



«Αθηνά»

ΕΛΛΗΝΙΚΟ ΚΕΝΤΡΟ ΕΛΕΓΧΟΥ ΟΠΛΩΝ

Θωμά Χατζίκου 11,, Θεσσαλονίκη 56122, Τηλ/Fax: 2310904794 / 6944165341, www.armscontrol.info

Κινητήρες πυραύλων και προωθητικά πυραυλικών συστημάτων

Κωνσταντίνος Γ. Κολοβός

Δρ. Χημικός Μηχανικός Ε.Μ.Π.

Ειδικός Επιστήμονας Σ.Σ.Ε.

Ερευνητής του Ε.Κ.Ε.Ο. «ΑΘΗΝΑ»

ΒΑΡΗ 2014

Κινητήρες πυραύλων και προωθητικά πυραυλικών συστημάτων

1. Εισαγωγή

Αντικείμενο της παρούσας Ενότητας αποτελούν οι προωθητικές ύλες (propellants) πυραυλικών συστημάτων, με έμφαση στις σύγχρονες αεροδιαστημικές εφαρμογές. Η ανάλυση που ακολουθεί έχει σαν στόχο την απόκτηση μιας πρώτης εμπειριστατωμένης εικόνας σχετικά με την κατασκευή, εκτόξευση και λειτουργία πυραυλικών συστημάτων που χρησιμοποιήθηκαν τόσο στο παρελθόν όσο και σήμερα σε αεροδιαστημικές εφαρμογές.

Η δομή της παρούσας Ενότητας συνίσταται:

- στην περιγραφή των βασικών αρχών λειτουργίας των κινητήρων πυραυλικών συστημάτων σύμφωνα πάντα και με την υπάρχουσα τεχνολογία που διέπει τα χαρακτηριστικότερα είδη τους που έχουν χρησιμοποιηθεί μέχρι τις μέρες μας σε αεροδιαστημικές εφαρμογές,
- στην ανάλυση των φυσικοχημικών διεργασιών που λαμβάνουν χώρα σε κάθε φάση λειτουργίας των πυραυλικών κινητήρων
- στην κατάταξη των προωθητικών υλών που χρησιμοποιούνται στους αντίστοιχους κινητήρες και περιγραφή των ιδιοτήτων τους.

Έμφαση δίνεται στην διάκριση και κατάταξη των διάφορων προωθητικών υλών αλλά και στην συμπεριφορά τους κατά την φάση της εκτόξευσης, ενώ έχει καταβληθεί προσπάθεια να αποφευχθεί, κατά το δυνατόν, η πολύπλοκη μαθηματική και θερμοδυναμική ανάλυση που απαιτείται, όχι όμως εις βάρος της πληρότητας του αντικείμενου.

2. Ιστορική αναδρομή

Αν και στον ρου της Ιστορίας της Τεχνολογίας εμφανίζονται αναφορές για τη διατύπωση και διερεύνηση θεμελιωδών ερωτημάτων που αφορούν την κατανόηση του Διαστήματος ήδη από τους αρχαίους χρόνους, για την επιστημονική κοινότητα είναι πλέον κοινώς αποδεκτό ότι η συστηματική μελέτη και διερεύνηση του προβλήματος της εξερεύνησης του Διαστήματος ξεκινά με την σύλληψη της αρχής της αερίωθησης (jet propulsion).

Η πρώτη εφαρμογή αερίωθησης αποδίδεται ιστορικά στον ιδιοφυή Έλληνα μαθηματικό και μηχανικό Ήρωνα ο οποίος και έζησε στην Αλεξάνδρεια της Αιγύπτου τον 1^ο ή 2^ο αιώνα μ.Χ.. Η ομώνυμη μηχανή που κατασκεύασε (ή αλλιώς αιολοπύλη του Ήρωνα) αποτελεί ουσιαστικά πρόδρομο των αεριοστρόβιλων κινητήρων [1] χωρίς όμως να τυγχάνει θεωρητικής εξήγησης για την εποχή. Παρόμοιες διατάξεις κατασκευάζονται το 1505 μ.Χ. από τον Ιταλό μηχανικό και εφευρέτη Leonardo da Vinci και το 1629 μ.Χ. από τον Ιταλό μηχανικό Giovanni Branca. Ακολουθεί χρονικά η διατύπωση των νόμων της κίνησης από τον Isaac Newton οι οποίοι δημοσιεύτηκαν το 1687 μ.Χ., στο έργο του Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica, μεταξύ των οποίων περιέχεται και η αρχή στην οποία βασίζεται η αερίωθηση. Σύμφωνα με τον 3^ο νόμο (για κάθε δύναμη που ασκείται σε ένα σώμα, υπάρχει μια ίση και αντίθετη αντίδραση) ο Newton σχεδίασε ένα όχημα το οποίο αν και διέθετε πολύ μικρή ισχύ, κινούταν με ώθηση παραγόμενη από ατμό.

Οι καταγεγραμμένες απόπειρες κατασκευής ανάλογων διατάξεων έως τις αρχές του 20^{ου} αιώνα ήταν αρκετές, εν τούτοις αξιοσημείωτη πρόοδος επιτεύχθηκε μετά την θεωρητική θεμελίωση των φαινομένων όταν και διαφάνηκε η δυνατότητα πραγματοποίησης ταξιδιών στο Διάστημα με την αποστολή οχημάτων που προωθούνται από το αποτέλεσμα της βίαιης καύσης κατάλληλων υλών. Κατά κοινή ομολογία, οι πρώτες συστηματικές μελέτες για το πρόβλημα του ταξιδιού στο Διάστημα βλημάτων που προωθούνταν με πυραύλους έγιναν από τον Ρώσο Konstantin Tsiolkovsky (1857-1935), ο οποίος το 1903 δημοσίευσε μια εργασία σχετικά με την θεωρητική απόδοση των πυραυλικών κινητήρων και την αποτελεσματικότητα των καυσίμων τους, προτείνοντας τη χρήση ως προωθητικών τα στοιχεία υδρογόνο και οξυγόνο σε υγρή κατάσταση [2-4]. Στην θεωρητική αυτή μελέτη, ο Tsiolkovsky υπολόγισε την κατανάλωση καυσίμων των κινητήρων και τη μεταβολή του βάρους ολόκληρης της διάταξης που προκαλείται από αυτήν και πρότεινε ως λύση την χρήση πολυώροφων βλημάτων για την επίτευξη της αναγκαίας ταχύτητας στην πραγματοποίηση διαστημικών εκτοξεύσεων. Οι λύσεις αυτές υιοθετούνται ακόμα και σήμερα και γι' αυτό ο Tsiolkovsky καλείται πατέρας της αστροναυτικής [2-4].

Κατά το δεύτερο μισό του 20^{ου} αιώνα και κυρίως μετά την εκτόξευση του πρώτου τεχνητού δορυφόρου (Sputnik 1, πρώην Ε.Σ.Σ.Δ.), την 4^η Οκτωβρίου 1957, ημερομηνία που αποτελεί ορόσημο για την αστροναυτική επιστήμη, το σύνολο των αστροναυτικών δραστηριοτήτων αναπτύχθηκε ταχύτατα και με πολύ γρήγορο ρυθμό. Ακολουθεί η πρώτη πτήση γύρω από τη Σελήνη (Δεκέμβριος 1968) και με την προσγείωση σε αυτήν (Apollo 11, 21^η Ιουλίου 1969), η ανθρωπότητα πέρασε το κατώφλι των διαστημικών πτήσεων και οδήγησε αστροναύτες στην επιφάνεια του δορυφόρου μας, πραγματοποιώντας τη μετάβαση ανθρώπου σε άλλο ουράνιο σώμα [2-4].

Η πορεία των διαστημικών αποστολών μέχρι σήμερα δεν μονοπωλείται πλέον από τις Η.Π.Α. και Ρωσία, καθώς και άλλες χώρες χρηματοδοτούν επανδρωμένες ή μη αποστολές οι οποίες στέφονται με επιτυχία (όπως η Ιαπωνία, η Κίνα και οι χώρες της Ευρωπαϊκής ηπείρου που συμμετέχουν στην Ευρωπαϊκή Υπηρεσία Διαστήματος - European Space Agency, αντίστοιχη της Εθνικής Υπηρεσίας Αεροναυτικής και Διαστήματος των Η.Π.Α. - National Aeronautics and Space Administration). Παρόλα ταύτα στην παραπάνω πορεία δεν θα πρέπει να παραλείψει κανείς τις αποτυχίες πολλών αποστολών, το τίμημα των οποίων σε ανθρώπινες ζωές είναι υψηλό. Χαρακτηριστικότερες μελανές στιγμές οι εκρήξεις των διαστημικών λεωφορείων Challenger (73 s μετά την απογείωσή του) και Columbia (κατά την επανείσοδό του στην γήινη ατμόσφαιρα) με την απώλεια, και στις δύο περιπτώσεις, του 7-μελούς τους πληρώματος.

3. Βασικές αρχές λειτουργίας κινητήρων πυραυλικών συστημάτων

Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, η πρόωση με ώθηση ρεύματος αέρα είναι εφαρμογή του 3^{ου} νόμου κίνησης του Newton, σύμφωνα με τον οποίο *για κάθε δύναμη που ασκείται σε ένα σώμα, υπάρχει μια ίση και αντίθετη αντίδραση*. Για την αεροπορική πρόωση, σαν σώμα θεωρείται ο ατμοσφαιρικός αέρας ο οποίος αναγκάζεται να επιταχυνθεί καθώς περνά μέσα από το προωθητικό σύστημα του αεροσκάφους. Η επιτάχυνση προϋποθέτει την επιβολή δύναμης από τον κινητήρα προς τον αέρα, ενώ σύμφωνα με τον 3^ο νόμο κίνησης του Newton ο αέρας ασκεί πάνω στον κινητήρα μια ίση και αντίθετη δύναμη, η οποία και είναι η προωθητική

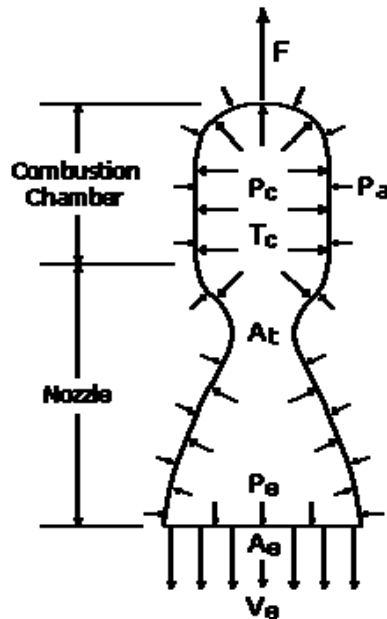
δύναμη του αεροσκάφους, η οποία καλείται *ώση* (thrust). Θα πρέπει στο σημείο αυτό να τονιστεί ότι η αεριώθηση δεν είναι αποτέλεσμα της εξάσκησης πίεσης στην ατμόσφαιρα (όπως λανθασμένα αναφέρεται συχνά) αλλά δημιουργείται από την επιτάχυνση μάζας αερίων εντός του κινητήρα προς την ατμόσφαιρα [1-4].

Η έννοια της λέξης *πύραυλος* είναι αρκετά ευρεία και ακαθόριστη, ενώ πολλές φορές συγχέεται ή ακόμα και ταυτίζεται με την ρουκέτα ή το κινούμενο βλήμα [2-5]. Οι πύραυλοι αποτελούν θερμικές μηχανές των οποίων η λειτουργία βασίζεται στη μετατροπή της θερμικής ενέργειας που παράγεται κατά την καύση ειδικών καυσίμων υλών σε μηχανική ενέργεια [2-4, 6]. Εν τούτοις αν και τα πυραυλικά συστήματα ανήκουν τυπικά στους αεριωθητές, διαφέρουν κατ' ουσία στο γεγονός ότι δεν χρησιμοποιούν τον ατμοσφαιρικό αέρα καθότι εκτός της γήινης ατμόσφαιρας αυτός δεν υφίσταται. Έτσι, στα πυραυλικά συστήματα, το απαιτούμενο οξειδωτικό μέσο (συνήθως υγροποιημένο οξυγόνο) και οι ειδικές καύσιμες ύλες μεταφέρονται αποθηκευμένες σε ειδικές διατάξεις και καίγονται με συγκεκριμένες αναλογίες σε ειδικούς καυστήρες για την παραγωγή του ρεύματος εξαγωγής των καυσαερίων [2-4]. Η διαφοροποίηση αυτή δίνει την δυνατότητα για την πρόωση πυραυλικών συστημάτων και έξω από την γήινη ατμόσφαιρα, γεγονός στο οποίο βασίζονται οι διαπλανητικές πτήσεις. Προφανώς, η λειτουργία τέτοιων συστημάτων περιορίζεται χρονικά και είναι συνάρτηση των διαθεσίμων οξειδωτικού-καύσιμης ύλης.

Τα πυραυλικά συστήματα εμφανίζουν μικρότερη απόδοση έναντι των αεριοστρόβιλων στην περιοχή ταχυτήτων των σύγχρονων αεροπλάνων, παρότι η ώση ανά μονάδα βάρους που παράγουν είναι μεγαλύτερη, καθότι οι διατάξεις αποθήκευσης του οξειδωτικού και των ειδικών καυσίμων έχουν μεγάλο βάρος και όγκο. Μειονέκτημα επίσης αποτελεί το γεγονός ότι η παραγόμενη ώση είναι σταθερή και δεν μπορεί να μεταβάλλεται από χειριστή [4].

Στο Σχήμα 1 απεικονίζεται γραφικά ο *θάλαμος καύσης* (combustion chamber) ενός πυραυλικού κινητήρα με κατάλληλα σχεδιαζόμενο άνοιγμα το οποίο καλείται *ακροφύσιο* (nozzle) για την διαφυγή των καυσαερίων. Ο σχεδιασμός του θαλάμου καύσης και του ακροφύσιου εξόδου είναι τέτοιος ώστε η κατανομή της πίεσης εντός του θαλάμου να είναι ασύμμετρη, δηλαδή η πίεση να μεταβάλλεται πολύ λίγο εντός του θαλάμου καύσης αλλά να μειώνεται ελαφρά στην περιοχή του ακροφύσιου. Η δύναμη που αναπτύσσεται ως αποτέλεσμα της διαφοράς πίεσης εσωτερικά και εξωτερικά του θαλάμου έχει αντίθετη φορά αυτής των απαερίων, με αποτέλεσμα να ωθεί το θάλαμο προς τα επάνω και γι' αυτό καλείται ώση (thrust).

Η δημιουργία πολύ υψηλής ταχύτητας καυσαερίων σε τέτοιες διατάξεις απαιτεί υψηλές θερμοκρασίες και πιέσεις που επιτυγχάνονται μόνον με την μείωση του Μοριακού Βάρους (MB) των καυσαερίων όσο το δυνατό περισσότερο και την καύση εξειδικευμένων καυσίμων υλών, τα οποία καλούνται *προωθητικά* ή *προωθητικές ουσίες* (propellants), όρος που καλύπτει όλη τη γκάμα καυσίμων για πυραύλους [2-4]. Επίσης απαιτείται να μειωθεί όσο το δυνατόν περισσότερο η πίεση των αερίων στην εσωτερική περιοχή του ακροφύσιου δημιουργώντας μεγάλο λόγο διατομής, ο οποίος ορίζεται ως το πηλίκο του εμβαδού της επιφάνειας εξόδου A_e προς το εμβαδό της επιφάνειας της στένωσης (λαιμός-throat) A_t που εμφανίζεται εντός της γεωμετρίας του θαλάμου καύσης [4]. Οι παραπάνω παρατηρήσεις γίνονται πιο κατανοητές στην ανάλυση των φυσικών νόμων που διέπουν την εκτόξευση, η οποία και ακολουθεί.



Σχήμα 1. Αρχή λειτουργίας προώθησης πυραυλικού κινητήρα με ακροφύσιο [2-4].

Η ώση F υπολογιζόμενη από την εφαρμογή της Αρχής Διατήρησης της Ορμής για τον πυραυλικό κινητήρα του Σχήματος 1, δίνεται από τη Σχέση 1 [2-4]:

$$F = qV_e + (P_e - P_a)A_e \quad (1)$$

όπου q είναι ο ρυθμός ροής μάζας των καυσαερίων στην έξοδο, P_a η πίεση της ατμόσφαιρας εξωτερικά του θαλάμου, P_e η πίεση των καυσαερίων, A_e το εμβαδόν διατομής στην έξοδο του ακροφύσιου και V_e η ταχύτητα εξόδου των καυσαερίων. Όπως είναι φανερό, η μέγιστη παραγόμενη ώση προκύπτει όταν η πίεση των καυσαερίων είναι ίση με την πίεση της ατμόσφαιρας εξωτερικά του θαλάμου ($P_e = P_a$).

Αντίστοιχο χρήσιμο μέγεθος της ώσης είναι η *ειδική ώθηση* (specific impulse) I_{sp} ενός πυραυλικού συστήματος, η οποία ορίζεται από τη Σχέση 2 ως ο λόγος της ώσης δια τον ρυθμό ροής του εξερχόμενου βάρους των καυσαερίων [3]:

$$I_{sp} = \frac{F}{qg_o} \quad (2)$$

όπου F η ώση, q είναι ο ρυθμός ροής μάζας των καυσαερίων στην έξοδο, και g_o η τιμή της επιτάχυνσης της βαρύτητας (9.80665 m/s^2).

Η ειδική ώθηση έχει διαστάσεις χρόνου και εκφράζεται σε μονάδες s. Εάν η ώση και ο ρυθμός ροής του εξερχόμενου βάρους των καυσαερίων παραμένουν σταθερές καθ' όλη την διάρκεια της καύσης του προωθητικού, η ειδική ώθηση αντιστοιχεί στον χρόνο για τον οποίο ο πυραυλικός κινητήρας παρέχει ώση ίση με το βάρος του προωθητικού που καταναλώνει [2-4]. Για δεδομένο κινητήρα, η ειδική ώθηση έχει διαφορετική τιμή στην επιφάνεια της θάλασσας στη Γη από ότι στο κενό στο Διάστημα, μιας και η πίεση της ατμόσφαιρας που χρησιμοποιείται στον ορισμό της ώσης λαμβάνει εντελώς διαφορετική τιμή στις δύο αυτές καταστάσεις [3]. Λόγω των απωλειών που εμφανίζονται σε κάθε πυραυλικό κινητήρα (μη αποτελεσματική καύση του προωθητικού, θερμικές απώλειες του ακροφύσιου, μηχανικές απώλειες των αντλητικών συστημάτων κλπ), οι πραγματικές τιμές της ειδικής ώθησης διαφέρουν από τις θεωρητικά υπολογιζόμενες σε ιδανικά ακροφύσια.

Τέλος ένα ακόμα χρήσιμο μέγεθος για την αποτίμηση της απόδοσης ενός πυραυλικού κινητήρα είναι η *χαρακτηριστική ταχύτητα εξόδου των καυσαερίων* (characteristic exhaust velocity), C^* , η οποία είναι μέτρο της διαθέσιμης ενέργειας από την καύση του προωθητικού, η οποία δίνεται στη Σχέση 3 [3, 4]:

$$C^* = \frac{P_c A_t}{q} \quad (3)$$

όπου P_c είναι η πίεση στο εσωτερικό του θαλάμου καύσης και A_t το εμβαδόν διατομής στο σημείο στένωσης (λαιμός) του ακροφύσιου.

Ένα συνηθισμένο εύρος μετρούμενων τιμών για την χαρακτηριστική ταχύτητα εξόδου των καυσαερίων C^* αναλόγως του χρησιμοποιούμενου προωθητικού μεταξύ 1333 m/s για την υδραζίνη ως μονοπρωθητικό και 2360 m/s για κρυογενικό μίγμα υδρογόνου/οξυγόνου.

4. Είδη κινητήρων πυραυλικών συστημάτων

Για να μπορέσει ένα όχημα να βγει από τη γήινη ατμόσφαιρα και να σταθεροποιηθεί σε τροχιά γύρω από τη Γη, με μέγιστο ύψος κάτω από 1000 km (όπως ο πρώτος Sputnik 1), πρέπει να αποκτήσει ταχύτητα περίπου 7,9 km/s, η οποία ονομάζεται και πρώτη κοσμική ταχύτητα. Αν το όχημα πρέπει να ξεφύγει από τη γήινη έλξη, πρέπει να αποκτήσει ταχύτητα 11,2 km/s, η οποία και καλείται δεύτερη κοσμική ταχύτητα. Για να εισέλθει ένα διαστημόπλοιο στο πεδίο έλξης του Ήλιου, πρέπει να αποκτήσει την τρίτη κοσμική ταχύτητα, η οποία είναι περίπου ίση με 16 km/s [3, 4]. Αυτές οι ταχύτητες επιτυγχάνονται με τη χρήση πολυώροφων πυραύλων-φορέων που προωθούνται με πυραυλοκινητήρες (πύραυλοι). Για να πραγματοποιηθούν ισχυρότερες ωθήσεις, έτσι ώστε να είναι δυνατή η μεταφορά στο Διάστημα μεγαλύτερων φορτίων, μεταβάλλονται είτε οι διαστάσεις των πυραύλων-φορέων και των πυραυλοκινητήρων τους, είτε τα προωθητικά καύσιμά τους.

Ένας τυπικός πυραυλοκινητήρας αποτελείται από τα εξής διακριτά μέρη [2-5]:

- τον θάλαμο καύσης
- το ακροφύσιο και
- τον εγχυτήρα (injector).

Όπως αναφέρθηκε και παραπάνω, ο θάλαμος καύσης είναι ο χώρος στον οποίο λαμβάνει χώρα η καύση του προωθητικού υπό υψηλή πίεση και υψηλή θερμοκρασία, ξι' αυτό σχεδιάζεται ώστε να έχει τις κατάλληλες διαστάσεις ώστε να επιτυγχάνεται πλήρης καύση πριν την είσοδο των αερίων στο ακροφύσιο και κατασκευάζεται με τέτοιο τρόπο ούτως ώστε να μπορεί να αντέξει τις μεγάλες θερμικές και μηχανικές καταπονήσεις που αναπτύσσονται σε αυτές τις συνθήκες. Συνήθως και ο θάλαμος καύσης και το ακροφύσιο ψύχονται μέσω κατάλληλων συστημάτων ψύξης

Ο τρόπος κατάταξης των πυραυλικών κινητήρων ποικίλει καθώς το φάσμα των χρησιμοποιούμενων προωθητικών συστημάτων είναι αρκετά ευρύ. Αν λάβει κανείς υπόψη τον τρόπο κατασκευής και τα αποτελούμενα μέρη, οι πυραυλικοί κινητήρες μπορούν να ταξινομηθούν με βάση τα παρακάτω κριτήρια [5]:

- το είδος της ενέργειας που παράγει την ώση,
- την μέθοδο παραγωγής ώσης,
- την μεθοδολογία επιτάχυνσης της μεταφερόμενης μάζας.

Η κατάταξη των πυραυλικών κινητήρων δίνεται στον Πίνακα 1 ενώ τα είδη των προωθητικών συστημάτων δίνονται στον Πίνακα 2.

Πίνακας 1: Κατάταξη και είδη πυραυλικών κινητήρων [5].

I. Με βάση την πηγή ενέργειας
A. Μεταφερόμενη στο όχημα πηγή ενέργειας
- <u>Χημική ενέργεια</u> Στερεά καύσιμα, Υγρά καύσιμα, Υβριδικά συστήματα (στερεά και υγρά καύσιμα) και Άλλα συστήματα (π.χ. χημικοί συσσωρευτές)
- <u>Ατομική - Πυρηνική ενέργεια</u> Ραδιενεργός διάσπαση (ραδιοϊσότοπα), Αντιδραστήρας πυρηνικής διάσπασης (ουράνιο), Πυρηνική τήξη, Υβριδικά συστήματα
B. Πηγή ενέργειας έξω από το όχημα
- <u>Ηλιακή ενέργεια</u> - <u>Πηγή ενέργειας στην Γη, σε δορυφόρο ή άλλο πλανήτη</u> Η μεταφορά της ενέργειας από την πηγή ενέργειας στο όχημα λαμβάνει χώρα με μικροκύματα και με Laser - <u>Άλλες πηγές ενέργειας</u> Πλάσμα, ακτινοβολία
II. Με βάση την μέθοδο παραγωγής ώσης
A. Παραγωγή ώσης με επιτάχυνση της μεταφερόμενης μάζας
- <u>Επιτάχυνση της μεταφερόμενης μάζας, η οποία είναι καύσιμο, με καύση</u> Χημικοί πυραυλοκινητήρες, Ειδικοί πυρηνικοί πυραυλοκινητήρες - <u>Επιτάχυνση της μεταφερόμενης μάζας, η οποία δεν είναι καύσιμο αλλά είναι ηλεκτρικά φορτισμένα σταγονίδια (κολλοειδή)</u> Άτομα, μόρια, πλάσμα (ιόντα και ηλεκτρόνια) - <u>Εκπομπή φωτονίων</u>
B. Παραγωγή ώσης χωρίς επιτάχυνση μεταφερόμενης μάζας
Η κατηγορία αυτή αφορά τα προωθητικά συστήματα του μέλλοντος. Στα οχήματα αυτά δεν μεταφέρεται μάζα για επιτάχυνση - <u>Επιτάχυνση του πλάσματος που υπάρχει στο διάστημα</u> - <u>Αντανάκλαση της ακτινοβολίας που υπάρχει στο διάστημα</u> - <u>Εκμετάλλευση των μαγνητικών πεδίων στο διάστημα</u>
III. Ταξινόμηση με βάση την μεθοδολογία επιτάχυνσης της μεταφερόμενης μάζας
A. Μετατροπή της θερμικής ενέργειας του καυσίμου σε κινητική ενέργεια με την βοήθεια ενός ακροφύσιου Οι πυραυλοκινητήρες αυτοί ονομάζονται θερμικοί
B. Ηλεκτρομαγνητική ή ηλεκτροστατική επιτάχυνση ηλεκτρικά φορτισμένων σωματιδίων Οι πυραυλοκινητήρες αυτοί είναι γνωστοί ως ηλεκτρομαγνητικοί και ηλεκτροστατικοί

Πίνακας 2: Είδη προωθητικών συστημάτων [5].

A. Μεταφερόμενη μάζα να είναι καύσιμο (άμεσοι πυραυλοκινητήρες)
- Χημικά προωθητικά συστήματα με στερεά, υγρά και υβριδικά καύσιμα - Πυρηνικά προωθητικά συστήματα με πυρηνική σχάση - Πυρηνικά προωθητικά συστήματα με σύντηξη πυρήνων - Πυρηνικά προωθητικά συστήματα με μετατροπή ραδιενεργών ουσιών

Β. Μεταφερόμενη μάζα και ξεχωριστή πηγή ενέργειας (έμμεσοι πυραυλοκινητήρες)
- Ηλιακά προωθητικά συστήματα υδρογόνου - Πυρηνικά προωθητικά συστήματα με μεταφορά θερμότητας (θερμοπυρηνικοί πυραυλοκινητήρες) - Ηλιακά - Ηλεκτρικά προωθητικά συστήματα - Πυρηνικά - Ηλεκτρικά προωθητικά συστήματα - Πυρηνικά - Ηλεκτρο - Θερμικά προωθητικά συστήματα - Πυρηνικά - Ηλεκτρο - Μαγνητικά προωθητικά συστήματα - Πυρηνικά - Ηλεκτρο - Στατικά προωθητικά συστήματα
Γ. Υβριδικά προωθητικά συστήματα
Δ. Προωθητικά συστήματα φωτονίων
- Προωθητικά συστήματα με μεταφερόμενη πηγή ενέργειας και μεταφερόμενη μάζα - Προωθητικά συστήματα με εξωτερική πηγή ενέργειας

Ακολουθεί μια σύντομη περιγραφή των βασικότερων χαρακτηριστικών των αντιπροσωπευτικότερων πυραυλικών προωθητικών κινητήρων.

Χημικοί πυραυλοκινητήρες στερεών καυσίμων

Είναι οι απλούστεροι στην κατασκευή και φθηνότεροι πυραυλοκινητήρες (Εικόνα 1). Έχουν ως χαρακτηριστικά τη μικρή χρονικά διάρκεια λειτουργίας και την αδυναμία επαναλειτουργίας μετά από διακοπή [2-5]. Επειδή ο χρόνος λειτουργίας τους είναι πολύ μικρός, δεν απαιτείται ψύξη του θαλάμου καύσης ή του ακροφύσιου εξόδου. Εκτός των διαστημικών εφαρμογών χρησιμοποιούνται σε κινητήρες κατευθυνόμενων βλημάτων, οι οποίοι εφοδιάζονται με δύο πυραυλοκινητήρες στερεών καυσίμων σε σειρά, εκ των οποίων ο ένας χρησιμοποιείται κατά τη φάση της εκτόξευσης και ο άλλος κατά τη φάση της πορείας καταδίωξης.

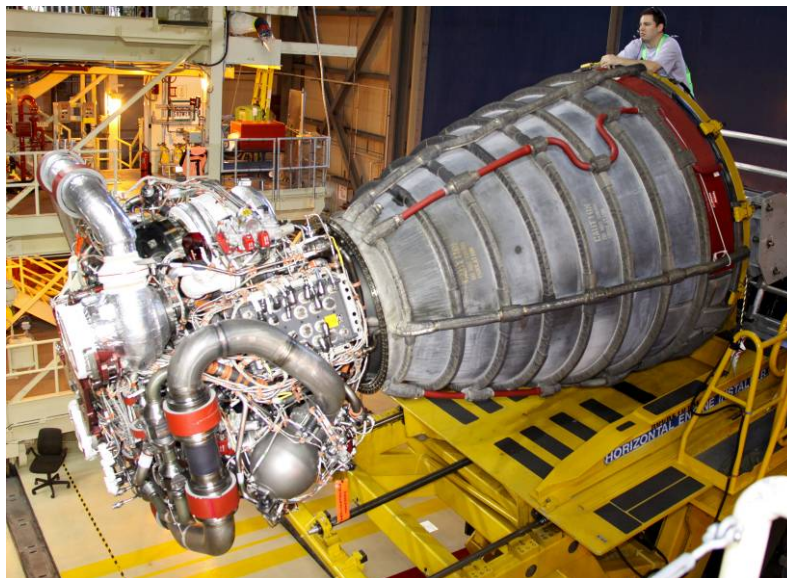


Εικόνα 1. Δοκιμή του πρωτότυπου DM-2 πυραυλικού κινητήρα προώθησης στερεών καυσίμων 5 σταδίων της NASA (Σεπτέμβριος 2010).

Χημικοί πυραυλοκινητήρες υγρών καυσίμων

Σχεδόν όλα τα διαστημικά οχήματα που έχουν εκτοξευτεί μέχρι σήμερα χρησιμοποιούν κινητήρες αυτού του είδους αλλά και τα περισσότερα κατευθυντήρια βλήματα μεγάλου βεληνεκούς (Εικόνα 2). Είναι αρκετά πολύπλοκοι στην κατασκευή τους και χρησιμοποιούν καύσιμο και οξειδωτικό σε υγρή κατάσταση (συνήθως υγρό υδρογόνο και οξυγόνο) τα οποία καίγονται, ενώ ο υπέρθερμος υδρατμός που παράγεται προσφέρει την απαραίτητη ώση. Αναλόγως του συστήματος τροφοδοσίας που έχει επιλεγεί, το μεγάλο πλεονέκτημα που εμφανίζουν οι κινητήρες της κατηγορίας αυτής είναι το γεγονός ότι επιτρέπουν τον εκ του μακρόθεν χειρισμό ώστε να τίθενται σε λειτουργία ή εκτός λειτουργίας κατά βούληση [4].

Αντιθέτως, τα μεγάλα μειονεκτήματά τους έγκεινται (i) στο αυξημένο βάρος της κατασκευής λόγω του συστήματος αποθήκευσης του καυσίμου και οξειδωτικού σε μεγάλου όγκου δεξαμενές υπό πίεση (το 55% του βάρους ενός διαστημόπλοιου με τέτοιους κινητήρες με προορισμό τον Άρη θα αποτελούσε μόνον το προωθητικό), (ii) στο γεγονός ότι τα προωθητικά μίγματα δεν μπορούν να αποθηκευτούν για μεγάλα χρονικά διαστήματα εμφανίζοντας συνεπώς μειωμένη ετοιμότητα εκτόξευσης στην περίπτωση ενδεχόμενης χρήσης τους σε κατευθυντήρια βλήματα και (iii) στους πολύπλοκους ελέγχους και στις πολύπλοκες βοηθητικές κατασκευές που απαιτούνται και άρα στη μειωμένη αξιοπιστία που εμφανίζουν λόγω αυτής της πολυπλοκότητας.



Εικόνα 2. Μηχανικοί της NASA επιθεωρούν έναν από τους κινητήρες υγρών καυσίμων του διαστημικού σκάφους Discovery STS-131 στο Kennedy Space Center της Florida των Η.Π.Α..

Θερμοπυρηνικοί πυραυλοκινητήρες

Οι θερμοπυρηνικοί κινητήρες πυραύλων είναι αντικείμενο μελετών από το 1950 οπότε και κατασκευάστηκαν οι αντιδραστήρες KIWI (KIWI nuclear reactor program) και NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application), με τους οποίους πραγματοποιήθηκαν δεκάδες πειραματικές δοκιμές. Το αποτέλεσμα των δοκιμών αυτών ήταν η σχεδίαση ενός φορέα-πυραύλου που προωθείται από έναν πυρηνικό κινητήρα (Εικόνα 3). Οι πυραυλοκινητήρες αυτής της κατηγορίας εμφανίζουν πολύ μεγάλη ποικιλία κατασκευής [4]. Αν και σε μέγεθος είναι πολύ

μικρότεροι από αυτό των χημικών έχουν μεγάλη απόδοση και παροχή ωστικής ισχύος, με καλύτερη σχέση προωθητικού-βάρους διαστημοπλοίου (κατά προσέγγιση 32% προωθητικό).

Η πυρηνική ενέργεια του καυσίμου μετατρέπεται σε θερμική και ακολούθως σε κινητική μέσω του ακροφύσιου. Οι θερμοπυρηνικοί πυραυλοκινητήρες αντλούν την ενέργειά τους από πυρηνική σχάση ή σύντηξη ή μετατροπή ραδιενεργών ουσιών. Σε έναν θερμοπυρηνικό πυραυλοκινητήρα σχάσης το υλικό το οποίο θα υποστεί πυρηνική σχάση μπορεί να είναι σε στερεή (καρβίδια του ουρανίου UC , UC_2) ή σε υγρή κατάσταση (εξαφθοριούχο ουράνιο, UF_6) [5].

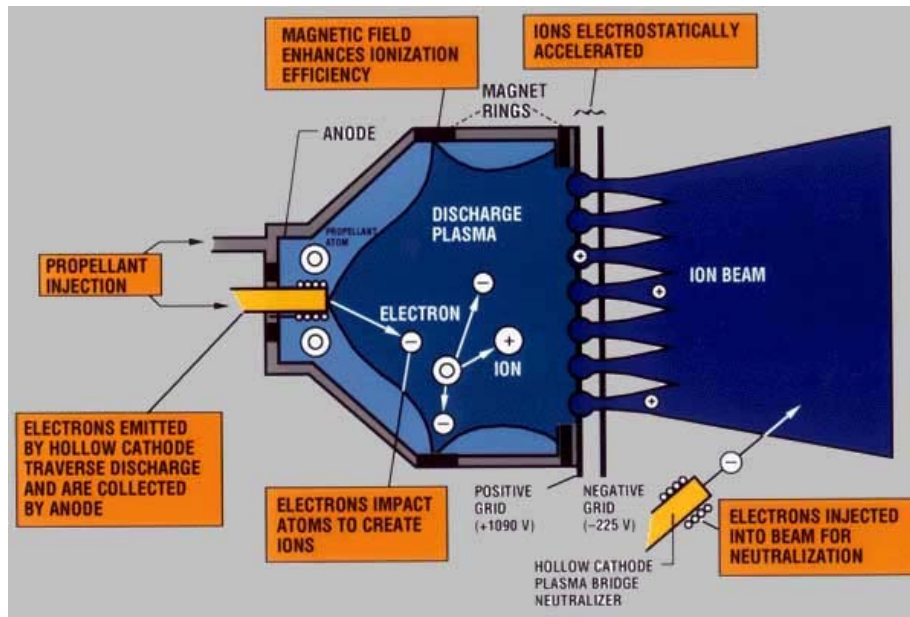
Βασικό μειονέκτημα των διατάξεων αυτών αποτελεί το πρόβλημα της μεταφοράς θερμότητας στην μάζα που χρησιμοποιείται για επιτάχυνση στο ακροφύσιο εξόδου (υδρογόνο H_2 ή υδρίδιο του λιθίου, LiH). Συνήθως το υγρό υδρογόνο που περιέχεται σε δεξαμενές θερμαίνεται, αντί με τη μέθοδο της καύσης με το υγρό οξυγόνο, με έναν πυρηνικό αντιδραστήρα σε θερμοκρασίες άνω των $2000^\circ C$. Οι πυραυλοκινητήρες αυτού του τύπου αποφεύγονται λόγω των συνεπειών που θα προκαλούσε μια απρόοπτη πτώση τους στην επιφάνεια της Γης [2, 4].



Εικόνα 3. Θερμοπυρηνικός πύραυλος σε χαμηλή τροχιά πέριξ της Γης.

Πυραυλοκινητήρες ιόντων

Χαρακτηριστικό της λειτουργίας τους είναι ότι η ώση τους επιτυγχάνεται από την επιτάχυνση θετικών ιόντων ιονίζοντας το καύσιμο με βομβαρδισμό από δέσμη ηλεκτρονίων και επιταχύνοντας τα παραγόμενα θετικά ιόντα με εφαρμογή ισχυρού ηλεκτρικού πεδίου [2-4], ενώ πριν την έξοδο τα ηλεκτρόνια εισάγονται στο ρεύμα εξόδου, ώστε ο κινητήρας να μην αποκτήσει αρνητικό φορτίο (Εικόνα 4). Έχουν πολύ μικρή ωστική δύναμη, αλλά καλύτερη σχέση προωθητικού-βάρους διαστημοπλοίου (κατά προσέγγιση 22% προωθητικό). Το κύριο πλεονέκτημά τους είναι η μηδαμινή θερμική και μηχανική καταπόνηση που υφίστανται. Ένας πολύ μικρός κινητήρας του είδους δοκιμάστηκε στο αμερικανικό διαστημόπλοιο Deep Space 1 [2-4].



Εικόνα 4. Αρχή λειτουργίας πυραυλοκινητήρα ιόντων.

Ηλεκτρομαγνητικοί ή Ηλεκτροδυναμικοί πυραυλοκινητήρες

Οι ηλεκτρομαγνητικοί πυραυλοκινητήρες είναι επίσης γνωστοί και ως ηλεκτροδυναμικοί πυραυλικοί κινητήρες. Η δύναμη που επιταχύνει την μεταφερόμενη μάζα για την δημιουργία της ώσης είναι η γνωστή δύναμη Lorentz. Όπως είναι γνωστό σ' έναν διαρρεόμενο από ηλεκτρικό ρεύμα αγωγό ο οποίος βρίσκεται σε μαγνητικό πεδίο ενεργεί μία δύναμη κάθετη στο μαγνητικό πεδίο και την διεύθυνση του ηλεκτρικού ρεύματος. Στην περίπτωση των ηλεκτρομαγνητικών πυραυλοκινητήρων αντί του ηλεκτρικού αγωγού υπάρχει πλάσμα [5]. Το μαγνητικό πεδίο μπορεί να είναι μόνιμο ή διακεκομμένο, καθώς επίσης σταθερό ή εναλλασσόμενο. Υπάρχουν δυο βασικοί τύποι ηλεκτρομαγνητικών πυραυλοκινητήρων [2-5]:

- α) Με επιταχυντή ορμής (ασυνεχής επιτάχυνση) και
- β) Με συνεχή επιταχυντή.

Οι δύο αυτοί τύποι παρουσιάζουν αρκετές παραλλαγές στα είδη ηλεκτρομαγνητικών πυραυλοκινητήρων. Ενδεικτικά αναφέρονται τα ακόλουθα [5]:

- Πυραυλοκινητήρας με εγκάρσιο επιταχυντή
- Πυραυλοκινητήρας με επιταχυντή τύπου Hall
- Πυραυλοκινητήρας με γραμμικό επιταχυντή
- Πυραυλοκινητήρας ιόντων τύπου Hall.
- Πυραυλοκινητήρας με επιταχυντή ορμής χωρίς ηλεκτρόδια
- Πυραυλοκινητήρας με επιταχυντή ορμής και ηλεκτρόδια

Μαγνητοπλάσμοδυναμικοί πυραυλοκινητήρες

Επιταχύνουν φορτισμένα σωματίδια χρησιμοποιώντας μαγνητικά αντί ηλεκτρικά πεδία. Και αυτοί έχουν μικρή ωστική δύναμη (τριπλάσια από των ιοντικών), αλλά η σχέση προωθητικού-βάρους διαστημοπλοίου μπορεί να ποικίλει από 6,7 έως 31% προωθητικό (ανάλογα με την ώση που θα τους ζητηθεί να παράγουν). Σε συνεργασία της NASA με τη Ρωσία, την Ιαπωνία και τη Γερμανία, έχει αναπτυχθεί

ένα πρωτότυπο μαγνητοπλάσμοδυναμικού πυραυλοκινητήρα ισχύος 1 MW (Εικόνα 5).

Αν και η ώθηση που προσφέρουν οι κινητήρες πλάσματος είναι αστεία μπροστά στη μεγάλη ώθηση των χημικών πυραυλοκινητήρων, το γεγονός ότι μπορούν να λειτουργήσουν επί χρόνια, έχει ως πλεονέκτημα η τελική ταχύτητα του οχήματος που τους χρησιμοποιεί να είναι πολλαπλάσια εκείνης που μπορούν να πετύχουν οι συμβατικοί πυραυλοκινητήρες [2-4].



Εικόνα 5. Το πρωτότυπο μαγνητοπλάσμοδυναμικού πυραυλοκινητήρα της εταιρείας Alta.

Παλμοεπαγωγικοί πυραυλοκινητήρες

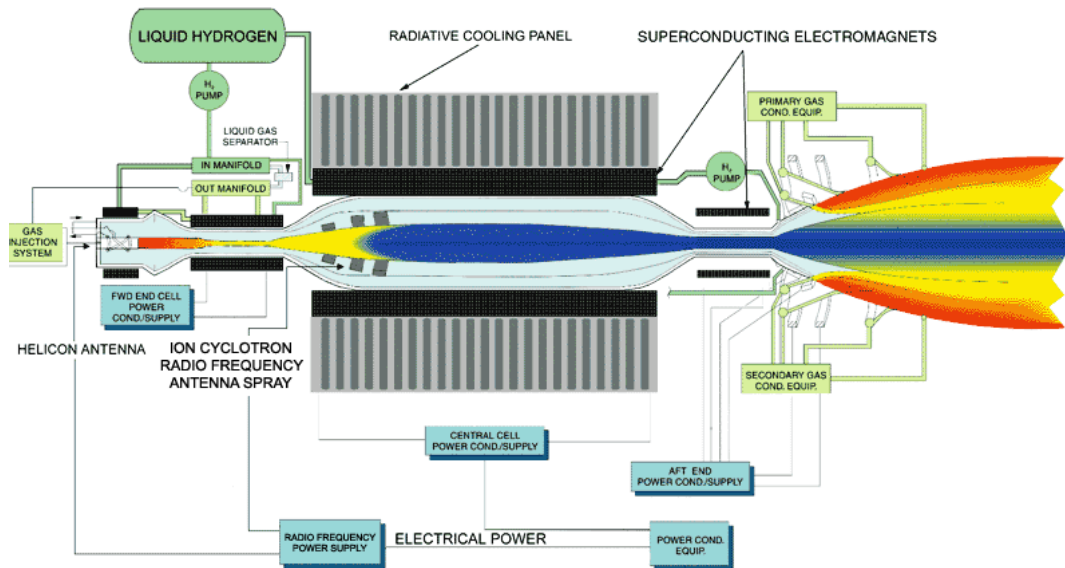
Όπως και οι μαγνητοπλάσμοδυναμικοί χρησιμοποιούν μαγνητικά πεδία για την επιτάχυνση της μεταφερόμενης μάζας, αφού αυτή πρώτα ιονιστεί μέσω ηλεκτρικής εκκένωσης με τη βοήθεια ειδικής διάταξης πυκνωτών [4]. Επειδή δε χρησιμοποιούν ηλεκτρόδια δε φθείρονται. Η σχέση προωθητικού-βάρους διαστημοπλοίου είναι κατά προσέγγιση 14%.

Πυραυλοκινητήρες Μαγνητοπλάσματος Μεταβλητής Ειδικής Ωθησης VASIMR

Οι πυραυλοκινητήρες Μαγνητοπλάσματος Μεταβλητής Ειδικής Ωθησης (Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket, VASIMR) έχουν ενδιάμεση ωστική δύναμη και πολύ καλή σχέση προωθητικού-βάρους διαστημοπλοίου (2,4-46% προωθητικό ανάλογα με την ώση). Το καύσιμο (υδρογόνο) ιονίζεται από ραδιοκύματα και οδηγείται μέσω μαγνητικών πεδίων σε ένα κεντρικό θάλαμο, όπου τα φορτισμένα σωματίδια ακολουθούν μια φθίνουσα σπειροειδή πορεία μέχρι να φτάσουν στην έξοδο, αφού περάσουν πρώτα από ένα πηνίο στραγγαλισμού, που ελέγχει την εξερχόμενη ποσότητα (Εικόνα 6) [2-4]. Μέσα στο θάλαμο καύσης το πλάσμα φτάνει τους 10^7 °C.

Οι πυραυλοκινητήρες VASIMR (Εικόνα 7) πέρα από λύση στο πρόβλημα του πυραύλου, που θα χρησιμοποιηθεί για επανδρωμένη πτήση στον Άρη, θα μπορούσαν να αποτελέσουν και τον πρόγονο ενός πυραυλοκινητήρα πυρηνικής σύντηξης με ισχύ 10 έως 100 GW, ο οποίος θα ήταν δυνατό να χρησιμοποιηθεί όχι μόνο για διαπλανητικά, αλλά και για διαστρικά ταξίδια, αν και η ελεγχόμενη σύντηξη δεν έχει επιτευχθεί ακόμα με τρόπο αποδοτικό για τέτοια χρήση [2-4].

Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket Concept



Εικόνα 6. Αρχή λειτουργίας πυραυλοκινητήρα μαγνητοπλάσματος μεταβλητής ειδικής ώθησης (VASIMR).



Εικόνα 7. Κατασκευή του πρωτότυπου VX-200 πυραυλοκινητήρα μαγνητοπλάσματος μεταβλητής ειδικής ώθησης (VASIMR) της εταιρείας Ad Astra.

Φωτονικοί πυραυλοκινητήρες

Οι κινητήρες αυτοί βασίζονται στην εκπομπή ενός ρεύματος φωτονίων (κβάντων φωτός), με τον σκοπό να εκμεταλλευτούν την ώση την οποία αναπτύσσουν εξ αντίδρασης. Η ώση γίνεται υπολογίσιμη εξαιτίας της πάρα πολύ υψηλής ταχύτητας

με την οποία τα εκπεμπόμενα φωτόνια μπορούν να κινηθούν [4]. Ο τύπος αυτός κινητήρα εξασφαλίζει λειτουργία για απεριόριστο χρόνο, αλλά μπορεί να χρησιμοποιηθεί μόνο στο διαστημικό κενό όπου δεν υπάρχουν τριβές (έστω και ελάχιστες).

5. Κατάταξη προωθητικών υλών

Όπως αναφέρθηκε παραπάνω, ως *προωθητικό* ονομάζεται το μίγμα κατάλληλα επιλεγμένων χημικών υλών (καύσιμο και οξειδωτικό) το οποίο δύναται να υποστεί χημική μετατροπή από την οποία να παραχθεί ώση. Οι ουσίες αυτές ονομάζονται και με τον διεθνή όρο *propergol* που ήρθε στην επικαιρότητα με τη σύγχρονη τεχνική των βλημάτων και προσδιορίζει μια ουσία ικανή να παράγει ενέργεια (*ergol*) για να πραγματοποιηθεί μια προώθηση. Τα προπεργκόλ διακρίνονται σε μονοεργκόλ (*monoergol*), δηλαδή υλικά που περιλαμβάνουν από τη σύνθεσή τους και το καύσιμο και το οξειδωτικό, σε διεργκόλ (*bi-ergol*), δηλαδή υλικά που προορίζονται να συνδυαστούν για την ανάπτυξη προωθητικής ισχύος και σε υπερεργκόλ (*hypergol*), ουσίες που όταν έρθουν σε επαφή αντιδρούν ακαριαία και παράγουν την ενέργεια η οποία χρειάζεται για την ανάπτυξη προωθητικής ισχύος [3, 4].

Η *καύσιμη ύλη* (*fuel*) είναι αυτή της οποίας η καύση όταν αντιδρά με το οξυγόνο παράγει αέρια προϊόντα τα οποία χρησιμοποιούνται στην προώθηση του πυραυλικού κινητήρα. Η *οξειδωτική ύλη* (*oxidizer*) είναι το μέσο το οποίο απελευθερώνει το οξυγόνο που είναι απαραίτητο για την αντίδραση καύσης. Ο λόγος της μάζας του οξειδωτικού μέσου προς τη μάζα της καύσιμης ύλης καλείται λόγος *καυσίμου μίγματος* (*mixture ratio*).

Μέτρο για την κατάταξη των πυραυλικών προωθητικών υλών ως προς την απόδοσή τους αποτελεί η ειδική ώθηση, η οποία όπως ορίστηκε προηγουμένως, δείχνει την μάζα η οποία υφίσταται ώση ανά μονάδα καταναλισκόμενης μάζας της προωθητικής ύλης και ανά μονάδα χρόνου ($\text{lb ώσης/lb καυσίμου/s}$ ή $\text{kg ώσης/kg καυσίμου/s}$). Παρότι η ειδική ώθηση εξαρτάται από τον τύπο του προωθητικού, οι ακριβής τιμή της μεταβάλλεται σε κάποιον βαθμό συναρτήσει των συνθηκών λειτουργίας στον θάλαμο καύσης και εν γένει από τον σχεδιασμό του πυραυλικού κινητήρα.

Τα προωθητικά κατατάσσονται με βάση την φυσική τους κατάσταση σε

- υγρά
- στερεά και
- υβριδικά.

Στη συνέχεια γίνεται μια περιγραφή των χαρακτηριστικών των προωθητικών υλών κάθε κατηγορίας που έχουν χρησιμοποιηθεί ή χρησιμοποιούνται σήμερα σε αεροδιαστημικές εφαρμογές.

5.1. Υγρά προωθητικά (*Liquid propellants*)

Στις πυραυλικές διατάξεις με κινητήρες όπου χρησιμοποιούνται υγρά προωθητικά, η καύσιμη ύλη και το οξειδωτικό βρίσκονται αποθηκευμένα σε χωριστές δεξαμενές και τροφοδοτούνται στο θάλαμο καύσης μέσω ενός συστήματος ειδικά διαστασεολογημένων και κατασκευασμένων σωληνώσεων, βαλβίδων και αντλιών.

Αποτελούν τα σημαντικότερα είδη καυσίμων πυραύλων και σύμφωνα με τον Παπαευαγγέλου [6] διαιρούνται σε δυο κατηγορίες:

(i) Μονοκαύσιμα (monopropellants)

Αποτελούνται από ένα μόνο συστατικό, που κατά τη βίαιη αποσύνθεσή του μετατρέπεται σε μίγμα αερίων. Τα αέρια αυτά με μεγάλη ταχύτητα εξέρχονται από το ακροφύσιο εξασφαλίζοντας έτσι την πρόωσή του εξ αντιδράσεως. Δεν πρόκειται συνεπώς για καύσιμα με την κλασσική έννοια του όρου αλλά για προωθητικά δια διασπάσεως. Συνηθέστερα είναι το υπεροξειδίο του υδρογόνου (H_2O_2) και το νιτρομεθάνιο (CH_3NO_2). Η χρήση τους είναι περιορισμένη λόγω της αστάθειάς τους, γεγονός που δημιουργεί σοβαρά προβλήματα ασφάλειας κατά την αποθήκευσή τους [3, 4, 6, 7].

(ii) Διπλά καύσιμα (bipropellants)

Είναι τα σπουδαιότερα και συνηθέστερα, όχι μόνο από τα υγρά καύσιμα, αλλά από όλες τις προωθητικές ουσίες που προορίζονται για πυραύλους. Το καύσιμο και το οξειδωτικό μέσο περιέχονται σε χωριστές δεξαμενές και φέρονται σε επαφή μόνο κατά τη στιγμή πυροδοτήσεως του πυραύλου. Αυτό έχει σαν συνέπεια η ετοιμότητα χρήσεως των πυραύλων με υγρά καύσιμα να είναι μικρότερη από αυτή στους πυραύλους με στερεά καύσιμα, έχουν όμως πολύ μεγαλύτερη προωθητική ισχύ. Η εισαγωγή τους στο θάλαμο καύσεως γίνεται συνήθως με τη βοήθεια αδρανούς αερίου π.χ. άζωτο N_2 [6].

Οι κινητήρες που χρησιμοποιούν υγρά προωθητικά είναι πιο σύνθετοι στην κατασκευή από τους αντίστοιχους κινητήρες που χρησιμοποιούν προωθητικά σε στερεά κατάσταση, αν και εμφανίζουν συγκριτικά πλεονεκτήματα, κυρίως λόγω της δυνατότητας ελέγχου της ροής του προωθητικού στο θάλαμο καύσης, γεγονός που παρέχει τη δυνατότητα χειρισμών του κινητήρα σε διάφορες καταστάσεις λειτουργίας του, όπως παύση, επανεκκίνηση, στραγγαλισμός κλπ.

Τα υγρά προωθητικά υψηλής απόδοσης είναι εκείνα με υψηλή τιμή ειδικής ώθησης, δυνήκ να παρέχουν αέρια με πολύ μεγάλη ταχύτητα εξόδου [3, 7]. Για να επιτευχθούν μεγάλες ταχύτητες εξόδου καυσαερίων, απαιτείται η χρήση κατάλληλων ιδιοτήτων υγρών προωθητικών τα οποία οδηγούν στην επίτευξη πολύ υψηλών θερμοκρασιών στον θάλαμο καύσης, αλλά ταυτόχρονα και στην παραγωγή καυσαερίων πολύ μικρού μοριακού βάρους. Άλλη βασική παράμετρος που πρέπει να ληφθεί υπόψη στην επιλογή τέτοιων υλών είναι η πυκνότητα του προωθητικού, μετρημένη στις συνθήκες πίεσης και θερμοκρασίας που επικρατούν τόσο στην Γη, όσο και κατά την πορεία του πυραυλικού συστήματος μετά την εκτόξευσή του εκτός Γήινης ατμόσφαιρας. Η χρήση προωθητικών χαμηλής πυκνότητας απαιτεί αποθηκευτικές δεξαμενές μεγαλύτερου όγκου, οδηγώντας στην αύξηση της μάζας του συστήματος εκτόξευσης [7].

Ένας ακόμη βασικής σημασίας παράγοντας είναι και η θερμοκρασία αποθήκευσης της προωθητικής ύλης. Για τα προωθητικά με χαμηλές θερμοκρασίες αποθήκευσης (π.χ. κρυογενικά προωθητικά, cryogenic propellants) απαιτούνται πρόσθετα θερμομονωτικά υλικά, αυξάνοντας έτσι την μάζα του συστήματος εκτόξευσης [3, 7].

Μείζονος σημασίας είναι και η τοξικότητα του προωθητικού καθώς κίνδυνοι εγκυμονούν κατά τους χειρισμούς κατά τη μεταφορά, φόρτωση και αποθήκευση και ειδικά μέτρα ασφαλείας θα πρέπει να τίθενται σε εφαρμογή για προωθητικές ύλες υψηλής τοξικότητας. Δεν θα πρέπει επίσης να παραβλεφθεί το γεγονός ότι ορισμένες

υγρές προωθητικές ύλες εμφανίζουν έντονη διαβρωτική συμπεριφορά, με συνέπεια την αναγκαία χρήση εξειδικευμένων υλικών για την κατασκευή του πυραυλικού συστήματος με υψηλή αντίσταση στη διάβρωση έναντι του εκάστοτε προωθητικού [7].

Τα υγρά προωθητικά μπορούν να ταξινομηθούν σε τρεις τύπους [3-4, 6, 7]:

- παράγωγα του πετρελαίου
- κρυογενικά (cryogenics) και
- υπεργκόλ (hypergol).

Ακολουθεί μια σύντομη περιγραφή για κάθε τύπο.

Πετρελαϊκά παράγωγα

Προκύπτουν ως προϊόντα της διύλισης του αργού πετρελαίου και αποτελούν πολυσυστατικά, πολυφασικά μίγματα υδρογονανθράκων (οργανικές ενώσεις που αποτελούνται μόνον από άτομα άνθρακα C και υδρογόνου H₂). Κυρίως τα υγρά προωθητικά αυτής της κατηγορίας αφορούν κηροζίνη πολύ υψηλής καθαρότητας (highly refined kerosene) με κωδική ονομασία στις Η.Π.Α. RP-1. Συνήθως χρησιμοποιούνται σε συνδυασμό με υγροποιημένο οξυγόνο (liquid oxygen, ή LOX) ως οξειδωτικό μέσο [3, 7]. Η κηροζίνη αυτής της κατηγορίας έχει μικρότερη τιμή ειδικής ώθησης σε σύγκριση με τα κρυογενικά καύσιμα αλλά εμφανίζει καλύτερη απόδοση σε σχέση με τα προωθητικά του τύπου υπεργκόλ.

Αν και οι πρώτες προδιαγραφές για το καύσιμο RP-1 εμφανίζονται ήδη από το 1957, οπότε και διαφάνηκε η αναγκαιότητα χρήσης ενός καθαρού πετρελαϊκού πυραυλικού καυσίμου [3], ακόμα και με τις νέες υπάρχουσες προδιαγραφές οι κινητήρες που χρησιμοποιούν το καύσιμο αυτό παράγουν ανεπιθύμητα παραπροϊόντα (άκαυστοι υδρογονάνθρακες και αιθάλη που επικάθονται στον εγχυτήρα, άκαυστο υπόλειμμα που επικάθεται στις ψυχόμενες περιοχές του κινητήρα κλπ) τα οποία μειώνουν τον χρόνο λειτουργίας τους [7].

Μίγματα υγρού οξυγόνου και RP-1 χρησιμοποιήθηκαν ως προωθητικά σε πρώτου επιπέδου πυραύλους εκτόξευσης (first-stage boosters) των οχημάτων εκτόξευσης Atlas, Delta II, Saturn 1B και Saturn V.

Κρυογενικά προωθητικά

Αποτελούνται από υγροποιημένα αέρια που βρίσκονται αποθηκευμένα σε πολύ χαμηλές θερμοκρασίες. Κυρίως χρησιμοποιείται το υγρό υδρογόνο (liquid hydrogen, LH₂) ως καύσιμο και το υγρό οξυγόνο (liquid oxygen, LO₂ ή LOX) ως το οξειδωτικό. Το υδρογόνο υγροποιείται σε θερμοκρασίες κάτω του σημείου βρασμού του (-253°C) ενώ το οξυγόνο παραμένει σε υγρή κατάσταση σε θερμοκρασίες κάτω των -183°C [8]. Οι πολύ χαμηλές αυτές θερμοκρασίες καθιστούν τα κρυογενικά καύσιμα δύσκολα στην αποθήκευση για μεγάλες χρονικές περιόδους. Σε αυτό το μειονέκτημά τους οφείλεται το γεγονός ότι δεν είναι επιθυμητά για χρήση σε στρατιωτικούς πυραύλους, καθώς θα έπρεπε να βρίσκονται σε ετοιμότητα εκτόξευσης για μήνες [3]. Συν τοις άλλοις, η πολύ μικρή πυκνότητα του υγρού υδρογόνου (0.071 g/cm³) οδηγεί στην απαίτηση δεξαμενών πολλαπλάσιου όγκου σε σύγκριση με άλλα καύσιμα.

Παρά τα μειονεκτήματα το υγρό υδρογόνο εμφανίζει τιμές ειδικής ώθησης κατά 30-40% υψηλότερες σε σύγκριση με τα περισσότερα πυραυτικά καύσιμα κλασικού τύπου, όπως η κηροζίνη, ενώ δεν θα πρέπει να παραληφθεί το γεγονός της απουσίας ρύπων καθώς τα καυσάεiria που παράγονται είναι υπέρθερμοι υδρατμοί

(H₂O). Επίσης το υγρό υδρογόνου δεν έχει καθόλου χρώμα και οσμή, δεν είναι τοξικό, δεν διαβρώνει τις δεξαμενές, δεν προξενεί ερεθισμούς ή παρόμοια φαινόμενα στα άτομα που το χειρίζονται, μπορεί να διατηρηθεί για πολύ σε δεξαμενές χωρίς να αλλοιωθεί ή να αποσυντεθεί [3, 8]. Για τη μεταφορά και αποθήκευση του υγρού υδρογόνου χρησιμοποιούνται δεξαμενές με διπλά τοιχώματα, με ατμοσφαιρική μόνωση, γιατί, με την απορρόφηση μικρού ποσού θερμότητας εξατμίζεται ταχύτατα.

Υγρό οξυγόνο και υγρό υδρογόνο έχουν χρησιμοποιηθεί ως προωθητικά σε υψηλής επιτελεστικότητας πυραυλοκινητήρες διαστημικών λεωφορείων (space shuttles). Μίγματα LOX/LH₂ χρησιμοποιήθηκαν στις πρώτες φάσεις εκτόξευσης των πυραύλων Saturn 1B και Saturn V αλλά και του Centaur, του πρώτου πυραύλου των Η.Π.Α. που το 1962 βασίστηκε εξ ολοκλήρου σε μίγμα LOX/LH₂ ως προωθητικό [7, 8] αλλά και των προωθητικών συστημάτων εκτόξευσης 1^{ου} σταδίου και άλλων αποστολών όπως αυτής του Discovery (Εικόνα 8).



Εικόνα 8. Το διαστημικό λεωφορείο Discovery κατά την εκτόξευσή του στις 23 Οκτωβρίου του 2007 από το Kennedy Space Center της Florida των Η.Π.Α. (αποστολή STS-120).

Άλλα κρυογενικά καύσιμα που χρησιμοποιούνται σε διαστημικά προωθητικά συστήματα είναι το υγρό μεθάνιο (σημείο βρασμού -162°C) το οποίο μαζί με υγρό οξυγόνο αποτελούν ένα καθαρό, μη τοξικό καύσιμο με απαίτηση δεξαμενών αποθήκευσης μικρότερων όγκων σε σχέση με τα κοινά προωθητικά υπεργκόλ [7]. Αν και προωθητικά LOX/μεθανίου δεν έχουν τύχει χρήσης στην αεροδιαστημική πλην ελαχίστων σε δοκιμές στο έδαφος, εν τούτοις υποστηρίζεται από πολλούς ερευνητές ότι οι μελλοντικές διαστημικές αποστολές προς τον πλανήτη Άρη πιθανότατα θα

χρησιμοποιούν ως προωθητικό LOX/μεθάνιο, καθώς είναι δυνατόν να μπορεί να παραχθεί μεθάνιο in-situ από πρώτες ύλες στον Άρη.

Στην ίδια κατηγορία ανήκει και το υγροποιημένο φθόριο F_2 (σημείο βρασμού - 188°C) με βάση το οποίο έχουν αναπτυχθεί στο παρελθόν και δοκιμαστεί με επιτυχία πυραυλικοί κινητήρες. Αν και δεν μπορεί να χαρακτηριστεί ως άκρως τοξικό αέριο, το φθόριο είναι το πιο οξειδωτικό χημικό στοιχείο του Περιοδικού Πίνακα το οποίο αντιδρά βιαιώς με οποιοδήποτε χημικό στοιχείο ή χημική ουσία (εκτός του αζώτου και ενώσεων που έχουν ήδη υποστεί φθορίωση). Η χρήση του σε πυραυλικούς κινητήρες επιφέρει αξιοσημείωτα αποτελέσματα [3], γι' αυτό και αναμιγνύεται με LOX βελτιώνοντας την απόδοση πυραυλοκινητήρων βασισμένων σε LOX ως την οξειδωτική ύλη (το παραγόμενο μίγμα καλείται FLOX), αν και η εν γένει τοξικότητά του οδήγησε στο να εγκαταλειφθεί ως λύση από τα περισσότερα εμπλεκόμενα με την αεροδιαστημική τεχνολογία έθνη (αν και η ουσία πενταφθοριούχο χλώριο, ClF_5 , θεωρείται από πολλούς ως κατάλληλη για οξειδωτικό σε πτήσεις στο απώτερο Διάστημα).

Προωθητικά τύπου υπεργκόλ (hypergolic propellants)

Τα προωθητικά τύπου υπεργκόλ είναι καύσιμες και οξειδωτικές ύλες οι οποίες όταν έρθουν σε επαφή αναφλέγονται αυθόρμητα, γεγονός που σημαίνει ότι δεν απαιτούν την παρουσία εναύσματος (φλόγα, σπινθήρας, διάπυρη επιφάνεια, ακτινοβολία κλπ). Η ευκολία στην εκκίνηση και επανεκκίνηση των συστημάτων που χρησιμοποιούν υπεργκόλ, τα καθιστούν ιδανικά για διαστημικά προωθητικά συστήματα ελιγμών. Επιπρόσθετα, παραμένουν σε υγρή κατάσταση σε συνήθεις συνθήκες διευκολύνοντας την αποθήκευσή τους σε σύγκριση με τα κρυογενικά προωθητικά αν και εμφανίζουν υψηλή τοξικότητα, γι' αυτό και θα πρέπει να χειρίζονται με πολύ μεγάλη προσοχή [3, 7].

Στην κατηγορία αυτή ανήκουν οι χημικές ενώσεις υδραζίνη, N_2H_4 , (hydrazine), μονομεθυλο-υδραζίνη, $(CH_3)NH(NH_2)$, (monomethyl hydrazine ή MMH), μη συμμετρική διμεθυλο-υδραζίνη, $(CH_3)_2N(NH_2)$, (unsymmetrical dimethyl hydrazine ή UDMH) [7]. Αν και η υδραζίνη εμφανίζει την βέλτιστη συμπεριφορά ως πυραυλικό καύσιμο, το σχετικά υψηλό σημείο πήξεως (2°C) και η χαμηλή θερμική της σταθερότητα αποτελούν περιορισμούς στην χρήση της σε πυραυλικές εφαρμογές, παρότι στον 2^ο Παγκόσμιο Πόλεμο χρησιμοποιήθηκε ως καύσιμο του Messerschmitt Me 163 Komet, του πρώτου πυραυλοκίνητου μαχητικού αεροσκάφους σχεδιασμένο από τον Γερμανό Alexander Lippisch. Η μονομεθυλο-υδραζίνη εμφανίζει μεγαλύτερη σταθερότητα (σημείο πήξης -52°C) και έχει χρησιμοποιηθεί ως προωθητικό σε διαστημικές εφαρμογές, ενώ η μη συμμετρική διμεθυλο-υδραζίνη εμφανίζει το χαμηλότερο σημείο πήξης (-57°C) και άρα λόγω της μεγάλης θερμικής σταθερότητάς της χρησιμοποιείται σε μεγάλων διαστάσεων κινητήρες οχημάτων εκτόξευσης με αναγεννητική ψύξη (large regeneratively cooled engines), αν και η απόδοσή της είναι η χαμηλότερη σε σύγκριση με τα υπόλοιπα παράγωγα της υδραζίνης [3, 7]. Εκτός των άλλων χρησιμοποιούνται και μίγματα παραγώγων της υδραζίνης, όπως αυτό που αποτελείται από 50% κ.β. UDMH και 50% κ.β. υδραζίνη (κοινή ονομασία Aerozine 50), το οποίο εμφανίζει την ίδια θερμική σταθερότητα με την UDMH αλλά καλύτερη απόδοση [7].

Ως οξειδωτικό μέσο με τα παράγωγα της υδραζίνης χρησιμοποιείται το τετροξειδίο του αζώτου (N_2O_4 , nitrogen tetroxide ή NTO) ή το τύπου III-A νιτρικό οξύ (inhibited red-fuming nitric acid, IRFNA) το οποίο αποτελείται κυρίως από νιτρικό οξύ (HNO_3), 14% κ.β. άζωτο (N_2), 1,5 έως 2,5% κ.β. νερό (H_2O) και 0,6% υδροφθόριο

(HF) ως αναστολέα διάβρωσης. Το τετροξειδίο του αζώτου εμφανίζει χαμηλή διαβρωτική συμπεριφορά σε σχέση με το νιτρικό οξύ και καλύτερη απόδοση, μολονότι το σημείο πήξης του είναι υψηλότερο ($-11,2^{\circ}\text{C}$), αν και μπορεί να μειωθεί με την προσθήκη μονοξειδίου του αζώτου (NO) οπότε και το προκύπτον μίγμα καλείται αναμεμιγμένα οξείδια του αζώτου (mixed oxides of nitrogen, MON), με γνωστότερα τα αναμίγματα MON-3 με σημείο πήξης -15°C και MON-25 με σημείο πήξης -55°C (περιέχοντα 3 και 25% κ.β. μονοξειδίο του αζώτου αντίστοιχα) [7].

Τα οχήματα εκτόξευσης τύπου Titan και οι εξελιγμένοι πύραυλοι Delta II χρησιμοποίησαν ως προωθητικό το μίγμα NTO/Aerazine 50, ενώ το μίγμα NTO/MMH χρησιμοποιήθηκε σε συστήματα ελιγμών για τη διόρθωση της τροχιάς των διαστημικών λεωφορείων. Επίσης, το μίγμα IRFNA/UDMH έχει χρησιμοποιηθεί στους στρατιωτικούς πυραύλους τακτικών επιχειρήσεων τύπου Lance με κατασκευαστή τον Στρατό των Η.Π.Α. (1972-1991).

Η υδραζίνη έχει χρησιμοποιηθεί εκτός των άλλων και ως μονοκαύσιμο (monopropellant) σε κινητήρες καταλυτικής αποικοδόμησης (catalytic decomposition engines) όπου υγρό καύσιμο διασπάται σε αέρια υψηλής θερμοκρασίας παρουσία καταλύτη. Η αποικοδόμηση της υδραζίνης παράγει ως προϊόντα είτε μίγμα υδρογόνου και αζώτου, είτε μίγμα αμμωνίας και αζώτου, τα οποία αναπτύσσουν θερμοκρασίες της τάξης των 1100°C και ειδική ώθηση 230 - 240 s.

Λοιπά υγρά προωθητικά

Εκτός των παραπάνω κατηγοριών και άλλες προωθητικές ύλες έχουν χρησιμοποιηθεί στο παρελθόν, οι οποίες και αξίζει στο σημείο αυτό να μνημονευθούν, όχι μόνο για λόγους πληρότητας. Έτσι, στα παρακάτω παρατίθενται τα βασικά τους χαρακτηριστικά.

Στις απαρχές της πυραυλικής επιστήμης ως καύσιμες ύλες χρησιμοποιήθηκαν και οι αλκοόλες. Οι πύραυλοι V-2 των Ναζί και Redstone των Η.Π.Α. χρησιμοποιούσαν ως καύσιμο μίγμα υδροποιημένου οξυγόνου LOX και αιθυλικής αλκοόλης ($\text{CH}_3\text{CH}_2\text{OH}$) διαλυτοποιημένης σε νερό για τη μείωση της θερμοκρασίας στον θάλαμο καύσης. Με την ανάπτυξη αποτελεσματικότερων καυσίμων η χρήση αλκοολών σταμάτησε.

Το υπεροξειδίο του υδρογόνου (H_2O_2) χρησιμοποιήθηκε ως οξειδωτικό μέσο λόγω της ιδιότητάς του να διασπάται απελευθερώνοντας ατομικό οξυγόνο [O], στον Βρετανικό πύραυλο Black Arrow. Σε υψηλές συγκεντρώσεις (85-95% κ.β. H_2O_2) το υπεροξειδίο του υδρογόνου καλείται υπεροξειδίο δοκιμών (high-test peroxide ή HTP). Τόσο η απόδοση όσο και η πυκνότητα του HTP είναι αντίστοιχες αυτών του νιτρικού οξέος, χωρίς να εμφανίζει την ίδια τοξικότητα και διαβρωτική συμπεριφορά, αν και το σημείο πήξεώς του είναι υψηλό. Παρουσία ειδικού καταλύτη το HTP διασπάται σε οξυγόνο και υπέρθερμο ατμό αποδίδοντας ειδική ώθηση της τάξης των 150 s. Αν και δεν χρησιμοποιήθηκε με επιτυχία ως οξειδωτικό μέσο σε μεγάλης κλίμακας εφαρμογές διπλών καυσίμων (bi-propellant), εν τούτοις χρησιμοποιήθηκε ως μονοκαύσιμο (monopropellant).

Το υποξειδίο του αζώτου (N_2O , nitrous oxide) χρησιμοποιήθηκε και ως οξειδωτικό μέσο και ως μονοκαύσιμο (monopropellant). Το υποξειδίο του αζώτου με την παρουσία ειδικού καταλύτη υφίσταται διάσπαση η οποία είναι έντονα εξώθερμη στα αέρια προϊόντα άζωτο και οξυγόνο, αποδίδοντας ειδική ώθηση της τάξης των 170 s.

5.2. Στερεά προωθητικά (Solid propellants)

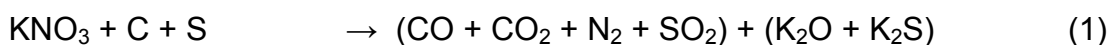
Οι πυραυλικοί κινητήρες που χρησιμοποιούν στερεά καύσιμα είναι οι απλούστεροι στην κατασκευή έναντι των υπολοίπων. Αποτελούνται από ένα περίβλημα από ειδικό χάλυβα, γεμισμένο με ένα μίγμα στερεών ουσιών (που αποτελείται από το καύσιμο και το οξειδωτικό) το οποίο καίγεται ταχύτατα παράγοντας θερμά αέρια τα οποία καθώς αποβάλλονται από το ακροφύσιο παράγουν ώση. Πολλές φορές τοποθετούνται επιπρόσθετα ειδικά σχεδιασμένα πλέγματα για τη συγκράτηση των κόκκων του προωθητικού μίγματος κατά την καύση. Τα στερεά προωθητικά κατά την ανάφλεξή τους καίγονται από το εσωτερικό προς το εξωτερικό της διατομής του προωθητικού γεμίσματος, κατά συνέπεια το προωθητικό λειτουργεί και ως θερμομονωτικό του θαλάμου καύσης [5]. Η γεωμετρία του καναλιού καθορίζει την ταχύτητα καύσης, άρα εμμέσως ελέγχει και την παραγωγή ώσης. Σε αντίθεση με τους πυραυλοκινητήρες που χρησιμοποιούν υγρά προωθητικά, οι κινητήρες στερεών προωθητικών δεν μπορούν να σταματήσουν από τον χειριστή. Άπαξ και πυροδοτηθούν θα καιν μέχρις ότου να εξαντληθεί το προωθητικό.

Σύμφωνα με τον Παπαευαγγέλου [6] διαιρούνται σε δυο μικρότερες κατηγορίες, τα *ομογενή* και τα *ετερογενή* στερεά καύσιμα. Και οι δύο κατηγορίες εμφανίζουν υψηλή πυκνότητα, θερμική σταθερότητα σε συνήθεις θερμοκρασίες και αποθηκεύονται εύκολα.

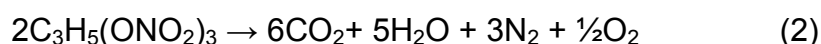
(i) Ομογενή καύσιμα

Είναι κυρίως προωθητικές πυρίτιδες διπλής βάσεως, με κύρια συστατικά τη νιτρογλυκερίνη και τη νιτροκυτταρίνη. Πρόκειται δηλαδή για πυρίτιδες, σαν κι αυτές που χρησιμοποιούνται για την εκτόξευση βλημάτων πυροβόλων όπλων. Η σύνθεσή τους είναι τέτοια ώστε μετά την έναυσή 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 βαλιστίτιδες και βρίσκουν μικρή εφαρμογή για πυραύλους μικρού βεληνεκούς [6].

Η πιο απλή περίπτωση ομογενούς στερεού καυσίμου είναι η *κοινή πυρίτιδα* (μαύρο μπαρούτι) που αποτελείται από νιτρικό κάλιο (KNO_3 ή νίτρο, 75% κ.β.), ξυλάνθρακα (C, 15% κ.β.) και θείο (S, 10% κ.β.). Μετά την έναυση, που γίνεται με καψούλια ή με ηλεκτρικό σπινθήρα, λαμβάνει χώρα η παρακάτω αντίδραση (1):



Στα εκρηκτικά με βάση τη νιτρογλυκερίνη ή τη νιτροκυτταρίνη καπνός δεν υπάρχει, γι' αυτό τα εκρηκτικά αυτά λέγονται άκαπνες πυρίτιδες. Η αντίδραση διασπάσεως της νιτρογλυκερίνης δίνεται στο παρακάτω σχήμα:



Οι ειδικές ωθήσεις των ομογενών στερεών προωθητικών δεν ξεπερνούν τα 210 s. Το κύριο πλεονέκτημα που εμφανίζουν είναι ότι δεν παράγουν ανιχνεύσιμους καπνούς γι' αυτό και χρησιμοποιούνται κυρίως σε όπλα τακτικών επιχειρήσεων.

(ii) Ετερογενή καύσιμα

Το στερεό καύσιμο σε μορφή υποστρώματος αποτελείται από ελαστικές ή πλαστικές ύλες και σ' αυτό, με μορφή λεπτής διασποράς, βρίσκεται το οξειδωτικό μέσο. Ως οξειδωτικά μέσα χρησιμοποιούνται κρυσταλλικές ουσίες, συνήθως άλατα σε πολύ λεπτό διαμερισμό, πλούσιες σε άτομα οξυγόνου, όπως είναι το νιτρικό αμμώνιο (NH_4NO_3), το υπερχλωρικό αμμώνιο (NH_4ClO_4) και το υπερχλωρικό κάλιο (KClO_4) τα οποία και αποτελούν το 60-90% της μάζας του προωθητικού. Το καύσιμο είναι συνήθως αργίλιο (αλουμίνιο, Al). Το προωθητικό αποκτά μια συνεκτική δομή με τη χρήση μιας συνδετικής ουσίας πολυμερικής βάσης (polymeric binder), συνήθως πολυουρεθάνιο ή πολυβουταδιένιο, η οποία και αυτή καταναλώνεται ως καύσιμο.

Πολλές φορές χρησιμοποιούνται και επιπρόσθετες ουσίες, όπως καταλύτες για την αύξηση της ταχύτητας της αντίδρασης καύσης. Το τελικό προϊόν έχει την υφή ενός ελαστικού σώματος. Τα σύνθετα προωθητικά αυτής της κατηγορίας κατηγοριοποιούνται από τον τύπο της πολυμερικής συνδετικής ουσίας που χρησιμοποιείται στην παραγωγή τους. Οι δύο πιο κοινές ενώσεις είναι το πολυμερές πολυβουταδιενίου-ακρυλικού οξέος-ακρυλονιτριλίου (polybutadiene acrylic acid acrylonitrile, PBAN) και το υδροξυ-πολυβουταδιένιο (hydroxy-terminator polybutadiene (HTPB)). Όταν χρησιμοποιείται PBAN τα αντίστοιχα προωθητικά που προκύπτουν εμφανίζουν ελαφρώς μεγαλύτερες τιμές ειδικής ώθησης, πυκνότητας και ταχύτητας καύσης σε σχέση με αυτά που χρησιμοποιούν HTPB. Αν και τα προωθητικά με βάση το PBAN εμφανίζουν δυσκολίες στην παραγωγική τους διαδικασία (κυρίως στην ανάμιξή τους με τα υπόλοιπα υλικά και το γεγονός ότι απαιτείται συντήρησή τους σε υψηλές θερμοκρασίες) ενώ η συνδετική ουσία HTPB είναι ισχυρότερη και ευκολότερη στους χειρισμούς κατά την παραγωγή της, και οι δύο συνθέτουν προωθητικά με υψηλές μηχανικές αντοχές, άριστη απόδοση και μεγάλους χρόνους καύσης.

Τα καύσιμα αυτά έχουν το πλεονέκτημα ότι είναι κάθε στιγμή έτοιμα για πυροδότηση, χάρη στην ασφάλεια που παρουσιάζει η αποθήκευσή τους, παρόλο που περιέχουν σε επαφή το καύσιμο και το οξειδωτικό. Αυτό έχει ιδιαίτερη σημασία για πυραύλους πολεμικών εφαρμογών, όπως είναι οι αμερικανικοί πύραυλοι Titan 3, Minuteman, Polaris κλπ. Σε σύγκριση με τα υγρά καύσιμα υστερούν ως προς την απόδοση και την ταχύτητα εκτόξευσης [6]. Οι κινητήρες αυτής της κατηγορίας εμφανίζουν μια πληθώρα χρήσεων. Μικρές ποσότητες στερεών προωθητικών χρησιμοποιούνται στα τελευταία στάδια εκτόξευσης διαστημικών οχημάτων ή ενισχύουν την προσφερόμενη ώση κατά τους χειρισμούς θέσης σε ανώτερες τροχιές. Μεγαλύτερες ποσότητες στερεών προωθητικών χρησιμοποιούνται για την επίτευξη επιπλέον ώσης κατά τους χειρισμούς θέσεως δορυφόρων σε γεωσύγχρονες ή πλανητικές τροχιές.

5.3 Υβριδικά προωθητικά (Hybrid propellants)

Οι πυραυλικοί κινητήρες που χρησιμοποιούν υβριδικά προωθητικά χρησιμοποιούν ένα από τα δύο υλικά (συνήθως το καύσιμο) σε στερεή κατάσταση ενώ το δεύτερο (συνήθως το οξειδωτικό) βρίσκεται σε υγρή κατάσταση. Ο θάλαμος καύσης ουσιαστικά αποτελείται από τη διαμόρφωση του στερεού υλικού στο οποίο εγχύεται το υγρό. Το μεγάλο πλεονέκτημα των κινητήρων αυτών είναι η πολύ υψηλή απόδοση, αντίστοιχη αυτών με στερεά προωθητικά, ταυτόχρονα όμως υπάρχει η δυνατότητα η εξέλιξη της αντίδρασης καύσης να ελέγχεται πλήρως μέσω του χειριστή (αύξηση, μείωση, σταμάτημα ή ακόμα και επανεκκίνηση). Εν τούτοις τα προωθητικά

και οι κινητήρες αυτού του είδους δεν μπορούν να χρησιμοποιηθούν για πολύ μεγάλες ώσεις, γι' αυτό και κατασκευάζονται σπάνια. Υβριδικός κινητήρας με οξειδωτικό υγροποιημένο υποξείδιο του αζώτου και πολυμερές HTPB ως το στερεό καύσιμο χρησιμοποιήθηκε για την πρόωση του διαστημικού οχήματος Spaceship One.

Στους Πίνακες 3 και 4 που ακολουθούν δίνονται στοιχεία σχετικά με τις φυσικές ιδιότητες και την απόδοση των σπουδαιότερων προωθητικών υλών που αναφέρθηκαν στα προηγούμενα ενώ στον Πίνακα 5 παρατίθενται τα προωθητικά μίγματα επιλεγμένων πυραυλικών συστημάτων που χρησιμοποιήθηκαν σε διαστημικές αποστολές.

Πίνακας 3: Φυσικές ιδιότητες προωθητικών πυραυλικών κινητήρων [2-4, 6-8].

Χημική Ουσία	Χημικός Τύπος	ΜΒ	Πυκνότητα (g/cm ³)	Σημείο Τήξης (°C)	Σημείο Βρασμού (°C)
Υγρό οξυγόνο	O ₂	32,00	1,14	-218,8	-183,0
Υγρό φθόριο	F ₂	38,00	1,50	-219,6	-188,1
Τετροξείδιο του αζώτου	N ₂ O ₄	92,01	1,45	-9,3	21,2
Νιτρικό οξύ	HNO ₃	63,01	1,55	-41,6	83,0
Υπεροξείδιο του υδρογόνου	H ₂ O ₂	34,02	1,44	-0,4	150,2
Υποξείδιο του αζώτου	N ₂ O	44,01	1,22	-90,8	-88,5
Πενταφθοριούχο χλώριο	ClF ₅	130,45	1,90	-103,0	-13,1
Υπερχλωρικό αμμώνιο	NH ₄ ClO ₄	117,49	1,95	240,0	-
Υγρό υδρογόνο	H ₂	2,016	0,071	-259,3	-252,9
Υγρό μεθάνιο	CH ₄	16,04	0,423	-182,5	-161,6
Αιθανόλη	C ₂ H ₅ OH	46,07	0,789	-114,1	78,2
Κανονικό δωδεκάνιο (Κηροζίνη)	C ₁₂ H ₂₆	170,34	0,749	-9,6	216,3
RP-1	C _n H _{1.953n}	≈175,00	0,820	-	177,0-274,0
Υδραζίνη	N ₂ H ₄	32,05	1,004	1,4	113,5
Μονομεθυλο-υδραζίνη	CH ₃ NHNH ₂	46,07	0,866	-52,4	87,5
Διμεθυλο-υδραζίνη	(CH ₃) ₂ NNH ₂	60,10	0,791	-58,0	63,9
Αργίλιο	Al	26,98	2,70	660,4	2467,0
Πολυβουταδιένιο	(C ₄ H ₆) _n	≈3000,00	≈0,93	-	-

Παρατηρήσεις:

- Η κηροζίνη είναι μίγμα υδρογονανθράκων με χημική σύσταση η οποία καθορίζεται από την πηγή προέλευσης του αργού πετρελαίου. Συνήθως αποτελεί μίγμα 10 διαφορετικών υδρογονανθράκων με 10 έως 16 άτομα άνθρακα σε κάθε μόριο με συνηθέστερους το κανονικό δωδεκάνιο, αλκυλοβενζόλια και ναφθαλίνιο και τα

παράγωγά του. Για λόγους συντομίας αναπαρίσταται συνήθως ως κανονικό δωδεκάνιο.

- Το προωθητικό RP-1 είναι ένας ειδικός τύπος κηροζίνης το οποίο καλύπτεται από την Αμερικανική Στρατιωτική Προδιαγραφή MIL-R-25576. Οι αντίστοιχες Ρώσικες προδιαγραφές είναι οι T-1 και RG-1.
- Το τετροξείδιο του αζώτου και το νιτρικό οξύ σχηματίζουν με την υδραζίνη προωθητικά υπεργκόλ (τα MMH και UDMH). Το οξυγόνο δεν σχηματίζει προωθητικά υπεργκόλ με κανένα από τα συνήθη καύσιμα.
- Το υπερχλωρικό αμμώνιο διασπάται στους 240°C.

Πίνακας 4: Στοιχεία απόδοσης προωθητικών πυραυλικών κινητήρων [2-4, 6-8].

Οξειδωτικό	Καύσιμο	Υπεργκόλ	Λόγος καυσίμου μίγματος (mixture ratio) (% κ.β.)	Ειδική ώθηση (s)	Πυκνότητα ώθησης (kg·s/l)
Υγρό οξυγόνο	Υγρό υδρογόνο	Όχι	5,00	381	124
	Υγρό μεθάνιο	Όχι	2,77	299	235
	Αιθανόλη + 25% κ.β. νερό	Όχι	1,29	269	264
	Κηροζίνη	Όχι	2,29	289	294
	Υδραζίνη	Όχι	0,74	303	321
	MMH	Όχι	1,15	300	298
	UDMH	Όχι	1,38	297	286
	50-50	Όχι	1,06	300	300
Υγρό φθόριο	Υγρό υδρογόνο	Ναι	6,00	400	155
	Υδραζίνη	Ναι	1,82	338	432
FLOX-70	Κηροζίνη	Ναι	3,80	320	385
Τετροξείδιο του αζώτου	Κηροζίνη	Όχι	3,53	267	330
	Υδραζίνη	Ναι	1,08	286	342
	MMH	Ναι	1,73	280	325
	UDMH	Ναι	2,10	277	316
	50-50	Ναι	1,59	280	326
Υπεροξείδιο του υδρογόνου (85% κ.β.)	Κηροζίνη	Όχι	7,84	258	324
	Υδραζίνη	Ναι	2,15	269	328
Υποξείδιο του αζώτου	HTPB (στερεό)	Όχι	6,48	248	290
Πενταφθοριούχο χλώριο	Υδραζίνη	Ναι	2,12	297	439
Υπερχλωρικό Αμμώνιο (στερεό)	Αργίλιο + HTPB	Όχι	2,12	277	474
	Αργίλιο + PBAN	Όχι	2,33	277	476

Παρατηρήσεις:

- Τα παραπάνω στοιχεία αφορούν τις εξής συνθήκες λειτουργίας: Πίεση θαλάμου καύσης $P_c=68 \text{ atm}$ (1000 psi), Πίεση εξόδου ακροφύσιου $P_e=1 \text{ atm}$.
- Οι ειδικές ωθήσεις έχουν υπολογιστεί στο επίπεδο της θάλασσας, με την παραδοχή ότι δεν υπάρχουν απώλειες.
- Όλοι οι λόγοι καυσίμου μίγματος (mixture ratios) είναι οι βέλτιστοι για τις παραπάνω συνθήκες λειτουργίας.
- Οι λόγοι καυσίμου μίγματος για τα μίγματα LO_2/LH_2 και LF_2/LH_2 είναι μεγαλύτεροι των βέλτιστων ώστε να βελτιώνονται οι τιμές της πυκνότητας ώθησης.
- Το προωθητικό FLOX-70 είναι ένα μίγμα 70% κ.β. υγρού φθορίου και 30 % κ.β. υγρού οξυγόνου.
- Για τους υπολογισμούς που αφορούν την κηροζίνη χρησιμοποιείται ως χημικός τύπος αυτός του κανονικού δωδεκάνιου.

Πίνακας 5: Στοιχεία για προωθητικά μίγματα επιλεγμένων πυραυλικών συστημάτων που χρησιμοποιήθηκαν σε διαστημικές αποστολές [2-4, 6-8].

Όνομα Πυραύλου	Φάση εκτόξευσης	Όνομα Κινητήρα	Τύπος Προωθητικού	Ειδική Ώθηση (s) (στο επίπεδο της θάλασσας / στο κενό)
Atlas/Centaur (1962)	0	Rocketdyne YLR89-NA7 (x2)	LOX/RP-1	259 / 292
	1	Rocketdyne YLR105-NA7	LOX/RP-1	220 / 309
	2	P&W RL-10A-3-3 (x2)	LOX/LH2	- / 444
Titan II (1964)	1	Aerojet LR-87-AJ-5 (x2)	NTO/Aerozine 50	259 / 285
	2	Aerojet LR-91-AJ-5	NTO/Aerozine 50	- / 312
Saturn V (1967)	1	Rocketdyne F-1 (x5)	LOX/RP-1	265 / 304
	2	Rocketdyne J-2 (x5)	LOX/LH2	- / 424
	3	Rocketdyne J-2	LOX/LH2	- / 424
Space Shuttle (1981)	0	Thiokol SRB (x2)	PBAN Solid	242 / 268
	1	Rocketdyne SSME (x3)	LOX/LH2	363 / 453
	OMS	Aerojet OMS (x2)	NTO/MMH	- / 13
	RCS	Kaiser Marquardt R-40 & R-1E	NTO/MMH	- / 280
Delta II (1989)	0	Castor 4A (x9)	HTPB Solid	238 / 266
	1	Rocketdyne RS-27	LOX/RP-1	264 / 295
	2	Aerojet AJ10-118K	NTO/Aerozine 50	- / 320

Βιβλιογραφία

- [1] Κ. Καρκανιάς, *Αεροστρόβιλοι Κινητήρες*, 5^η Έκδοση, Εκδόσεις ΑΛΦΑ, Αθήνα 2003
- [2] G. P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, 8th Edition, John Wiley & Sons Inc., New York 2010

- [3] P. Sforza, *Theory of Aerospace Propulsion*, 1st Edition, Butterworth-Heinemann, London 2011
- [4] T. A. Ward, *Aerospace propulsion Systems*, 1st Edition, John Wiley & Sons Inc., New York 2010
- [5] Γ. Καραγκιόζογλου, *Βλητική*, 2^η Έκδοση, Εκδόσεις Ζαμπάρα, Αθήνα 1989
- [6] Τρ. Παπαευαγγέλου, *Κάύσιμα-Λιπαντικά*, 3^η Έκδοση, Εκδόσεις Ιδρύματος Ευγενίδου, Αθήνα 1995
- [7] T. Edwards, *Liquid Fuels and Propellants for Aerospace Propulsion: 1903-2003*, Journal of Propulsion and Power 19 (6) (2003) 1089-1107
- [8] D. Cecere, E. Giacomazzi, A. Ingenito, *A review on hydrogen industrial aerospace applications*, International Journal of Hydrogen Energy 39 (2014) 10731-10747

Σχετικά με την «Αθηνά»

Το Ελληνικό Κέντρο Ελέγχου Όπλων «Αθηνά» αποτελεί ένα ανεξάρτητο, μη κερδοσκοπικό Νομικό Πρόσωπο Ιδιωτικού Δικαίου (Αστική μη Κερδοσκοπική Εταιρία), λειτουργεί ως κοινωφελές κέντρο επιστημονικών ερευνών σε θέματα ελέγχου Όπλων και Ακτινοβολίας, επιδιώκει κοινωφελείς επιστημονικούς και πολιτιστικούς σκοπούς και απονέμει υποτροφίες. Οι σκοποί του Ελληνικού Κέντρου Ελέγχου Όπλων (σύμφωνα με το καταστατικό ίδρυσης και λειτουργίας του που δημοσιεύθηκε στο Πρωτοδικείο Θεσσαλονίκης) είναι αυτοί που προβλέπονται από το θεσμικό πλαίσιο έρευνας και τεχνολογίας (Ν.3653/2008) περί ερευνητικών και τεχνολογικών φορέων (άρθρο 2 παρ.β και παρ. γ.). Όλα τα έσοδα από τους διάφορους πόρους του διατίθενται για τις επιστημονικές-ερευνητικές του δραστηριότητες. Στα πλαίσια της κοινωφελούς της ερευνητικής της δραστηριότητας η «Αθηνά» διεξάγει μελέτες και μετρήσεις είτε αυτεπάγγελτα είτε μετά από πρόσκληση των συνδρομητών, δωρητών και ευεργετών του καθώς και μετά από πρόσκληση κάθε ιδιωτικού ή δημοσίου φορέα που μπορεί να καλύψει τα έξοδα της σχετικής επιστημονικής έρευνας. Η Διεύθυνση Ερευνών της «Αθηνάς» καταθέτει στον ενδιαφερόμενο φορέα επιστημονική έκθεση σχετικά με τα αποτελέσματα της επιστημονικής έρευνας που διεξήγαγε.

Το Ελληνικό Κέντρο Ελέγχου Όπλων «Αθηνά» ως έγκυρος και ανεξάρτητος επιστημονικός φορέας σε θέματα οπλικής, στρατιωτικής και αντιτρομοκρατικής επιστήμης απευθύνεται:

Σε κάθε Έλληνα που θεωρεί ότι η Ελλάδα πρέπει να αναπτύξει μια πανίσχυρη οπλική, αμυντική και αντιτρομοκρατική επιστήμη και τεχνολογία.

Σε κάθε Έλληνα που θέλει να μάθει με μαθηματική ακρίβεια τις επιπτώσεις και τον έλεγχο των πάσης φύσεως οπλικών, πολεμικών και τρομοκρατικών δραστηριοτήτων στην Ελλάδα και το Εξωτερικό

Στα στελέχη των Μέσων Μαζικής Ενημέρωσης που αναζητούν μια έγκυρη πηγή πληροφόρησης και ειδήσεων

Στα στελέχη των Ενόπλων Δυνάμεων και των Σωμάτων Ασφαλείας καθώς και τους αποστράτους αυτών.

Στις Υγειονομικές Υπηρεσίες και τις Υπηρεσίες Πολιτικής Προστασίας

Σε κάθε Δικαστική και Εισαγγελική Αρχή που αναζητεί έγκυρη και τεκμηριωμένη πραγματογνωμοσύνη

Στους Δικηγόρους που αναζητούν επιστημονικά στοιχεία και μια πλήρη βάση νομικών δεδομένων προκειμένου να τεκμηριώσουν την υπεράσπιση των πελατών τους

Στους Πολιτικούς που θα κληθούν να πάρουν αποφάσεις και να νομοθετήσουν σε θέματα Εθνικής και Διεθνούς Ασφάλειας

Οι επιστημονικές εκθέσεις και μελέτες του Ελληνικού Κέντρου Ελέγχου Όπλων:

Αποτελούν επιστημονικές μελέτες τις οποίες η Διεύθυνση Ερευνών της «Αθηνάς» θα υποστηρίξει ενώπιον κάθε δημόσιου ή ιδιωτικού φορέα καθώς και κάθε ανακριτικής, εισαγγελικής και δικαστικής αρχής.

Δεν αντικαθιστούν πιστοποιητικά και βεβαιώσεις που σύμφωνα με τη νομοθεσία παρέχουν αποκλειστικά οι κρατικοί φορείς.

Δεν αποτελούν ιατρικές βεβαιώσεις, διαγνώσεις ή συμβουλές. Στην περίπτωση που ο χρήστης των εκθέσεων αυτών θέλει να τις χρησιμοποιήσει για ιατρικούς σκοπούς η «Αθηνά» συνεργάζεται με εξειδικευμένους ιατρούς (ακτινολόγους, ογκολόγους κλπ) οι οποίοι είναι στη διάθεση των ενδιαφερομένων.

Αποποίηση Ευθυνών:

Οι απόψεις των ερευνητών και συνεργατών του ερευνητικού ιδρύματος «Αθηνά» δεν συμπίπτουν απαραίτητα με τις απόψεις της Διεύθυνσης του ιδρύματος.

Οι απόψεις του ιδρύματος δεν συμπίπτουν απαραίτητα με τις απόψεις του ΥΠΕΘΑ, των υπηρεσιών και των στρατιωτικών ή πολιτικών στελεχών του.

Ισχύουν όλα τα αναλυτικά στοιχεία περί αποποίησης ευθυνών που αναφέρονται στην ιστοσελίδα του ιδρύματος τα οποία καλούνται οι αναγνώστες να μελετήσουν.