείται σε τρεις κατηγορίες:

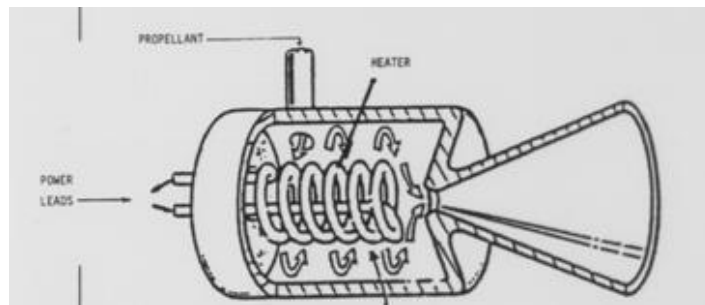
1. Ηλεκτροθερμική πρόωση: θέρμανση ενός προωθητικού αερίου με ηλεκτρικά μέσα για επακόλουθη διαστολή μέσω ενός ακροφυσίου.
2. Ηλεκτροστατική πρόωση: άμεση επιτάχυνση σωματιδίων ιονισμένου αερίου από ηλεκτροστατικές δυνάμεις.
3. Ηλεκτρομαγνητική πρόωση: άμεση επιτάχυνση ενός ιονισμένου αερίου με την ταυτόχρονη εφαρμογή ηλεκτρικών και μαγνητικών δυνάμεων.

9.1 ΗΛΕΚΤΡΟΘΕΡΜΙΚΟΙ ΠΡΩΩΘΗΤΕΣ

Παρόμοια με τους πυρηνικούς κινητήρες, ο σκοπός των ηλεκτρικών είναι η ώθηση στο διάστημα (ή και διορθώσεις τροχιάς) και όχι εντός της ατμόσφαιρας. Αρχικά πρέπει να εξηγήσουμε τον απλό **προωθητή κρύου αερίου (Cold Gas Thruster)**. Ένας τέτοιος προωθητής δεν είναι παρά ένα ρευστό συμπιεσμένο σε δεξαμενή, το οποίο εκτονώνεται με τη βοήθεια μιας βάνας και ενός ακροφυσίου. Η λειτουργία του δηλαδή είναι η ίδια με το να φουσκώσουμε ένα μπαλόνι και να το αφήσουμε να εκτονώσει τον αέρα με αποτέλεσμα την ώθηση του. Η μέγιστη ειδική ώση που έχει επιτευχθεί με τέτοιο προωθητή είναι $I_{sp} \approx 272s$ με τη χρήση υγρού υδρογόνου, ενώ με τη χρήση άλλων αερίων η ειδική ώση μειώνεται ακόμα περισσότερο.

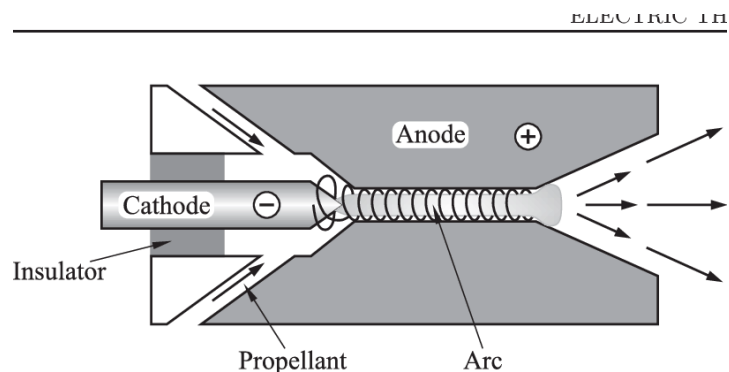
Θέλοντας να ανεβάσουμε την απόδοση αυτών των συστημάτων μπορούμε να προσθέσουμε μια θερμική αντίσταση πριν το ακροφύσιο, ώστε να θερμαίνουμε τα ρευστά και να προσθέτουμε επιπλέον ενέργεια στην ώθηση. Έτσι μπαίνουν στην εικόνα οι **ηλεκτροθερμικοί προωθητές με αντίσταση (Resistojet thruster)**. Η θέρμανση ενός υγρού κατά $300^{\circ}C$ με τέτοιο τρόπο, οδηγεί σε αύξηση 41% σε ειδική ώση. Εάν θερμανθεί στους $900^{\circ}C$, η ειδική ώση θα μπορούσε να διπλασιαστεί σε σύγκριση με έναν προωθητή κρύου αερίου χρησιμοποιώντας το ίδιο προωθητικό. Η ώση είναι της τάξης των 5N, το οποίο είναι αρκετό για τους περισσότερους μικρούς δορυφόρους.

Η ηλεκτρική αντίσταση τροφοδοτείται συνήθως από τους ηλιακούς συλλέκτες που διαθέτει ο δορυφόρος – διαστημικό όχημα, ή από κάποια αντίστοιχη πηγή ενέργειας όπως πυρηνικό αντιδραστήρα. Η μέθοδος με τους ηλιακούς συλλέκτες είναι χρήσιμη για αποστάσεις κοντά στον ήλιο όπως μέχρι την σελήνη (κοντά στη γη ή πιο κοντά στον ήλιο), εάν το όχημα ταξιδεύει μέχρι τον Άρη για παράδειγμα, η ηλιακή ενέργεια που θα δέχεται θα είναι σημαντικά μικρότερη. Συγκεκριμένα η ενέργεια που δεχόμαστε από τον ήλιο ακριβώς έξω από την ατμόσφαιρα της γης είναι 1373 W/m^2 ενώ στον Άρη 590 W/m^2 .



Εικόνα 81: Ηλεκτροθερμικός προωθητής με αντίσταση {PhysicsForums}

Την ίδια λογική χρησιμοποιούν για ώθηση και οι **ηλεκτροθερμικοί προωθητές με σπινθηρισμούς (Arcjet thruster)**, απλά η θέρμανση του αερίου γίνεται μέσω σπινθηρισμών που δημιουργούνται ανάμεσα σε μια άνοδο και κάθοδο. Τα χαρακτηριστικά ώσης είναι παρόμοια με τους προωθητές με αντίσταση, αλλά ο συγκεκριμένος τρόπος θέρμανσης δεν έχει χρησιμοποιηθεί συχνά.



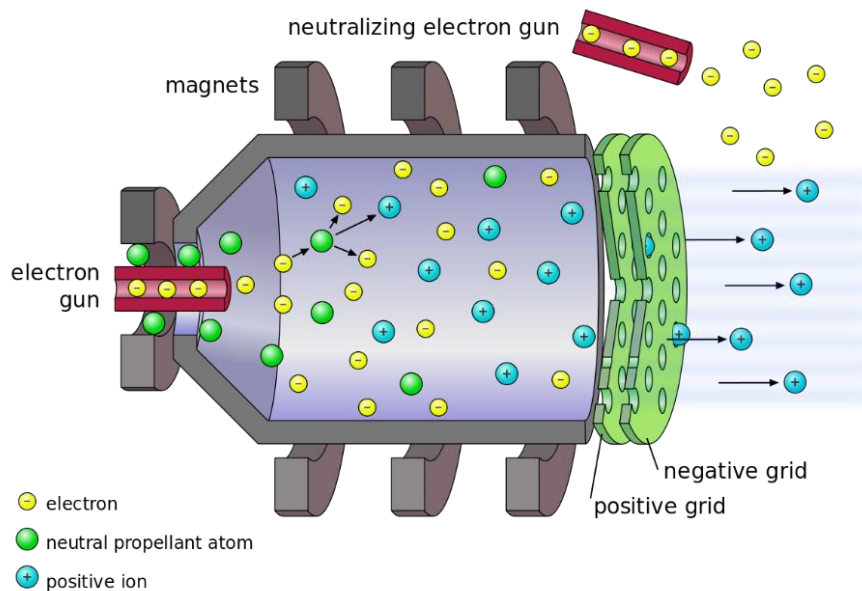
Εικόνα 82: Ηλεκτροθερμικός προωθητής με σπινθηρισμούς {PhysicsForums}

Ένας τρίτος και τελευταίος τρόπος να θερμάνουμε το ρευστό είναι μέσω μικροκυμάτων. Στους **ηλεκτροθερμικούς προωθητές με μικροκύματα (Microwave thruster)** το ρευστό θερμαίνεται σε ένα θάλαμο μικροκυμάτων παρόμοιο στη λειτουργία με το φούρνο μικροκυμάτων που έχουμε στα σπίτια μας. Σε αυτό τον τύπο συνήθως χρησιμοποιείται νερό ως προωθητικό.

9.2 ΗΛΕΚΤΡΟΣΤΑΤΙΚΟΙ ΠΡΟΩΘΗΤΕΣ

Στην ηλεκτροστατική πρόωση (Ion thrusters), αφήνουμε εντελώς τα συμβατικά συστατικά πυραύλων, όπως τους θαλάμους καύσης, τα ακροφύσια, ακόμη και τη συνεχή ροή αερίων. Η πρόωση επιτυγχάνεται με την επιτάχυνση μεμονωμένων

φορτισμένων σωματιδίων σε ηλεκτροστατικά πεδία που δημιουργούνται από δομές ηλεκτροδίων. Αυτό επιτυγχάνεται ionίζοντας το προωθητικό (το οποίο είναι κάποιο αδρανές αέριο, συνήθως Ξένο, Xe), βομβαρδίζοντας το με δέσμη ηλεκτρονίων και επιταχύνοντας τα μόρια του με ισχυρό μαγνητικό πεδίο. Πριν την έξοδο του ρεύματος των ιόντων γίνεται προσθήκη ηλεκτρονίων ώστε να εξουδετερωθεί το ηλεκτρικό τους φορτίο και να μην επιστρέφουν και προσκολλιούνται στον κινητήρα (stall).



Εικόνα 83: Ηλεκτροστατικός προωθητής {Wikipedia}

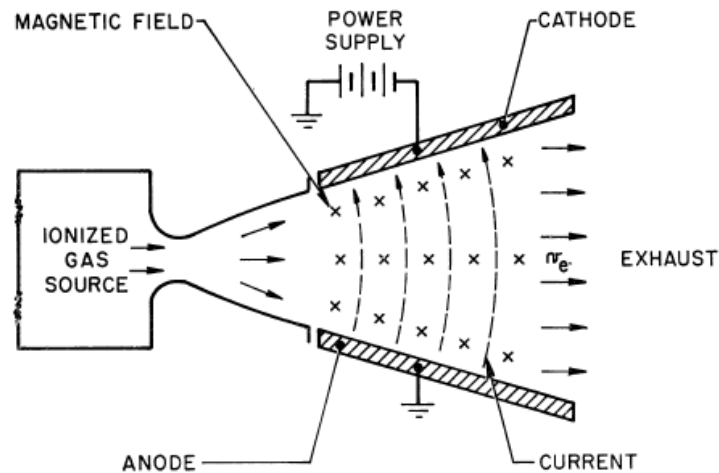
Η ώση που παράγουν αυτοί οι προωθητές είναι της τάξης των 90 mN, δύναμη παρόμοια με αυτή που δεχόμαστε σηκώνοντας ένα φύλλο χαρτί. Οι ηλεκτροστατικοί προωθητές μπορούν να λειτουργούν συνεχόμενα για μήνες και τροφοδοτούνται από τους ηλιακούς συλλέκτες του σκάφους και από το Ξένο φυσικά που είναι το προωθητικό τους.

9.3 ΗΛΕΚΤΡΟΜΑΓΝΗΤΙΚΟΙ ΠΡΟΩΘΗΤΕΣ

Η ηλεκτρομαγνητική πρόωση περιλαμβάνει μια ποικιλία προωθητών, για την επιτάχυνση του προωθητικού με την εφαρμογή μαγνητικών δυνάμεων. Θεωρητικά, οι ηλεκτρομαγνητικοί προωθητές υπόσχονται ταχύτητες εξαγωγής, που κυμαίνονται στα 20 - 100 km/s, με επίπεδα ώσης σημαντικά υψηλότερα από τις καθαρές ηλεκτροστατικές συσκευές. Στην πράξη, η πολυπλοκότητα αυτών των συστημάτων έχει επιβραδύνει την εξέλιξη τους. Οι ηλεκτρομαγνητικοί επιταχυντές μπορούν να υποδιαιρεθούν σε σταθερής ροής και παλμικούς.

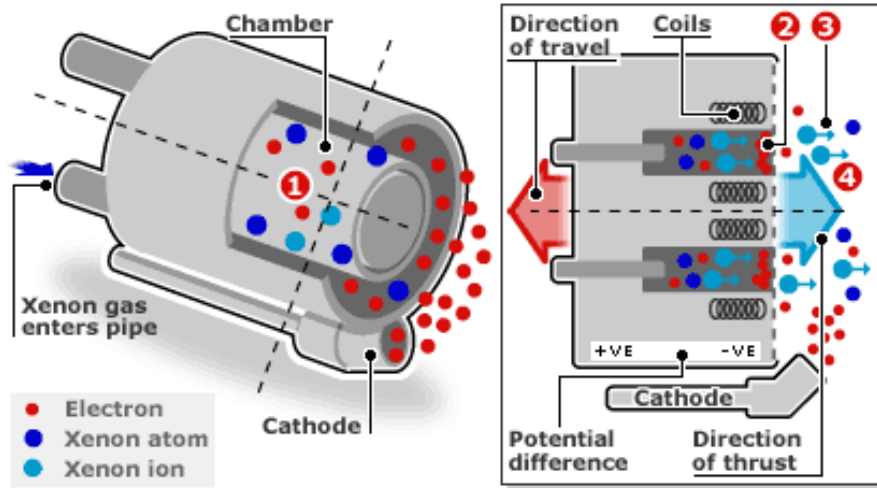
Στους πρώτους, ένα σταθερό ρεύμα ionισμένου αερίου, ρέει μεταξύ δύο ηλεκτροδίων, τα οποία κλείνουν κύκλωμα περνώντας ρεύμα μέσω του αερίου. Ένα εξωτερικά εφαρμοζόμενο μαγνητικό πεδίο, κάθετο στη ροή, ασκεί δύναμη στα ηλεκτρόνια που φέρουν ρεύμα εντός του αερίου, το οποίο με τη σειρά του ωθεί το αέριο προς τα έξω. Τέτοιες συσκευές έχουν ήδη δείξει ώθηση δεκάδων Newton, αλλά περιλαμβάνουν βαριά εξαρτήματα βοηθητικού εξοπλισμού, όπως μαγνήτες, ionιστές αερίων και εργαλεία ψύξης των ηλεκτροδίων. Η πρακτικότητα τους μπορεί

να εξαρτάται από την ανάπτυξη τεχνολογιών που είναι τώρα υπό εργαστηριακή μελέτη, όπως η αύξηση του επιπέδου ιονισμού ορισμένων αερίων και η ανάπτυξη μαγνητών με πολύ χαμηλό ειδικό βάρος.



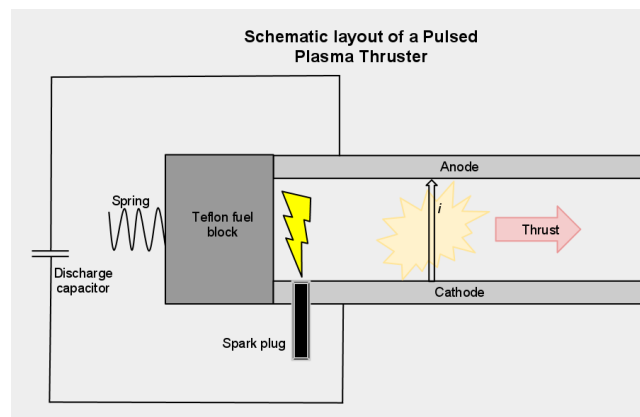
Εικόνα 84: Επιταχυντής διασταυρούμενου πεδίου (σταθερής ροής) {JAHN [14]}

Την ίδια αρχή εκμεταλλεύονται οι **πυραυλοκινητήρες πλάσματος (Hall Effect thrusters, HET)**. Είναι οι πιο διαδεδομένοι ηλεκτρικοί προωθητές για διαστημικά ταξίδια και φαίνεται να εξελίσσονται καθώς πολλές επερχόμενες διαστημικές αποστολές θα τους χρησιμοποιούν. Αυτοί οι προωθητές εκμεταλλεύονται το φαινόμενο Hall το οποίο παρουσιάζεται από την αλληλεπίδραση του του μαγνητικού με το ηλεκτρικό πεδίο προκαλώντας πρόσθετη επιτάχυνση στα ιόντα του πλάσματος πέραν της συνηθισμένης ηλεκτρομαγνητικής. Παρουσιάζουν μεγαλύτερη ώθηση αλλά μικρότερη ηλεκτρική απόδοση και ειδική ώση. Ο τρόπος λειτουργίας τους είναι ο εξής: έχοντας ένα (ή περισσότερα) κυκλικό κανάλι (όπως στην παρακάτω εικόνα) και ενώ το κάθε κανάλι τυλίγεται από ηλεκτρικά πηνία για τη δημιουργία μαγνητικού πεδίου, και προσθέτοντας μια πλάκα στο κανάλι η οποία θα είναι η άνοδος, ενώ η κάθοδος που θα απελευθερώνει ηλεκτρόνια θα είναι εκτός του καναλιού. Τα ηλεκτρόνια έλκονται μέσα στο κανάλι προσπαθώντας να φτάσουν στην άνοδο, παγιδευμένα στο μαγνητικό πεδίο συγκρούονται με τα μόρια Ξένου (Xe) που παρέχονται στο κανάλι και έτσι ιοντίζεται το Ξένο. Έπειτα το αέριο εξέρχεται με ταχύτητα προωθούμενο από το μαγνητικό πεδίο και από την άνοδο. Θα μπορούσε κανείς να πει πως η λειτουργία αυτού του προωθητή είναι μια διασταύρωση των ηλεκτροστατικών προωθητών (Ion thrusters) και των ηλεκτρομαγνητικών προωθητών.



Εικόνα 85: Προωθητής πλάσματος (Hall thruster) {daviddarling}

Στους παλμικούς προωθητές κυριαρχούν οι **παλμικοί πυραυλοκινητήρες πλάσματος (Pulsed Plasma Thrusters, PPT)**. Έχουν προτιμηθεί για την εξαιρετική απλότητά τους, ενώ έχουν χαμηλή ώση και απόδοση σε σύγκριση με άλλους ηλεκτρικούς προωθητές. Σε αυτούς τους κινητήρες το προωθητικό είναι μια πλάκα από Teflon. Η πλάκα ωθείτε σταδιακά με ελατήριο, στο σημείο που εφαρμόζεται ηλεκτρική παλμική εκκένωση. Η υψηλή θερμοκρασία του τόξου εξατμίζει μια μικρή ποσότητα του Teflon δημιουργώντας στιγμιαία μια μικρή ποσότητα πλάσματος, που εκσφενδονίζεται προς τα έξω από το παραγόμενο μαγνητικό πεδίο.

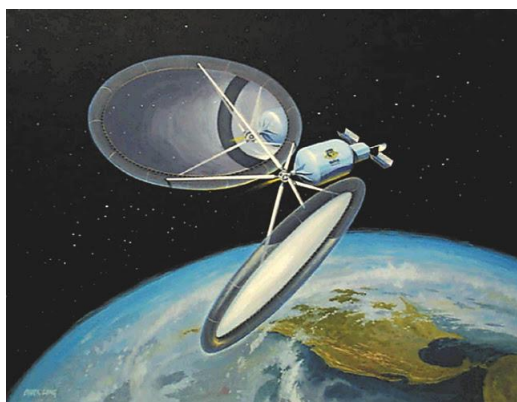


Εικόνα 86: Παλμικός προωθητής πλάσματος {Wikipedia}

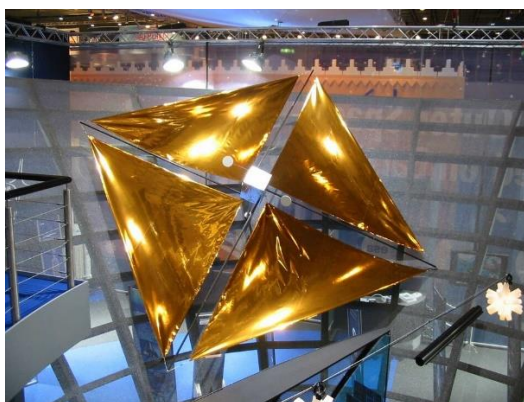
10. ΑΛΛΟΙ ΤΥΠΟΙ ΠΡΩΩΘΗΤΩΝ

Μια ιδέα είναι οι **ηλιακοί θερμικοί προωθητές (solar thermal rocket)**. Θεωρητικά, θα έχουν οπτικά μεγάλης διαμέτρου για να συγκεντρώνουν την ακτινοβολία του ήλιου πάνω σε κάποιο δέκτη ο οποίος θα είναι κατασκευασμένος από μέταλλο με υψηλή αντοχή σε θερμοκρασία (όπως βολφράμιο ή ρήνιο). Ο δέκτης θα είναι ένας εναλλάκτης θερμότητας ο οποίος θα θερμαίνει το προωθητικό ρευστό έως και τους 2500°C. Τέλος το θερμό αέριο θα εξέρχεται από ακροφύσιο. Τα κάτοπτρα θα πρέπει να ακολουθούν τον ήλιο, που σημαίνει πως για ελλειπτικές τροχιές θα πρέπει να προστεθεί μηχανισμός προσανατολισμού. Οι δυνάμεις που υπολογίζονται θα είναι της τάξης 1-10 N. Οι δυσκολίες που πρέπει να ξεπεραστούν είναι ο δύσκολος εφοδιασμός με προωθητικό, η εύρεση ελαφρών, κατάλληλων υλικών για τα κάτοπτρα, τα οποία θα πρέπει να είναι σχεδιασμένα έτσι ώστε να διπλώνονται. Πειράματα έχουν υπάρξει, αλλά μάλλον δεν θα υπάρξουν ηλιακοί θερμικοί προωθητές στο κοντινό μέλλον.

Τα **ηλιακά πανιά (solar sail)** είναι μια άλλη ιδέα. Είναι βασικά μια μεγάλη επιφάνεια που αντανακλά φωτόνια. Η πηγή ισχύος θα μπορούσε να είναι είτε ο ήλιος είτε κάποια πηγή ακτινοβολίας από επίγειους σταθμούς (λείζερ ή μικροκύματα). Αυτή η ιδέα έχει προταθεί αλλά δεν έχει δοκιμαστεί.



Εικόνα 87: Ηλιακοί θερμικοί προωθητές {kerbalspaceprogram}



Εικόνα 88: Ηλιακά πανιά {ESA}

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

Ελληνική

1. Πολυζάκης Λ. Απόστολος, Αεροδιαστημικά Προωθητικά Συστήματα, 2^η έκδοση, εκδόσεις Power Heat Cool, Πτολεμαΐδα, 2019.
2. Πολυζάκης Λ. Απόστολος, Ρευστοδυναμικές Μηχανές, 1^η έκδοση, εκδόσεις Power Heat Cool, Πτολεμαΐδα, 2016.
3. Δ.Γ. Παπανίκας, Εφαρμοσμένη Ρευστομηχανική, Τόμος III, 3^η έκδοση, εκδόσεις Πανεπιστημίου Πατρών, Πάτρα, 2006.

Ξενόγλωσση

4. George P. Sutton, Oscar Biblarz, Rocket Propulsion Elements, 9th edition, Wiley & Sons, Canada, 2017.
5. V. I. Feodosiev, G. B. Samburoff, Introduction to Rocket Technology, Academic Press, New York, 1959.
6. F. R. Gantmakher, L. M. Levin, The Flight of uncontrolled Rockets, Pergamon Press, Moscow, 1964.
7. J. Michael Lyon, Introduction to Rocket Propulsion, U.S. Army Missile Command Redstone Arsenal, Alabama, 1991.
8. M.L. Marthur, R.P. Sharma, Gas Turbines and Jet & Rocket Propulsion, 4th edition, Nern Chand Jait1 (Prop.), Standard Publishers Distributors, Nai Sarak, Delhi, 2014.
9. Ulf Olsson, Aerospace Propulsion from Insects to Spaceflight, 2nd edition, Volvo Aero Corporation, 2006.
10. F.A. Williams, M. Barrere and N.C. Huang, Fundamental Aspects of Solid Propellant Rockets, The Advisory Group for Aerospace Research and Development. NATO, 1989.
11. A. Bowdoin Van Riper, Rockets and Missles: The Life story of a technology, Greenwood Press, Westport, Connecticut, London, 2004.

12. George P. Sutton, History of Liquid Propellant Rocket Engines, American institute of Aeronautics and Astronautics, 1801 Alexander Bell Drive Reston, Virginia, 2006.
13. Travis S. Taylor, Introduction to Rocket Science and Engineering, 2nd edition, CRC Press Taylor & Francis Group, 6000 Broken Sound Parkway NW, 2017.
14. William Emrich, Jr., Principles of Nuclear Rocket Propulsion, Elsevier, 2016.
15. John C. Adams, Jr., Atmospheric Re-Entry, Arnold Engineering Development Center, 2003.
16. Russell P. Patera, William H. Ailor, The realities of Reentry Disposal, Center for Orbital and Reentry Debris Studies, The Aerospace Corporation, Los Angeles, 2006.
17. Robert G. Jahn, Electric Propulsion, American Scientist, Vol. 52, pp. 207-217, JUNE 1964.
18. M. Martinez – Sanchez, J. E. Pollard, Spacecraft Electric Propulsion - An Overview, Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, pp. 688-699, No. 5, September – October 1998.
19. Gerald Hagemann, Hans Immich, Thong Van Nguyen, Gennady E. Dumnov, Advanced Rocket Nozzles, Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, pp. 620-634, No. 5, September – October 1998.

Ηλεκτρονικές Πηγές

<https://www.grc.nasa.gov>

<http://www.braeunig.us>

<https://everydayastronaut.com>

<https://en.wikipedia.org>

<https://www.sciencelearn.org.nz>

<https://www.space.com>

<https://www.nationalgeographic.org>

<https://aerospace.org>

<https://www.faa.gov/>

<https://gr.pinterest.com/>

<https://www.researchgate.net/>