



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΕΛΟΠΟΝΝΗΣΟΥ
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΕΦΑΡΜΟΓΗ ΑΚΡΟΦΥΣΙΩΝ ΣΕ ΠΥΡΑΥΛΙΚΑ ΠΡΟΩΣΤΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ



ΣΠΟΥΔΑΣΤΗΣ: ΚΑΤΡΗΣ ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΟΣ

ΠΑΤΡΑ 2020

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Οι βασικές αρχές της πρόωσης των πυραύλων είναι ουσιαστικά εκείνες της μηχανικής, της θερμοδυναμικής και της χημείας. Η πρόωση επιτυγχάνεται με την εφαρμογή μιας δύναμης στο ένα όχημα, δηλαδή την επιτάχυνση του οχήματος ή, εναλλακτικά, τη διατήρηση ενός δεδομένου ταχύτητα έναντι ανθεκτικής δύναμης. Αυτή η προωθητική δύναμη επιτυγχάνεται με την εκτόξευση προωθητικό με υψηλή ταχύτητα.

Αυτή η εργασία ασχολείται με τους ορισμούς και τα βασικά τις σχέσεις αυτής της προωθητικής δύναμης, την ταχύτητα εξάτμισης και τις αποτελεσματικότητες του τη δημιουργία και τη μετατροπή της ενέργειας και άλλων βασικών παραμέτρων.

Οι θερμοδυναμικές σχέσεις των διεργασιών μέσα σε ένα ακροφύσιο πυραύλων και θάλαμο παρέχουν τα μαθηματικά εργαλεία που απαιτούνται για τον υπολογισμό της απόδοσης και τον προσδιορισμό πολλών από τις βασικές παραμέτρους σχεδιασμού των συστημάτων πυραυλικής πρόωσης. Είναι χρήσιμα ως μέσο αξιολόγησης και σύγκρισης των επιδόσεων των διαφόρων πυραυλικών συστημάτων. Επιτρέπουν την πρόβλεψη των λειτουργικών επιδόσεων οποιασδήποτε μονάδας πυραύλων που χρησιμοποιεί τη θερμοδυναμική επέκταση ενός αερίου και τον προσδιορισμό πολλών απαραίτητων παραμέτρων σχεδιασμού, όπως το μέγεθος του ακροφυσίου και το γενικό σχήμα, για οποιαδήποτε δεδομένη απαίτηση απόδοσης.

Αυτή η θεωρία ισχύει για συστήματα πρόωσης με χημικά πυραύλους (τύπους υγρών και στερεών και υβριδικών προωθητικών), πυρηνικών πυραύλων, θερμαντικών ηλιακών συστημάτων και ηλεκτρικών πυραυλικών συστημάτων θέρμανσης με τόξο και ηλεκτρικής καύσης και σε οποιοδήποτε σύστημα πρόωσης που χρησιμοποιεί την επέκταση αερίου μηχανισμό εκτόξευσης ύλης με μεγάλη ταχύτητα.

Αυτές οι θερμοδυναμικές σχέσεις, οι οποίες είναι θεμελιώδεις και σημαντικές στην ανάλυση και το σχεδιασμό μονάδων πυραύλων, εισάγονται και εξηγούνται σε αυτή την εργασία.

Η χρησιμοποίηση αυτών των εξισώσεων πρέπει να δώσει στον αναγνώστη μια βασική κατανόηση των θερμοδυναμικών διεργασιών που εμπλέκονται στη συμπεριφορά και την επέκταση των αερίων των πυραύλων. Η γνώση της στοιχειώδους θερμοδυναμικής και της μηχανικής ρευστών από την πλευρά του αναγνώστη θεωρείται. Στην εργασία αναφέρεται επίσης σε διαφορετικές διαμορφώσεις ακροφυσίων, μη ωφέλιμες επιδόσεις, απώλειες ενέργειας,

ευθυγράμμιση ακροφυσίων, μεταβλητή ώθηση και τέσσερις διαφορετικούς τρόπους για την εγκατάσταση του ακροφυσίου παραμέτρων απόδοσης.

Ευχαριστώ θερμά τον Επιβλέποντα Καθηγητή μου κ. Ανδρέα Βούρο, Ωρομίσθιο Καθηγητή του Τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών Τ.Ε., για την πολύτιμη βοήθεια και καθοδήγηση που μου προσέφερε για την πραγματοποίηση της Εργασίας.

Κάτρης Κωνσταντίνος

Φεβρουάριος 2020

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

Ο σπουδαστής

(Ονοματεπώνυμο)

.....

(Υπογραφή)

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Στην εργασία αυτή παρουσιάζονται οι κύριες αρχές και οι θερμοδυναμικές τους σχέσεις σε σχέση με τα πυραυλικά συστήματα.

Πιο συγκεκριμένα στο κεφάλαιο ένα αναφέρονται οι βασικοί ορισμοί που διέπουν τα πυραυλικά συστήματα. Γίνεται αναφορά στην ώθηση και πως αυτή υπολογίζεται, επίσης γίνεται αναφορά στην ταχύτητα καυσαερίων και πως αυτές επηρεάζουν το όλο σύστημα. Γίνεται λόγος για την ενέργεια και την αποτελεσματικότητα της όπως επίσης και για τα πολλαπλά συστήματα πρόωσης που υπάρχουν. Τέλος γίνεται λόγος για τις τυπικές τιμές απόδοσης και την μεταβλητή ώση.

Στο κεφάλαιο δύο γίνονται εκτενείς αναφορές στο τι θεωρείται ιδανικός πύραυλος. Γίνεται αναφορά στις θερμοδυναμικές σχέσεις και παρουσιάζονται αυτές σε μια γενική περίληψη. Στην συνέχεια γίνεται μια ανάλυση και παρουσιάζεται η Ισεντροπική ροή μέσω των ακροφυσίων καθώς επίσης και η κατάσταση ροής ακροφυσίου και λαιμού όπως αυτές αναπτύσσονται σε ένα πυραυλικό σύστημα. Γίνεται αναφορά στους συντελεστές ώθησης και τα χαρακτηριστικά που διέπουν την ταχύτητα και την ειδική ώθηση. Παρουσιάζονται τα ακροφύσια και οι βασικές θερμοδυναμικές ιδιότητες που τις διέπουν. Και τέλος γίνεται λόγος για τις πολυφασικές ροές και τα ευθύγραμμα ακροφύσια.

Βασικό εγχειρίδιο και πηγή ιδεών για την πραγματοποίηση της πτυχιακής μου εργασίας ήταν το βιβλίο των Sutton George και Oscar Biblarz με τίτλο Rocket Propulsion Elements.

ABSTRACT

This paper presents the main principles and their thermodynamic relationships with regard to rockets systems.

Specifically, chapter one provides the basic definitions of missile systems. Reference is made to the impulse and how it is calculated, it also refers to the speed of the exhaust gas and how they affect the whole system. It talks about its energy and efficiency as well as the multiple propulsion systems that exist. Finally, there is talk of standard performance values and variable thrust.

In chapter two there is extensive reference to what is considered an ideal rocket. Reference is made to thermodynamic relationships and they are presented in a general summary. Following is an analysis and the Isentropic flow through the nozzles as well as the nozzle and throat flow state as they develop in a rocket system. Reference is made to the impulse factors and the characteristics governing speed and specific impulse. The nozzles and the basic thermodynamic properties that govern them are presented. And finally there is talk of multi-phase flows and straight nozzles

A key textbook and source of ideas for my dissertation was the book by Sutton George and Oscar Biblarz entitled Rocket Propulsion Elements.

Περιεχόμενα	
ΠΡΟΛΟΓΟΣ.....	3
ΠΕΡΙΛΗΨΗ.....	5
ABSTRACT.....	6
Περιεχόμενα εικόνων.....	8
1.0 Εισαγωγικές έννοιες	12
1.1 Ορισμοί	12
1.2 Ώθηση	17
1.2.1 Τζέτ Αγωγός Προώθησης	20
1.2.2 Χημική προώθηση πυραύλου	22
1.2.3 Συνδυασμοί Τουρμποκινητήρες με αγωγούς και μηχανισμοί πυραύλων.	23
1.2.4 Μηχανές πυρηνικού πυραύλου	24
1.2.5 Ηλεκτρικός Πύραυλος πρόωσης	26
1.3 Ταχύτητα Καυσαερίων	27
1.4 Ενέργεια και Αποτελεσματικότητα	28
2.0 Συστήματα πρόωσης και βαθμοί απόδοσης.	32
2.1 Πολλαπλά συστήματα πρόωσης	32
2.2 Τυπικές τιμές απόδοσης	32
2.3 Μεταβλητή ώση	34
3.0 Ακροφύσιο και θερμοδυναμικές σχέσεις	35
3.1 Ιδανικός πύραυλος	36
3.2 Περίληψη των θερμοδυναμικών σχέσεων	38
3.4 Κατάσταση ροής ακροφυσίου και λαιμού	46
3.5 Ώθηση και συντελεστής ώθησης	50
3.6 Χαρακτηριστική ταχύτητα και ειδική ώθηση	55
3.7 Επιρροή της γεωμετρίας του θαλάμου	60
4.0 Είδη ακροφυσίων και ροών	61
4.1 Διαμορφώσεις Ακροφυσίου	61
4.1.1 Ακροφύσια σε σχήμα κώνου	64
4.2 Πραγματικά ακροφύσια	74
4.3 Πολυφασικές Ροές	77
4.4 Ευθύγραμμα ακροφύσια	86

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΕΙΚΟΝΩΝ

Εικόνα 1: Η ισορροπία πίεσης στους εσωτερικούς τοίχους του θαλάμου και του ακροφυσίου δεν είναι ομοιόμορφη η εσωτερική πίεση αερίου (που υποδεικνύεται από το μήκος των βελών) είναι η υψηλότερη στο θάλαμο (p_1) και μειώνεται σταθερά στο ακροφύσιο μέχρι να φτάσει στην πίεση εξόδου του ακροφυσίου p_2 . Το εξωτερικό ή η ατμοσφαιρική πίεση p_3 είναι ομοιόμορφη. Στο λαιμό η πίεση είναι p_t . Οι τέσσερις δείκτες (που εμφανίζονται μέσα σε κύκλους) αναφέρονται στις ποσότητες A , v , T και p σε συγκεκριμένες θέσεις.	18
Εικόνα 2: Υψομετρική απόδοση του πυραυλοκινητήρα υγρού καυσίμου RS 27 που χρησιμοποιείται στο πρόωρες εκδόσεις του οχήματος εκτόξευσης Delta.	19
Εικόνα 3: Τυπικό διάγραμμα ενεργειακού ισοζυγίου για μια χημική πύραυλο	28
Εικόνα 4: Προωθητική απόδοση σε μεταβαλλόμενες ταχύτητες	28
Εικόνα 5: Ταχύτητες καυσαερίων ως συνάρτηση των τυπικών επιταχύνσεων του οχήματος. Περιφέρειες υποδεικνύουν κατά προσέγγιση τιμές απόδοσης για διάφορους τύπους συστημάτων πρόωσης. Ο η μάζα του οχήματος περιλαμβάνει το σύστημα πρόωσης, αλλά το ωφέλιμο φορτίο θεωρείται ότι είναι μηδέν.	30
Εικόνα 6: Σχέση αναλογίας περιοχής, λόγου πίεσης και λόγου θερμοκρασίας ως λειτουργίες του αριθμού Mach σε ένα ακροφύσιο De Laval για τις περιοχές υποηχητικών και υπερηχητικών ακροφυσίων.	38
Εικόνα 7: Ειδική ώθηση και ταχύτητα εξάτμισης ενός ιδανικού πυραύλου στο βέλτιστο επέκταση ακροφυσίου ως λειτουργίες της απόλυτης θερμοκρασίας θαλάμου T_1 και της μοριακής μάζας M για διάφορες τιμές k και ρ_1 / ρ_2 .	40
Εικόνα 8: Συντελεστής ώσης CF ως συνάρτηση του λόγου πίεσης, του λόγου της περιοχής του ακροφυσίου και της ειδικής αναλογίας θερμότητας για βέλτιστες συνθήκες διαστολής	47
Εικόνα 9: Συντελεστής ώσης CF σε σχέση με την επιφάνεια του ακροφυσίου για $k = 1,20$.	48
Εικόνα 10: Συντελεστής ώσης CF σε σχέση με την επιφάνεια του ακροφυσίου για $k = 1,30$.	48
Εικόνα 11: Συντελεστής ώσης CF για δύο ακροφύσια με διαφορετικούς λόγους περιοχής. Κάποιος έχει διαχωρισμό πίδακα κάτω από περίπου 7000 μέτρα υψόμετρο. Ο πλήρως ανεπτυγμένος ανεμιστήρας καυσαερίων σε υψηλότερα υψόμετρα δεν φαίνεται στο σκίτσο.	50
Εικόνα 12: Απλοποιημένα σκίτσα της συμπεριφοράς καυσαερίων τριών τυπικών ακροφυσίων πυραύλων για όχημα εκτόξευσης τριών σταδίων. Το πρώτο στάδιο του οχήματος έχει τον μεγαλύτερο θάλαμο και την υψηλότερη ώθηση, αλλά το χαμηλότερο λόγο περιοχής ακροφυσίων και το άνω ή τρίτο στάδιο συνήθως έχει την χαμηλότερη ώθηση αλλά την υψηλότερη αναλογία περιοχής ακροφυσίου.	52
Εικόνα 13: Απλοποιημένα διαγράμματα διαφόρων διαφορετικών διαμορφώσεων ακροφυσίων και των αποτελεσμάτων ροής τους.	55
Εικόνα 14: Σύγκριση μήκους διαφόρων τύπων ακροφυσίων	56
Εικόνα 15: Το επάνω σκίτσο δείχνει τη σύγκριση των επιφανειών του εσωτερικού τοιχώματος του ακροφυσίου για 15° κωνικό ακροφύσιο, ακροφύσιο καμπάνας μήκους 80%, ακροφύσιο καμπάνας μήκους 60%, όλα σε αναλογία περιοχής 25. Τα μήκη εκφράζονται σε πολλαπλάσια της ακτίνας του λαιμού r_t . Το μεσαίο σύνολο καμπυλών δείχνει την αρχική γωνία θ_i και τη γωνία εξόδου θ_e για τα ακροφύσια καμπάνας ως λειτουργίες του λόγου περιοχής ακροφυσίου και του ποσοστού μήκους. Οι καμπύλες στο κάτω μέρος δείχνουν τις απώλειες του ακροφυσίου ως προς το συντελεστή διόρθωσης.	58
Εικόνα 16: Οι συνθήκες ροής σε ένα χείλος εξόδου ακροφυσίου σε υψηλό υψόμετρο, που δείχνει τα ρεύματα ροής, το οριακό στρώμα, την ταχύτητα και τα προφίλ θερμοκρασίας.	65

Εικόνα 17: Απλοποιημένη μερική τομή ενός οχήματος πτήσης που δείχνει δύο προωθητήρες ελέγχου στάσης με ακροφύσια με καρφιά για να ταιριάζει σε ένα κυλινδρικό φάκελο οχήματος. 75

Εισαγωγή

Η λέξη προώθηση προέρχεται από τα λατινικά *propulsus*, η οποία είναι η αόριστη μετοχή του ρήματος *propeller*, εννοώντας να οδηγήσει μακριά. Με την ευρεία έννοια η προώθηση είναι η πράξη της αλλαγής της κίνησης του σώματος. Οι μηχανισμοί προώθησης παρέχουν μια δύναμη που κινεί τα σώματα που είναι αρχικά σε ακινησία, αλλάζει μια ταχύτητα, ή υπερνικά τις επιβραδύνων δυνάμεις όταν ένα σώμα ωθείται μέσω ενός μέσου. Η αεριωθούμενη προώθηση είναι ένας τρόπος μετακίνησης με την οποία μια δύναμη αντίδρασης μεταδίδεται σε μια συσκευή από την ορμή της εκτοξευμένης ύλης.

Η ώθηση πυραύλων είναι μια κατηγορία αεριωθούμενης προώθησης που παράγει την ώθηση με την εκτίναξη υλικού που αποθηκεύεται σε ένα ιπτάμενο όχημα το οποίο ονομάζεται προωθητικό.

Η προώθηση πυραύλων είναι μια κατηγορία της αεριωθούμενης προώθησης και περιλαμβάνει στροβιλοεπεξεργαστές και έμβολα προωστήρα, αυτές οι μηχανές είναι συνήθως οι αποκαλούμενες αερόβιες μηχανές.

Οι συσκευές προώθησης αεραγωγών χρησιμοποιούν ως επί τον πλείστον το περιβάλλον μέσο ως «ρευστό εργασίας» μαζί με ορισμένα μηχανήματα αποθήκευσης υγρών.

Οι συνδυασμοί των πυραύλων και των συσκευών προώθησης αεραγωγών μπορούν να είναι ελκυστικοί για ορισμένες περιορισμένες εφαρμογές και μία περιγράφεται εν συντομία σε αυτό το κεφάλαιο.

Η πιο χρήσιμη ενέργεια για την προώθηση πυραύλων είναι η χημική καύση. Η ενέργεια μπορεί επίσης να παρασχεθεί από την ηλιακή ακτινοβολία και επίσης στο παρελθόν, με την πυρηνική αντίδραση. Επομένως, οι διάφορες συσκευές προώθησης μπορούν να χωριστούν σε χημική προώθηση, πυρηνική προώθηση και σε ηλιακή προώθηση. Ο πίνακας 1 απαριθμεί πολλές από τις πιο σημαντικές έννοιες προώθησης σύμφωνα με την πηγή ενέργειας τους και τον τύπο προωθητικού ή υγρού εργασίας. Η ενέργεια εργασίας μπορεί να προέλθει εκτός από τον ήλιο και θεωρητικά μπορεί να καλύψει την μετάδοση της ενέργειας από τις ακτίνες μικροκυμάτων και τις ακτίνες λέιζερ, τα ηλεκτρομαγνητικά κύματα και τα ηλεκτρόνια, πρωτόνια και άλλες ακτίνες μορίων από έναν πομπό σε έναν δέκτη.

Η πυρηνική ενέργεια σχετίζεται με τους μετασχηματισμούς των ατομικών μορίων μέσα στον πυρήνα των ατόμων και συνήθως δημιουργείται από την διάσπαση ή την τήξη. Άλλες πηγές ενέργειας, τόσο εσωτερικές (μέσα στο όχημα) και εξωτερικές μπορούν να εξεταστούν. Η ενεργειακή μορφή που βρίσκεται στην έξοδο ενός πυραύλου είναι κατά ένα μέρος η κινητική ενέργεια της εκτοξευόμενης ύλης. συνεπώς ο πύραυλος μετατρέπει την εισαγωγή από την πηγή ενέργειας σε αυτή την μορφή. Η εκτοξευόμενη μάζα μπορεί να είναι σε στερεή, υγρή ή αεριώδες κατάσταση. Συχνά ένας συνδυασμός δύο ή περισσότερων από αυτών εκτοξεύονται. Σε πολύ υψηλές θερμοκρασίες μπορεί επίσης να είναι ένα πλάσμα, το οποίο είναι ενεργοποιημένο ηλεκτρικά αέριο.

Πυκνότητα Προώθησης	Πηγή Ενέργειας			Πρωθητική ή υγρό εργασίας
	Χημική	Πυρηνική	Ηλιακή	
Πίδακας με τουρπίνα	D/P	TFD		καύσιμα + αέρας
Πίδακας με τουρπίνα Υδραυλικής συμπίεσης	TFD			καύσιμα + αέρας
Πίδακας με Υδραυλική Συμπίεση (καύσιμο υδρογονανθράκων)	D/P	TFD		καύσιμα + αέρας
Πίδακας με Υδραυλική Συμπίεση (H ₂ που ψύχεται)	TFD			Υδρογόνο + αέρας
Πύραυλος (Χημικός)	D/P	TFD		Αποθηκευμένο προωθητικό
Έλατος πυραύλου με αγωγούς	TFD			Στερεά αποθηκευμένα καύσιμα + Αέρας περιβάλλοντος
Ηλεκτρικός πύραυλος	D/P	TFD	D/P	Αποθηκευμένο προωθητικό
Πύραυλος πυρηνικής σχάσης		TFD		Αποθηκευμένο H ₂
Πύραυλος πυρηνικής τήξης		TFND		Αποθηκευμένο H ₂
Ηλιακά θερμαινόμενος πύραυλος			TFD	Αποθηκευμένο H ₂
Πύραυλος φωτονίων (μεγάλος λαμπτήρας)		TFND		Εκτόξευση πρωτονίων (κανένα αποθηκευμένο προωθητικό)
Ηλιακό πανί			TFD	Αντανάκλαση φωτονίων (κανένα αποθηκευμένο προωθητικό)

Πύραυλος πυρηνικής τήξης	TFND		Αποθηκευμένο H ₂
Ηλιακά θερμαινόμενος πύραυλος		TFD	Αποθηκευμένο H ₂
Πύραυλος φωτονίων (μεγάλος λαμπτήρας)	TFND		Εκτόξευση πρωτονίων (κανένα αποθηκευμένο προωθητικό)
Ηλιακό πανί		TFD	Αντανάκλαση φωτονίων (κανένα αποθηκευμένο προωθητικό)

Πίνακας 1: Πηγές Ενέργειας και Πρωθητικά για τις Ποικίλες Έννοιες Προώθησης

Διεθνής προσπάθεια εκτόξευσης πυραύλων

Η ενεργή ανάπτυξη ή παραγωγή των συστημάτων πρόωσης πυραύλου ήταν ή είναι σε εξέλιξη σε πάνω από 30 διαφορετικές χώρες. Ορισμένες από αυτές έχουν κάνει

σημαντικές και πρωτότυπες συνεισφορές στο κομμάτι της τέχνης της τεχνολογίας. Σε αυτό το βιβλίο υπάρχει αναφορά για μερικές ξένες μονάδες πυραύλων και τα επιτεύγματα τους και τις αναφορές στην διεθνές φιλολογίας πυραύλων. Αν και περισσότερα από τα δεδομένα σε αυτό το βιβλίο έχουν ληφθεί από την εμπειρία πυραύλων των Η.Π.Α´ αυτό δεν προτίθεται να ελαχιστοποιήσει τα ξένα επιτεύγματα. Από την εποχή της γραφής το μεγαλύτερο διεθνές πρόγραμμα υπήρξε ο Διεθνής Διαστημικός Σταθμός (ISS) ,μια πολυετής προσπάθεια συνεργασίας με τις μεγαλύτερες συνεργασίες από τις Ηνωμένες Πολιτείες και τη Ρωσία και την ενεργή συμμετοχή διαφόρων άλλων εθνών. Αυτός ο επανδρωμένος κυκλοειδής διαστημικός σταθμός χρησιμοποιείται για την διεξαγωγή πειραμάτων και σε έναν αριθμό παρακολουθήσεων των ερευνητικών έργων.

Εφαρμογές της πρόωσης πυραύλων

Επειδή ο πύραυλος μπορεί να φτάσει σε μια απaráμιλλη επίδοση από άλλους αρχικούς εισηγητές, έχει τα δικά του πεδία εφαρμογής και συνήθως δεν συναγωνίζεται με άλλες συσκευές πρόωσης. Παραδείγματα από σημαντικές εφαρμογές δίνονται παρακάτω και συζητείται περαιτέρω στο Κεφάλαιο 4.

Διαστημικά οχήματα εκτόξευσης

Μεταξύ της πρώτης εκτόξευσης στο διάστημα το 1957 και στο τέλος του 1998, περίπου 4102 προσπάθειες εκτόξευσης στο διάστημα έλαβαν μέρος στον κόσμο και όλες αλλά περίπου οι 129 ήταν επιτυχείς.

Τα διαστημικά οχήματα εκτόξευσης ή διαστημικοί προωθητές μπορούν γενικά να ταξινομηθούν ως αναλώσιμοι ή ανακτητές/ επαναχρησιμοποιήσιμοι. Άλλες βάσεις ταξινόμησης είναι ο τύπος του προωθητικού (υποθηκεύσιμα ή κρυογονικά καύσιμα ή στερεά προωθητικά), αριθμός των σταδίων (μονό στάδιο, δύο σταδίων, κ.λ.π) μέγεθος, μάζα του συνολικού φορτίου του αεροσκάφους ή οχημάτων και επανδρωμένα ή μη επανδρωμένα.

Κάθε διαστημική εκτόξευση έχει έναν συγκεκριμένο σκοπό πτήσης, όπως η τροχιά της γης ή η προσγείωση στο φεγγάρι. Βλ. Χρησιμοποιεί μεταξύ δύο ή και πέντε στάδια, το καθένα με το δικό του σύστημα πρόωσης και το καθένα συνήθως πυροδοτείται διαδοχικά όταν το κατώτερο στάδιο αναλώνεται. Ο αριθμός των σταδίων εξαρτάται από τον συγκεκριμένο χώρο της τροχιάς, ο αριθμός και οι τύποι των ελιγμών , η ενεργειακή περιεκτικότητα μιας μονάδας μάζας του προωθητικού, το

μέγεθος του ωφελούμενου φορτίου και άλλοι παράγοντες. Το αρχικό στάδιο συνήθως ονομάζεται προάγων στάδιο, είναι το μεγαλύτερο και λειτουργήσε πρώτο. Έπειτα αυτό το στάδιο διαχωρίστηκε από το ανυψωτικό όχημα, πριν το δευτερεύον στάδιο του συστήματος πυραύλου πρόωσης ανάψει και λειτουργήσει.

Όταν το προωθητικό ενός δεδομένου σταδίου έχει αναλωθεί, η υπόλοιπη μάζα αυτού του σταδίου (συμπεριλαμβανομένων τις άδειες δεξαμενές, θήκες, κατασκευές, εργαλεία κ.λ.π) δεν είναι επιπλέον χρήσιμο στην χορήγηση πρόσθετης κινητικής ενέργειας στα διαδεχόμενα στάδια. Με την πτώση της άχρηστης μάζας είναι πιθανόν να επιταχύνει το τελικό στάδιο με το χρήσιμο ωφελούμενο φορτίο του, σε μια υψηλότερη τερματική ταχύτητα που θα έχει επιταχυνθεί αν δεν είχαν χρησιμοποιήσει πολλαπλά στάδια.

Τόσο το στερεό όσο και το υγρό προωθητικό του συστήματος πυραυλικής πρόωσης έχουν χρησιμοποιηθεί για χαμηλές τροχιές της γης.

1.0 Εισαγωγικές έννοιες

1.1 Ορισμοί

Η συνολική ώθηση I_t είναι η ενσωματωμένη δύναμη ωθήσεως F (η οποία μπορεί να μεταβάλλεται με το χρόνο) κατά τη διάρκεια του χρόνου καύσης t :

$$I_t = \int_0^t F dt$$

Για σταθερή ώθηση και πολύ σύντομη έναρξη αυτό μειώνεται στο:

$$I_t = Ft$$

Η ώθηση I_t είναι ανάλογη με τη συνολική ενέργεια που απελευθερώνεται από το σύνολο του προωθητικού σε ένα σύστημα πρόωσης.

Η ειδική ώθηση I_s είναι η συνολική ώθηση ανά μονάδα βάρους του προωθητικού. Είναι ένα σημαντικό στοιχείο της αξίας των επιδόσεων ενός συστήματος πρόωσης πυραύλων, το οποίο είναι παρόμοιο σε αντίθεση με την παράμετρο μίλια/γαλόνι που χρησιμοποιείται με τα αυτοκίνητα.

Ένας υψηλότερος αριθμός σημαίνει καλύτερη απόδοση. Οι αξίες του I_s δίδονται σε πολλά κεφάλαια αυτής της εργασίας και η έννοια της βέλτιστης ειδικής ώθησης

εισάγεται αργότερα. Εάν η συνολική παροχή μάζας του προωθητικού είναι m' και η τυπική επιτάχυνση της βαρύτητας στη στάθμη της θάλασσας g είναι 9.8066 m / sec^2 ή $32.174 \text{ ft / sec}^2$, τότε :

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int m dt}$$

Αυτή η εξίσωση θα δώσει μια μέση χρονική τιμή της ειδικής ώθησης για κάθε σύστημα πρόωσης πυραύλων, ιδιαίτερα όπου η ώθηση ποικίλλει ανάλογα με το χρόνο.

Κατά τη διάρκεια των μεταβατικών συνθηκών (κατά την έναρξη ή την περίοδο ωρίμανσης, την περίοδο τερματισμού λειτουργίας ή κατά τη διάρκεια αλλαγής της ροής) οι τιμές του I_s μπορούν να ληφθούν με ολοκλήρωση ή με τον καθορισμό μέσων τιμών για F και m' για μικρά χρονικά διαστήματα.

Για συνεχή ώθηση και ροή προωθητικού, αυτή η εξίσωση μπορεί να απλοποιηθεί. Παρακάτω, το m_p είναι η ολική αποτελεσματική μάζα προωθητικού που εκδιώκεται μέσω του ακροφυσίου.

$$I_s = I_t / (m_p g_0)$$

Στο Κεφάλαιο 2 γίνεται περαιτέρω συζήτηση για τη ειδική ώθηση. Για σταθερή ροή μάζας προωθητικού m' , σταθερή ώση F , και αμελητέα μεταβολή έναρξης ή διακοπής:

$$I_s = F / (m' g_0) = F / \dot{w}$$

$$I_t / (m_p g_0) = I_t / w$$

στην επιφάνεια ή κοντά στην επιφάνεια της γης, το προϊόν $m_p g_0$ είναι το συνολικό ενεργό βάρος προωθητικού w και ο ρυθμός ροής βάρους είναι \dot{w} . Αλλά στο διάστημα ή στις εξωτερικές δορυφορικές τροχιές, η μάζα απλά πολλαπλασιάζεται με μια αυθαίρετη σταθερά, δηλαδή το g_0 .

Στο σύστημα Systeme International (SI) ή το μετρικό σύστημα των μονάδων το I_s μπορεί να εκφραστεί απλά σε "δευτερόλεπτα" λόγω της χρήσης της σταθερής g_0 .

Στις Ηνωμένες Πολιτείες σήμερα χρησιμοποιείτε το σύστημα Αγγλικών μονάδων (πόδια, λίβρες, δευτερόλεπτα) σε πολλές από τις χημικές μηχανές πρόωσης, την κατασκευή και τις δοκιμές.

Σε πολλές παλιές και τρέχουσες δημοσιεύσεις, δεδομένα και συμβόλαια των ΗΠΑ, ο συγκεκριμένος παλμός έχει μονάδες ώσης (1bf) διαιρούμενο με το ρυθμό ροής βάρους των προωθητικών (1bf / sec), απλουστευμένο ως δευτερόλεπτα. Η αριθμητική τιμή του I_s είναι η ίδια στο σύστημα ΕΕ και SI των μονάδων.

Ωστόσο, οι μονάδες του I_s δεν αντιπροσωπεύουν ένα μέτρο αλλά τη δύναμη ώθησεως ανά μονάδα "βάρους" ρυθμού ροής. Σε αυτό το κεφάλαιο το σύμβολο I_s χρησιμοποιείται για τη συγκεκριμένη ώθηση. Για στερεό προωθητικό και πολλά άλλα ταλαντευόμενα συστήματα χρησιμοποιείται συχνά το σύμβολο I_{sp} .

Σε ένα ακροφύσιο πυραύλων η πραγματική ταχύτητα εξάτμισης δεν είναι ομοιόμορφη σε ολόκληρη τη διατομή εξόδου και δεν αντιπροσωπεύει το συνολικό μέγεθος ώσης.

Το προφίλ ταχύτητας είναι δύσκολο να μετρηθεί με ακρίβεια. Για ευκολία θεωρείται μια ομοιόμορφη αξονική ταχύτητα c , η οποία επιτρέπει μια μονοδιάστατη περιγραφή του προβλήματος. Αυτή η αποτελεσματική ταχύτητα εξαγωγής γ είναι η μέση ισοδύναμη ταχύτητα με την οποία εκτοξεύεται το προωθητικό από το όχημα. Ορίζεται ως:

$$c = I_s g_0 = F / \dot{m}$$

Δίνεται είτε σε μέτρα ανά δευτερόλεπτο είτε σε πόδια ανά δευτερόλεπτο. Δεδομένου ότι το c διαφέρει μόνο από μια αυθαίρετη σταθερά, μπορεί να χρησιμοποιηθεί ως μέτρο της απόδοσης των πυραύλων.

Σε πυραύλους στερεών προωθητών είναι δύσκολο να μετρηθεί με ακρίβεια ο ρυθμός ροής του προωθητικού. Επομένως, η συγκεκριμένη ώθηση υπολογίζεται συχνά από το συνολική ώθηση και το βάρος του προωθητικού (χρησιμοποιώντας τη διαφορά μεταξύ αρχικού και τελικού βάρους κινητήρα και εξισώσεων 1-5). Με τη σειρά του η συνολική ώθηση λαμβάνεται από το ολοκλήρωμα της μετρούμενης ώσης με το χρόνο, χρησιμοποιώντας την εξίσωση 1-1. Στις μονάδες υγρών προωθητών είναι δυνατόν να μετρηθεί η ταχύτητα ροής του ωστικού και του στιγμιαίου προωθητικού και έτσι να χρησιμοποιηθεί η εξίσωση 1-3 για τον υπολογισμό συγκεκριμένης ώθησης. Η εξίσωση 1-4 επιτρέπει έναν άλλο ορισμό για συγκεκριμένη ώθηση, δηλαδή την ποσότητα ώθησης που μεταδίδεται σε ένα όχημα ανά μονάδα βάρους σε επίπεδο θάλασσας του προωθητικού που καταναλώνεται.

Ο όρος κατανάλωση ειδικού προωθητικού αναφέρεται στην αμοιβαιότητα της ειδικής ώθησης και δεν χρησιμοποιείται συνήθως σε πυραυλική πρόωση. Χρησιμοποιείται σε συστήματα πρόωσης αυτοκινήτων και αγωγών.

Η αναλογία μάζας MR ενός οχήματος ή ενός συγκεκριμένου σταδίου του οχήματος ορίζεται ως η τελική μάζα m_f (μετά τη λειτουργία πυραύλων έχει καταναλώσει όλο το χρησιμοποιήσιμο προωθητικό) διαιρούμενο με m_0 (πριν από τη λειτουργία πυραύλων).

$$MR = m_f / m_0$$

Αυτό ισχύει για ένα ή περισσότερα οχήματα. Για το τελευταίο, η συνολική αναλογία μάζας είναι το προϊόν των αναλογιών μάζας του επιμέρους οχήματος. Η τελική μάζα m_f είναι η μάζα του οχήματος μετά την παύση λειτουργίας του πυραύλου όταν καταναλώθηκε και εκτοξεύθηκε όλη η χρήσιμη μάζα προωθητικού m_p .

Η τελική μάζα του οχήματος m_f περιλαμβάνει όλα τα στοιχεία που δεν είναι χρήσιμα προωθητικά και μπορεί να περιλαμβάνουν συσκευές καθοδήγησης, εργαλεία πλοήγησης, ωφέλιμο φορτίο (π.χ. επιστημονικά όργανα ή στρατιωτική κεφαλή), συστήματα ελέγχου πτήσης, συσκευές επικοινωνίας, τροφοδοτικά, δομή δεξαμενής, άχρηστο προωθητικό υλικό πρόωσης.

Σε ορισμένα οχήματα μπορεί επίσης να περιλαμβάνει φτερά, πτερύγια, πλήρωμα, υποστήριξη ζωής συστήματα, ασπίδες επανεισόδου, εργαλεία προσγείωσης και άλλα.

Οι τυπικές τιμές του MR μπορούν να κυμανθούν από 60% για ορισμένους τακτικούς πυραύλους σε λιγότερο από 10% για ορισμένα στάδια μη επανδρωμένων οχημάτων εκτόξευσης. Αυτός ο λόγος μάζας είναι μια σημαντική παράμετρος στην ανάλυση της απόδοσης πτήσης. Όταν εφαρμόζεται MR σε ένα μόνο στάδιο, τότε τα ανώτερα στάδια του γίνονται το "ωφέλιμο φορτίο".

Το κλάσμα μάζας προωθητικού ζ δείχνει το κλάσμα μάζας προωθητικού m_p σε αρχική μάζα m_0 . Μπορεί να εφαρμοστεί σε όχημα, στάδιο ενός οχήματος ή σε σύστημα πρόωσης πυραύλων.

$$\zeta = \frac{m_p}{m_0}$$

$$\zeta = (m_0 - m_f) / m_0 = m_p / (m_p + m_f)$$

$$m_0 = m_f + m_p$$

Όταν εφαρμόζεται σε ένα σύστημα πρόωσης πυραύλων, ο λόγος μάζας MR και το προωθητικό κλάσμα ζ είναι διαφορετικοί από αυτούς που ισχύουν για ένα όχημα όπως περιεγράφηκε παραπάνω.

Εδώ η αρχική ή φορτωμένη μάζα m_0 αποτελείται από την αδρανή μάζα πρόωσης (υλικό απαραίτητο για την καύση και την αποθήκευση του προωθητικού) και την πραγματική μάζα του προωθητικού.

Θα αποκλείονταν οι μάζες μη προωθητικών συστατικών, όπως το ωφέλιμο φορτίο ή οι συσκευές καθοδήγησης. Για παράδειγμα, σε μια μηχανή πυραυλοκινητήρων με υγρό προωθητήρα, η τελική ή αδρανής μάζα πρόωσης m_f θα περιλαμβάνει τις δεξαμενές τροφοδοσίας προωθητικού, το σύστημα συμπίεσης τους (με σύστημα εκτόνωσης στροβιλισμού ή και αερίου), έναν ή περισσότερους θαλάμους ώθησεως, διάφορες σωληνώσεις, εξαρτήματα και βαλβίδες, μια βάση κινητήρα ή μια δομή κινητήρα, φίλτρα και ορισμένοι αισθητήρες.

Το υπόλοιπο ή μη χρησιμοποιήσιμο προωθητικό θεωρείται συνήθως ότι αποτελεί μέρος της τελικής αδρανούς μάζας m_f . Ωστόσο, ορισμένοι κατασκευαστές πυραυλοκινητήρων αποδίδουν υπολείμματα ώστε να αποτελούν μέρος της μάζας προωθητήρων m_p .

Όταν εφαρμόζεται σε σύστημα πρόωσης πυραύλων, η τιμή του κλάσματος μάζας προωθητικού ζ δείχνει την ποιότητα του σχεδιασμού, για παράδειγμα, 0,91 σημαίνει ότι μόνο το 9% της μάζας είναι υλικό αδρανούς πυραύλου, τροφοδοτεί και καίει μια ουσιαστικά μεγαλύτερη μάζα προωθητικού. Μια υψηλή τιμή ζ είναι πιο επιθυμητή.

Ο λόγος ώθησης προς βάρος ενός πλήρους συστήματος πρόωσης ορίζεται ως η συνολική ώθηση διαιρεμένη από το αρχικό βάρος του οχήματος φορτωμένο με προωθητικό φορτίο w_0 . Μια υψηλή τιμή υποδεικνύει έναν αποδοτικό σχεδιασμό. Σύμφωνα με τις παραδοχές μας για σταθερή ώθηση και αμελητέες μεταβάσεις έναρξης και λήξης, μπορεί να εκφραστεί ως:

$$\begin{aligned}\frac{I_t}{w_0} &= \frac{I_t}{(m_f + m_p)g_0} \\ &= \frac{I_s}{m_f / m_p + 1}\end{aligned}$$

Ο λόγος ώθησης προς βάρος F / w_0 εκφράζει την επιτάχυνση (σε πολλαπλάσια επιφανειακή επιτάχυνση της βαρύτητας της γης) που ο κινητήρας είναι ικανός να δίδει στη δική του μάζα του φορτισμένου συστήματος πρόωσης.

Για σταθερή ώθηση, η μέγιστη τιμή του λόγου ώσης προς βάρος ή της μέγιστης επιτάχυνσης λαμβάνει χώρα λίγο πριν από τον τερματισμό ή την καύση επειδή η μάζα του οχήματος έχει μειωθεί από τη μάζα του χρήσιμου προωθητικού.

Οι τιμές F/w δίδονται στον Πίνακα 1. Η ώθηση-προς-βάρος αναλογία είναι χρήσιμη για τη σύγκριση διαφόρων τύπων συστημάτων πυραύλων.

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	200–468	2500–4100	$10^{-2} - 100$	Seconds to a few minutes	$10^{-1} - 10^3$	Liquid or solid propellants	Flight proven
Liquid monopropellant	194–223	600–800	$10^{-1} - 10^{-2}$	Seconds to minutes	0.02–200	N ₂ H ₄	Flight proven
Nuclear fission	500–860	2700	$10^{-2} - 30$	Seconds to minutes	$10^{-1} - 10^3$	H ₂	Development was stopped
Resistojet	150–300	2900	$10^{-2} - 10^{-4}$	Days	$10^{-5} - 10^{-1}$	H ₂ , N ₂ H ₄	Flight proven
Arc heating—electrothermal	280–1200	20,000	$10^{-4} - 10^{-2}$	Days	$10^{-5} - 1$	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	1000–1700	—	10^{-4}	Weeks	$10^{-1} - 5 \times 10^{-1}$	Xenon	Flight proven
Ion—electrostatic	1200–5000	—	$10^{-6} - 10^{-4}$	Months	$10^{-5} - 1$	Xenon	Several have flown
Solar heating	400–700	1300	$10^{-3} - 10^{-2}$	Days	$10^{-2} - 1$	H ₂	In development

Πίνακας 2: Περιοχές τυπικών παραμέτρων απόδοσης για διάφορα συστήματα πρόωσης πυραύλων

1.2 Ωθηση

Η ώθηση είναι η δύναμη που παράγεται από ένα σύστημα πρόωσης πυραύλων το οποίο επενεργεί σε ένα όχημα. Με απλοποιημένο τρόπο, είναι η αντίδραση που υφίσταται η δομή του λόγω της εκτόξευσης της ύλης σε υψηλή ταχύτητα.

Αντιπροσωπεύει το ίδιο φαινόμενο που ωθεί ένα λάστιχο κήπου προς τα πίσω ή κάνει μια ανάκρουση πυροβόλων όπλων. Στην τελευταία περίπτωση, η πρόσθια ορμή της σφαίρας και του φορτίου της σκόνης είναι ίση με την ανάκρουση ή την οπίσθια ορμή του όπλου.

Η ορμή είναι μια διανυσματική ποσότητα και ορίζεται ως το προϊόν της ταχύτητας των μαζικών χρόνων.

Όλες οι έλικες πλοίων και τα κουπιά δημιουργούν την ώθηση προς τα εμπρός σε βάρος της ορμής των μαζών νερού ή αέρος, τα οποία επιταχύνονται προς τα πίσω. Η πρόωση από καύσιμα διαφέρει από τις συσκευές αυτές κυρίως στο σχετικό μέγεθος των επιταχυνόμενων μαζών και ταχυτήτων.

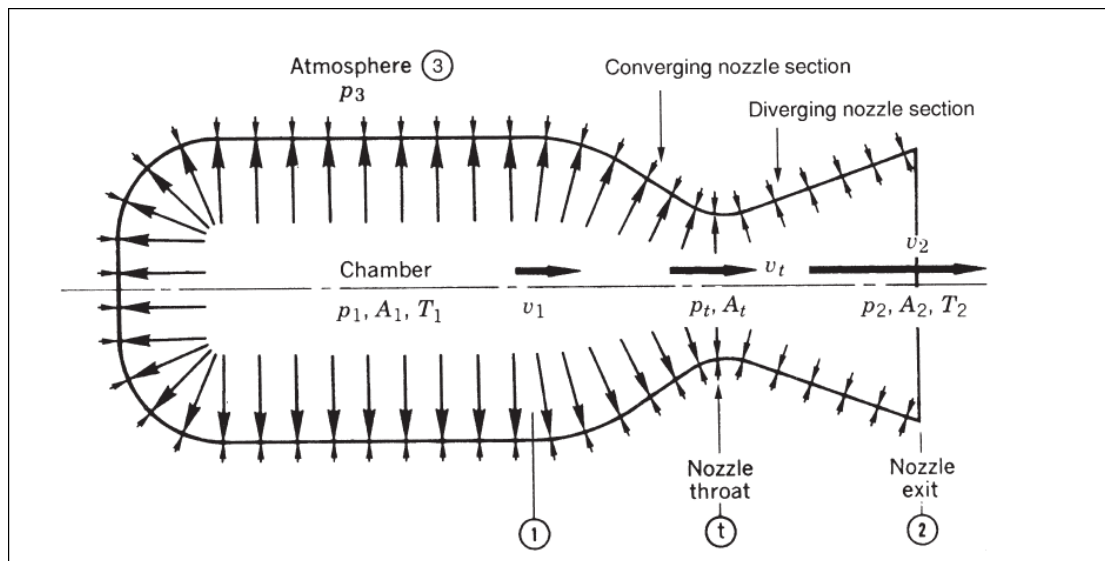
Στην πυραυλική πρόωση εμπλέκονται σχετικά μικρές μάζες που μεταφέρονται μέσα στο όχημα και εκτοξεύονται με υψηλές ταχύτητες.

Η ώθηση, λόγω αλλαγής της ορμής, δίνεται παρακάτω. Η ώση και η ροή μάζας είναι σταθερές και η ταχύτητα εξόδου αερίου είναι ομοιόμορφη και αξονική.

$$F = \frac{dm}{dt} u^2 = \dot{m} u_2 = \frac{w}{g_0} u_2$$

Αυτή η δύναμη αντιπροσωπεύει τη συνολική δύναμη προώθησης όταν η πίεση εξόδου του ακροφυσίου ισούται με την πίεση περιβάλλοντος.

Η πίεση του περιβάλλοντος υγρού (δηλ. Η τοπική ατμόσφαιρα) δημιουργεί τη δεύτερη συμβολή που επηρεάζει την ώθηση. Η εικόνα 2 δείχνει σχηματικά την εξωτερική πίεση που επενεργεί ομοιόμορφα στην εξωτερική επιφάνεια ενός θαλάμου πυραύλων και τις μεταβαλλόμενες πιέσεις αερίου στο εσωτερικό μιας τυπικής θερμικής μηχανής πυραύλων.



Εικόνα 1: Η ισορροπία πίεσης στους εσωτερικούς τοίχους του θαλάμου και του ακροφυσίου δεν είναι ομοιόμορφη η εσωτερική πίεση αερίου (που υποδεικνύεται από το μήκος των βελών) είναι η υψηλότερη στο θάλαμο (p_1) και μειώνεται σταθερά στο ακροφύσιο μέχρι να φτάσει στην πίεση εξόδου του ακροφυσίου p_2 . Το εξωτερικό ή η ατμοσφαιρική πίεση p_3 είναι ομοιόμορφη. Στο λαιμό η πίεση είναι p_t . Οι τέσσερις δείκτες (που εμφανίζονται μέσα σε κύκλους) αναφέρονται στις ποσότητες A , v , T και p σε συγκεκριμένες θέσεις.

Το μέγεθος και το μήκος των βελών υποδεικνύουν το σχετικό μέγεθος των δυνάμεων πίεσης. Η αξονική ώθηση μπορεί να προσδιοριστεί με την ενσωμάτωση όλων των πιέσεων που δρουν σε περιοχές που μπορούν να προβάλλονται σε ένα επίπεδο κανονικό προς τον άξονα του ακροφυσίου.

Οι δυνάμεις που ενεργούν ακτινικά προς τα έξω είναι αισθητές αλλά δεν συνεισφέρουν στην αξονική ώθηση επειδή ένας πύραυλος είναι τυπικά ένας αξονικά συμμετρικός θάλαμος. Οι συνθήκες πριν από την είσοδο στο ακροφύσιο είναι ουσιαστικά συνθήκες στασιμότητας.

Το μέγεθος και το μήκος των βελών υποδεικνύουν το σχετικό μέγεθος των δυνάμεων πίεσης. Η αξονική ώθηση μπορεί να προσδιοριστεί με την ενσωμάτωση όλων των πιέσεων που δρουν σε περιοχές που μπορούν να προβάλλονται σε ένα επίπεδο κανονικό προς τον άξονα του ακροφυσίου.

Οι δυνάμεις που ενεργούν ακτινικά προς τα έξω είναι αισθητές αλλά δεν συνεισφέρουν στην αξονική ώθηση επειδή ένας πύραυλος είναι τυπικά ένας αξονικά συμμετρικός θάλαμος. Οι συνθήκες πριν από την είσοδο στο ακροφύσιο είναι ουσιαστικά συνθήκες στασιμότητας.

$$F = \dot{m}u_2 + (p_2 - p_3)A_2$$

Ο πρώτος όρος είναι η ωστική ώθηση που αντιπροσωπεύει το προϊόν του ρυθμού ροής της μάζας προωθητικού και της ταχύτητας εξάτμισης του σε σχέση με το όχημα. Ο δεύτερος όρος αντιπροσωπεύει την ώση πίεσης που αποτελείται από το προϊόν της περιοχής διατομής στην έξοδο ακροφυσίου A_2 (όπου ο πίδακας εξαγωγής αφήνει το όχημα) και τη διαφορά μεταξύ της πίεσης των καυσαερίων στην έξοδο και της πίεσης του περιβάλλοντος.

Εάν η πίεση εξάτμισης είναι μικρότερη από την πίεση του περιβάλλοντος υγρού, η ώση πίεσης είναι αρνητική. Επειδή αυτή η κατάσταση δίνει μια μικρή ώση και είναι ανεπιθύμητη, το ακροφύσιο πυραύλων είναι συνήθως σχεδιασμένο έτσι ώστε η πίεση εξάτμισης να είναι ίση ή ελαφρώς μεγαλύτερη από την πίεση του περιβάλλοντος υγρού.

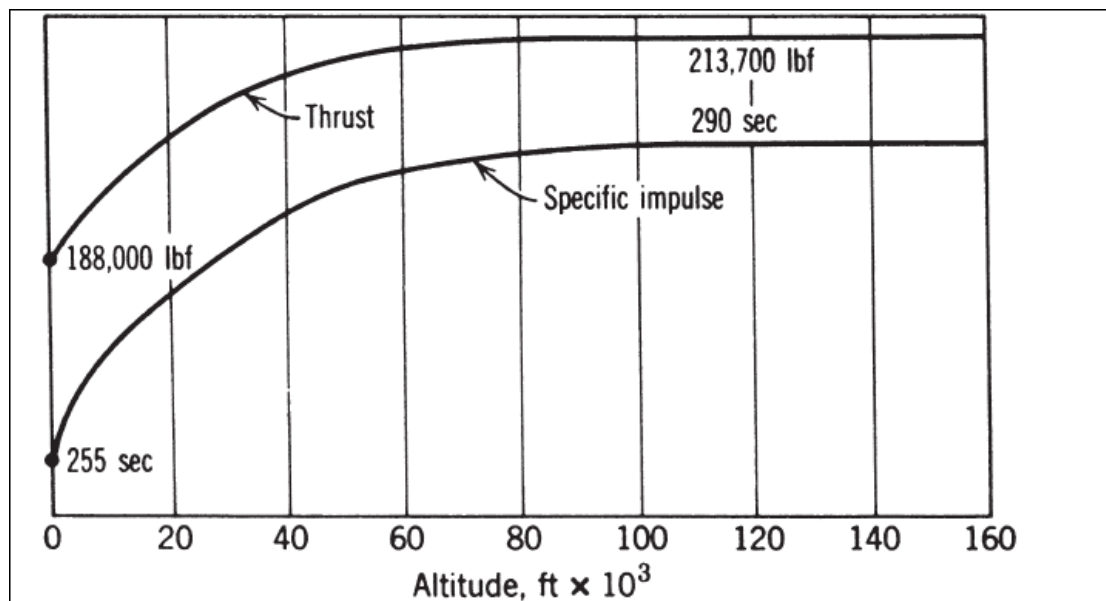
Όταν η πίεση στην ατμόσφαιρα είναι ίση με την πίεση εξάτμισης, ο όρος πίεσης είναι μηδέν και η ώση είναι ίδια με την εξίσωση 1-13. Στο κενό του χώρου $p_3 = 0$ και η ώθηση γίνεται

$$F = \dot{m}u_2 + p_2A_2$$

Στο υψόμετρο όπου η πίεση εξάτμισης είναι ακριβώς ίση με την πίεση του περιβάλλοντος υγρού ($p_2 = p_3$) η ώση πίεσης είναι μηδενική. Για οποιοδήποτε ακροφύσιο αυτό συμβαίνει μόνο σε μία στάση, και αυτό αναφέρεται ως ακροφύσιο πυραύλων με βέλτιστο λόγο διαστολής ακροφυσίου A_2 / A_t . Αυτό αναπτύσσεται περαιτέρω στο Κεφάλαιο 2.

Η εξίσωση 1-14 δείχνει ότι η ώθηση μιας μονάδας πυραύλων είναι ανεξάρτητη από την ταχύτητα πτήσης. Επειδή οι μεταβολές στην πίεση περιβάλλοντος επηρεάζουν την ώση πίεσης, υπάρχει μια παραλλαγή της ώσης του πυραύλου με υψόμετρο. Επειδή η ατμοσφαιρική πίεση μειώνεται όσο αυξάνει το υψόμετρο, η ώθηση και η ειδική ώθηση θα αυξηθούν καθώς το όχημα προωθείται σε υψηλότερα υψόμετρα. Αυτή η αλλαγή στην ωστική πίεση που οφείλεται σε αλλαγές ύψους μπορεί να

κυμαίνεται μεταξύ 10 και 30% της συνολικής ώσης, όπως φαίνεται για έναν τυπικό πυραυλοκινητήρα στην εικόνα 2.



Εικόνα 2: Υψομετρική απόδοση του πυραυλοκινητήρα υγρού καυσίμου RS 27 που χρησιμοποιείται στο πρόωρες εκδόσεις του οχήματος εκτόξευσης Delta.

1.2.1 Τζέτ Αγωγός Προώθησης

Αυτή η κατηγορία λέγεται επίσης αερόβιες μηχανές, περιλαμβάνει συσκευές που έχουν έναν αγωγό για να περιοριστεί η ροή του αέρα. Χρησιμοποιούν οξυγόνο από τον αέρα για να καίγουν το καύσιμο που αποθηκεύεται στο όχημα πτήσης. Η κατηγορία περιλαμβάνει τον πίδακα με τουρμπίνες, τις φτερωτές με τουρμπίνα, τον πίδακα υδραυλικών συμπίεσεων και τον κινητήρα αεριωθητή .

Αυτή η κατηγορία προώθησης αναφέρεται συνήθως για να προβάλλει μια σύγκριση με την προώθηση πυραύλου και ένα περιθώριο για συνδυασμό πυραυλοκινητήρων μηχανών, οι οποίες αναφέρονται αργότερα. Ο πίνακας 3 και 4 συγκρίνει διάφορα χαρακτηριστικά απόδοσης των συγκεκριμένων χημικών πυραύλων με εκείνες των τυπικών πιδάκων με τουρμπίνες και πιδάκων υδραυλικών συμπίεσεων.

Μια υψηλή συγκεκριμένη ώθηση, η οποία είναι ένα μέτρο απόδοσης που καθορίζεται μετέπειτα, συσχετίζεται άμεσα με μια μακροχρόνια σειρά πτήσης και υποδηλώνει έτσι την ανώτερη ικανότητα εμβέλειας των μηχανών ανάπνευσης αέρα πέρα των χημικών πυραύλων σε σχετικά χαμηλό ύψος. Η μοναδικότητα του πυραύλου για παράδειγμα,

η υψηλή ώθηση σε βάρος, η υψηλή ώθηση στην μετωπική περιοχή, και σχεδόν η ανεξαρτησία ώθησης του υψόμετρου, επιτρέπει εξαιρετικά μεγάλες σειρές πτήσεων να γίνουν σε αραιωμένο αέρα και στο διάστημα. Η μηχανή με πίδακα με τουρμπίνα είναι η πιο κοινή των μηχανών με αεραγωγούς. Το σχήμα 1-1 παρουσιάζει τα βασικά στοιχεία

Χαρακτηριστικά	Κινητήρας Χημικού Πυραύλου ή Πύραυλος		
	Κινητήρας	Μηχανή με πίδακα με τουρμπίνα	Μηχανή με πίδακα υδραυλικής συμπίεσης
Τυπική αναλογία Ώθησης προς βάρος	75:1	5:1, Πίδακας με τουρμπίνα και μετά την καύση	7:1 σε Mach 3 σε 30,000 πόδια
Ειδική καύση καυσίμων (λίβρες του προωθητικού Ή των καυσίμων ανά ώρα Ανά λίβρα της ώθησης) ^a	8–14	0.5–1.5	2.3–3.5
Ειδική ώθηση (λίβρες Της ώθησης ανά Τετραγωνικό πόδι της Μετωπιαίας επιφάνειας Η ώθηση αλλάζει με το ύψος Ώθηση προς ταχύτητα πτήσης	5000- 25,000	2500 (χαμηλό Mach στην επιφάνεια της θάλασσας)	2700 (Mach 2 στην επιφάνεια της θάλασσας)
	Μικρή αύξηση	Μειώσεις	Μειώσεις
	Σχεδόν σταθερή	Αυξάνει με ταχύτητα	Αυξάνει με ταχύτητα

Πίνακας 3: Σύγκριση διάφορων χαρακτηριστικών ενός Τυπικού Χημικού Πυραύλου και του Συστήματος Διπλού Αγωγού Προώθησης

Χαρακτηριστικά	Κινητήρας Χημικού Πυραύλου ή Πύραυλος		
	Κινητήρας	Μηχανή με πίδακα με τουρμπίνα	Μηχανή με πίδακα υδραυλικής συμπίεσης
Ώθηση προς θερμοκρασία Αέρα	Συνεχής	Μειώσεις με την θερμοκρασία	Μειώσεις με την θερμοκρασία
Ταχύτητα πτήσης προς Ταχύτητα <u>αερίων</u>	Είναι ανεξάρτητη η ταχύτητα πτήσης μπορεί να είναι μεγαλύτερη	Η ταχύτητα της πτήσης είναι πάντα μικρότερη από την ταχύτητα των αερίων	Η ταχύτητα της πτήσης είναι πάντα μικρότερη από την ταχύτητα των αερίων
Περιορισμός του Υψόμετρου	Κανένας, κατάλληλο για διαστημικά ταξίδια	14,000–17,000 m	20,000 m στο Mach 3 30,000 m στο Mach 5 45,000 m στο Mach 12
Ειδική, τυπική ώθηση ^v (δύναμη ώθησης ανά προωθητικής μονάδας ή βάρος ροής καυσίμου αν δευτερόλεπτο)	270 δευτερόλεπτα	1600 δευτερόλεπτα	1400 δευτερόλεπτα

Πίνακας 4: Σύγκριση διάφορων χαρακτηριστικών ενός Τυπικού Χημικού Πυραύλου και του Συστήματος Διπλού Αγωγού Προώθησης

Στις υπερηχητικές ταχύτητες πτήσης πάνω από 2 Mach ο κινητήρας με πίδακα υδραυλικής συμπίεσης (ένας καθαρός αγωγού κινητήρα) γίνεται ελκυστική για την πτήση μέσα στην ατμόσφαιρα. Η ώθηση παράγεται αυξάνοντας την ορμή του αέρα καθώς περνάει μέσα από τον πίδακα υδραυλικής συμπίεσης, βασικά καθώς επιτυγχάνετε στις μηχανές στροβιλωθρών και στους κινητήρες με φτερωτές τουρμπίνες, αλλά χωρίς τους συμπιεστές ή στροβίλους. Ο πίνακας 4μας παρουσιάζει τις βασικές συνιστώσες ενός τύπου πίναδα υδραυλικής συμπίεσης . ο πίδακας υδραυλικής καύσης με υποηχητική καύση και καύσιμο υδρογονανθράκων έχουν ένα ανώτερο όριο ταχύτητας περίπου (σε ταχύτητα του ήχου) τα 5 Mach, το καύσιμο υδρογόνου με την ψύξη υδρογόνου, το αυξάνουν αυτό τουλάχιστον σε (ταχύτητα του ήχου) 16 Mach.

Ο πίδακας υδραυλικής συμπίεσης με την υπερηχητική καύση είναι γνωστό ως scramjets και έχουν πετάξει σε πειραματικά οχήματα. Όλοι οι πίδακες υδραυλικής συμπίεσης εξαρτώνται από τους ενισχυτές πυραύλων ή κάποια άλλη μέθοδο (όπως η εκτόξευση από ένα αεροσκάφος) για την επιτάχυνση, πλησίον στο σχέδιο τους, της ταχύτητας της πτήσης τους για να γίνει λειτουργικό. Οι αρχικές τοποθετήσεις των πιδάκων υδραυλικής συμπίεσης με υποηχητική καύση βρίσκονται στο πλοίο και εκτοξεύουν στο έδαφος αντιαεροπορικά βλήματα. Μελέτες για πίδακα υδραυλικής συμπίεσης με υδραγονοπυρόλυση για τα υπερηχητικά αεροσκάφη είναι πολλά υποσχόμενα. Το όχημα υπερηχητικής πτήσης είναι ένας συνδυασμός του οδηγούμενου πίδακας υδραυλικής συμπίεσης αεροσκάφους υψηλής ταχύτητας και ένα ή δύο σταδίων αρωγού πυραύλου . Μπορεί να ταξιδέψει με ταχύτητες πάνω από έναν αριθμό Mach (ταχύτητα του ήχου) , σε υψόμετρο από 25 έως και 50,000 m.

1.2.2 Χημική προώθηση πυραύλου

Η ενέργεια από μια αντίδραση καύσης υψηλής πίεσης των χημικών προωθητικών ουσιών συνήθως ένα καύσιμο και μια οξειδωτική χημική ουσία, επιτρέπει την θέρμανση των αερίων αντίδρασης του προϊόντος, σε πολύ υψηλές θερμοκρασίες (2500 έως 4100o C ή 4500o C έως 7400o F). Ακολούθως αυτά τα αέρια επεκτείνονται σε ένα ακροφύσιο και επιταχύνονται σε υψηλές ταχύτητες (1800 έως 4300 m/sec ή 5900 έως 14,100ft/sec). Έκτοτε αυτές οι θερμοκρασίες αερίου είναι διπλάσιες από το σημείο τήξης του χάλυβα, είναι απαραίτητο να ψύξουν ή να μονώσουν όλες τις επιφάνειες που είναι εκτεθειμένες στα θερμά αέρια. Σύμφωνα με

την φυσική κατάσταση του προωθητικού υπάρχουν αρκετές διαφορετικές κατηγορίες των συσκευών πρόωσης χημικού πυραύλου.

Οι Πυραυλοκινητήρες υγρού καυσίμου χρησιμοποιούν προωθητικά καύσιμα τα οποία τροφοδοτούνται υπό πίεση από δεξαμενές σε θάλαμο ωθήσεως.

Οι πυραυλοκινητήρες με υγρό προωθητικό αποτελούνται από ένα οξειδωτικό υγρό (π.χ υγρό οξυγόνο) και ένα υγρό καύσιμο (π.χ. κηροζίνη)

Το μονοπρωθητικό είναι ένα απλό υγρό που περιέχει τόσο οξειδωτικά όσο είδη καυσίμων, αποσυντίθεται σε καυσαέριο όταν καταλύεται καταλλήλως.

Τα συστήματα τροφοδοσίας με πίεση αερίου χρησιμοποιούνται ως επί τον πλείστον σε συστήματα χαμηλής ώθησης, χαμηλής συνολικής ενεργειακής προώθησης όπως εκείνα που χρησιμοποιούνται για τον έλεγχο στάσης των ιπτάμενων οχημάτων, με περισσότερα από έναν θάλαμο προώθησης ανά κινητήρα. Τα συστήματα πυραύλου που τροφοδοτούνται καύσιμα με αντλία χρησιμοποιούνται συνήθως στις εφαρμογές με μεγάλες ποσότητες των προωθητικών και υψηλών ωθήσεων, όπως στην εκτόξευση οχημάτων στο διάστημα.

Ο όρος θάλαμος ώθησης, χρησιμοποιείται για την συναρμολόγηση του εγχυτήρα, του ακροφύσιου και του θαλάμου, προτιμάται από διάφορους επίσημους οργανισμούς και συνεπώς έχει χρησιμοποιηθεί σε αυτό το βιβλίο. Για μικρά διαστημικά σκάφη ελέγχου πυραύλων ο όρος προωθητής (ένας μικρός θάλαμος ωθήσεως) κοινός χρησιμοποιείται και θα χρησιμοποιηθεί σε μερικά τμήματα αυτού του βιβλίου.

1.2.3 Συνδυασμοί Τουρμποκινητήρες με αγωγούς και μηχανισμοί πυραύλων.

Το βλήμα Tomahawk, επιφάνεια σε επιφάνεια, χρησιμοποιεί δύο στάδια πρόωσης κατά σειρά. Ο προωθητήρας πυραύλου στέρεου καυσίμου ανυψώνει το βλήμα μακριά από την πλατφόρμα εκτόξευσης και αχρηστεύεται μετά την λειτουργία του. Ένας μικρός κινητήρας πίδακα με τουρμπίνα διατηρεί την πτήση σε χαμηλό επίπεδο με σχεδόν σταθερή ταχύτητα προς τον στόχο.

Η ελατός πύραυλος με αγωγούς, ορισμένες φορές ονομάζεται πύραυλος με επαύξηση αέρα, συνδυάζει τις βασικές αρχές του πυραύλου και του κινητήρα πίδακα υδραυλικής συμπίεσης, του δίνει υψηλότερες επιδόσεις (συγκεκριμένη ώθηση) από έναν χημικό πυραυλοκινητήρα καθώς λειτουργεί μέσα στην ατμόσφαιρα της γης.

Συνήθως ο όρος "πύραυλος με επαύξηση αέρα" δηλώνει την ανάμειξη του αέρα μαζί με την εξάτμιση πυραύλου (πλούσιο καύσιμο για μετά την καύση) σε αναλογίες που

επιτρέπουν στην συσκευή πρόωσης για την διατήρηση των τυπικών χαρακτηριστικών μιας μηχανής πυραύλου, για παράδειγμα υψηλή στατική ώθησης και υψηλή αναλογία ώθησης προς το βάρος.

Αντίθετα, η έλατος πυραύλου με αγωγούς συχνά είναι όπως ο πίδακας υδραυλικής συμπίεσης, στο ότι θα πρέπει να ενισχυθεί με ταχύτητα λειτουργίας και χρησιμοποιεί τις συνιστώσες του πυραύλου περισσότερο σαν μια γεννήτρια αερίου πλούσια σε καύσιμα (υγρή ή στερεή).

Οι κυριότερες αρχές του πυραύλου και του πίδακα υδραυλικής συμπίεσης μπορούν να συνδυαστούν. Ένα παράδειγμα από τα δύο αυτά συστήματα προώθησης, λειτουργούν κατά σειρά και διαδοχικά και ταυτόχρονα χρησιμοποιούν έναν κοινό θάλαμο καύσης όπως φαίνεται στο σχήμα 1-7.

Η διαμόρφωση χαμηλού όγκου που είναι γνωστή ως ενσωματωμένο πίδακα υδραυλικής πίεσης του πυραύλου

Μπορεί να είναι ελκυστική σε βλήματα που εκτοξεύονται με αέρα, χρησιμοποιώντας προωθητική κίνηση του

Πίδακας υδραυλικής συμπίεσης. Η μετάβαση από τον πύραυλο στον πίδακα υδραυλικής συμπίεσης απαιτεί την επέκταση του λαιμού του ακροφύσιου εξαγωγής (συνήθως με την εξαγωγή τμημάτων ακροφύσιου πυραύλου), ανοίγοντας την διεπαφή του θαλάμου εισόδου αέρα – καύσης του πίδακα υδραυλικής συμπίεσης και ακολουθώντας αυτά τα δύο γεγονότα με την κανονική αλληλουχία εκκίνησης του πίδακα υδραυλικής συμπίεσης.

Ένας πίδακας υδραυλικής συμπίεσης στερεού καυσίμου χρησιμοποιεί έναν κόκκο στερεού καυσίμου που αεριοποιεί ή αφαιρεί και αντιδρά με τον αέρα. Η καλή απόδοση καύσης έχει επιτευχθεί με παντεταρισμένο στερεό καύσιμο που περιέχει βόριο και κατασκευάζεται σε έναν παρόμοιο κόκκο σε ένα στερεό προωθητικό και καίγεται με παρόμοιο τρόπο με ένα υβριδικό σύστημα πρόωσης πυραύλου.

1.2.4 Μηχανές πυρηνικού πυραύλου

Δύο διαφορετικοί τύποι πηγών πυρηνικής ενέργειας έχουν διερευνηθεί για την διανομή θερμότητας σε ένα καύσιμο λειτουργίας, συνήθως υγρό υδρογόνο το οποίο εν συνεχεία μπορεί να επεκταθεί σε ένα ακροφύσιο και συνεπώς να επιταχύνει σε υψηλές ταχύτητες εκτόξευσης (6,000 έως 11,000 m/sec).

Συνεπώς κανένα δεν μπορεί να θεωρηθεί σήμερα πλήρως αναπτυγμένο και κανένα δεν έχει πετάξει. Υπάρχει η αντίδραση της πυρηνικής διάσπασης και η αντίδραση της τήξης. Και οι δύο είναι βασικές επεκτάσεις του προωθητικού καύσιμου του πυραυλοκινητήρα. Η θέρμανση του αερίου είναι τέλεια από την διανομή της ενέργειας από μετασχηματισμούς μέσα στους πυρήνες του ατόμου. Στους χημικούς πυραύλους η ενέργεια αποκτιέται μέσα από τους προωθητήρες, αλλά στους πυρηνικούς πυραύλους η πηγή ενέργειας συνήθως διαχωρίζεται από το προωθητικό.

Στον πυρηνικό πύραυλο η αντίδραση διάσπασης μπορεί να δημιουργηθεί θερμότητα από την διάσπαση του ουρανίου στο στερεό υλικό του αντιδραστήρα και εν συνέχεια μεταφέρεται στο καύσιμο λειτουργίας (βλ. αναφορές 1-11 έως 1-13). Η πυραυλική πυρηνική διάσπαση είναι πρωτίστως κινητήρας υψηλής ώθησης (πάνω από 40,000 N) με ειδικές τιμές ωθήσεως πάνω από 900 δευτερόλεπτα. Οι πύραυλοι πυρηνικής διάσπασης έχουν σχεδιαστεί και δοκιμαστεί στην δεκαετία του 1960 στις Ηνωμένες Πολιτείες και επίσης στην Σοβιετική Ένωση που σήμερα είναι η Ρωσία.

Οι δοκιμές εδάφους με υδρογόνο ως καύσιμο λειτουργίας κορυφώθηκε σε ώθηση των 980,000N (210,000 δύναμη) σε μια πυρηνική αντίδραση στον πυρήνα του γραφίτη , επιπέδου δύναμης των 4100MV με ισοδύναμο ειδικό υψόμετρο ώθησης των 848 δευτερολέπτων και θερμοκρασία υδρογόνου περίπου 2500K. Υπήρχαν ανησυχίες για την αντοχή των υλικών σε υψηλές θερμοκρασίες (πάνω από 2600K) και δυνατές ακτινοβολίες , στον έλεγχο ισχύος της στάθμης, ψύξη ενός αντιδραστήρα μετά την λειτουργία, την μετριοπάθεια της υψηλής ενέργειας των νετρονίων και την σχεδίαση ελαφριών ασπίδων ακτινοβολίας για ένα επανδρωμένο διαστημικό όχημα. Δεν υπάρχουν περαιτέρω δοκιμές εδάφους των πυραυλοκίνητων πυρηνικής διάσπασης που να έχουν πραγματοποιηθεί.

Τα τελευταία χρόνια έχει ανανεωθεί το ενδιαφέρον για την πρόωση πυραύλων πυρηνικής αντίδρασης για την πιθανή επανδρωμένη αποστολή πλανητικής εξερεύνησης. Μελέτες έχουν δείξει ότι η υψηλή ειδική ώθηση (που εκτιμάται σε ορισμένες μελέτες στα 1100 δευτερόλεπτα) επιτρέπει μικρότερους χρόνους μεταφοράς σε πλανητικά ταξίδια, μικρότερα οχήματα και περισσότερη ευελιξία στον χρόνο εκτόξευσης, όταν οι πλανήτες δεν είναι στις ευνοϊκές σχετικές τους θέσεις. Βλέπε αναφορές 1-11 και 1-13.

Η τήξη είναι ένας εναλλακτικός τρόπος για την δημιουργία πυρηνικής ενέργειας η οποία μπορεί να θερμάνει το καύσιμο λειτουργίας. Ένας αριθμός από διαφορετικές έννοιες έχουν μελετηθεί. Μέχρι σήμερα κανένα δεν είναι εφικτό ή πρακτικό.

Ανησυχίες σχετικά με ένα ατύχημα από αμέλεια εξάπλωσης των ραδιενεργών υλικών στο περιβάλλον της γης και το υψηλό κόστος των αναπτυξιακών προγραμμάτων μέχρι σήμερα εμπόδισε την ανακτώμενη πειραματική ανάπτυξη ενός μεγάλου πυρηνικού πυραυλοκινητήρα. Εκτός αν υπάρχουν ορισμένα νέα συμπεράσματα και μια αλλαγή στη στάση του κόσμου σχετικά με την πυρηνική ραδιενέργεια, δυστυχώς, ένας πυρηνικός πυραυλοκινητήρας μπορεί να αναπτυχθεί ή να πετάξει στις επόμενες δεκαετίες. Επομένως δεν γίνεται καμία συζήτηση σχετικά με αυτό, σε αυτό το βιβλίο.

1.2.5 Ηλεκτρικός Πύραυλος πρόωσης

Σε κάθε ηλεκτρική πρόωση η πηγή της ηλεκτρικής δύναμης (πυρηνική, ηλιακοί δέκτες παρενέργειας ή μπαταρίες) είναι φυσικά ξεχωριστές από τον μηχανισμό που παράγει την ώθηση. Αυτός ο τύπος πρόωσης απαιτεί ένα βαρύ και ανεπαρκές πηγές ενέργειας όπως αναφέρεται παρακάτω. Η ώθηση συνήθως είναι χαμηλή, τυπικά 0,005 έως 1N. με σκοπό να επιτρέψει μια σημαντική αύξηση της ταχύτητας του οχήματος, είναι απαραίτητο να εφαρμοστεί η χαμηλή ώθηση και κατά συνέπεια μια μικρή επιτάχυνση για μεγάλο χρονικό διάστημα (εβδομάδες ή μήνες) (βλ. κεφάλαιο 17 και αναφορές 1-14 και 1-15).

Από τους τρεις βασικούς τύπους, η ηλεκτροθερμική πρόωση πυραύλου μοιάζει περισσότερο, οι προαναφερόμενες χημικές μονάδες πυραύλου, προωθητικό θερμαίνεται ηλεκτρονικά (με θερμαινόμενες αντιστάσεις ή ηλεκτρικά τόξα) και το καυτό αέριο είναι στην συνέχεια θερμοδυναμικά ανεπτυγμένο και επιταχυνόμενο σε υπερηχητική ταχύτητα μέσω μιας εξάτμισης ακροφύσιου (βλ. σχήμα 1-8). Αυτές οι ηλεκτροθερμικές μονάδες, τυπικά έχουν μια εμβέλεια ώθησης από 0,01 έως 0,5N, με ταχύτητες καυσαερίων από 1000 έως 5000m/sec και αμμωνίου, υδρογόνου, αζώτου ή αποσύνθεση υδραζίνης των παραγόμενων αερίων που έχουν χρησιμοποιηθεί ως προωθητικά.

Οι άλλοι δύο τύποι - ηλεκτροστατικοί ή ιοντικός κινητήρας πρόωσης και ο ηλεκτρομαγνητικός ή μαγνητο πλαστική μηχανή – συμπληρώνει την πρόωση με διαφορετικές βασικές αρχές και η θερμοδυναμική επέκταση του αερίου σε ακροφύσιο, δεν εφαρμόζεται. Και τα δύο θα λειτουργούν μόνο σε κενό. Σε έναν πύραυλο ιόντων (βλ. σχήμα 1-9) το λειτουργικό καύσιμο (τυπικά ξένο) ιονίζεται (με την απογύμωση των ηλεκτρονίων) και εν συνεχεία τα ηλεκτρικά φορτισμένα βαρέα ιόντα επιταχύνονται σε πολύ υψηλές ταχύτητες (2000 έως 60,000m/sec) μέσω

ηλεκτροστατικών πεδίων. Ακολουθως τα ιόντα εξουδετερώνονται ηλεκτρικά, συνδιάζονται με ηλεκτρόνια για να αποτρέψουν τη συγκέντρωση της χωριτηκότητας φόρτισης του σχήματος. Στον πύραυλο μαγνητοπλάσματος ένα ηλεκτρικό πλάσμα (ένα ενεργοποιημένο καυτό αέριο που περιέχει ιόντα, ηλεκτρόνια και ουδέτερα σωματίδια) επιταχύνεται από την αλληλεπίδραση μεταξύ των ηλεκτρικών ρευμάτων και των μαγνητικών πεδίων που εκτοξεύονται με μεγάλη ταχύτητα (1000 έως 50,000 m/sec). Υπάρχουν πολλοί διαφορετικοί τύποι και γεωμετρίες. Ο θάλαμος επέκτασης ωθήσεων, που επιταχύνει ένα πλάσμα έχει ένα καλό αρχείο πτήσης στη Ρωσσία. Μια απλή παλμική (όχι συνεχόμενη λειτουργία) ηλεκτρική μονάδα πρόωσης με στερεό προωθητικό παρουσιάζεται στο σχημα 1-10. Έχει ένα πολύ καλό αρχείο πτήσεων ως την μηχανή ελέγχου θέσεως ενός διαστημόπλοιου.

1.3 Ταχύτητα Καυσαερίων

Η αποτελεσματική ταχύτητα εξάτμισης όπως ορίζεται από την εξίσωση 1-6 ισχύει για όλους τους πυραύλους που θερμοδυναμικά επεκτείνονται τα καυτά αέρια σε ένα ακροφύσιο και, πράγματι, σε όλη τη μαζική απέλαση συστήματα. Από την εξ. 1-14 και για συνεχή ροή μάζας προωθητικού, αυτό μπορεί να είναι τροποποιήθηκε για να

$$c = u_2 + (p_2 - p_3) A_2 / \dot{m}$$

Η εξίσωση 1-6 δείχνει ότι το c μπορεί να προσδιοριστεί από μετρήσεις ροής ωστικής και προωθητικής ροής. Όταν το $p_2 = p_3$, η αποτελεσματική ταχύτητα εξαγωγής γ είναι ίση με τη μέση πραγματική ταχύτητα εξάτμισης των προωθητικών αερίων v_2 . Όταν $p_2 \neq p_3$, τότε $c \neq v_2$. Ο δεύτερος όρος της δεξιάς πλευράς της εξίσωσης 1-16 είναι συνήθως μικρό σε σχέση με το v_2 έτσι η αποτελεσματική ταχύτητα εξάτμισης είναι συνήθως κοντά στην πραγματική ταχύτητα εξάτμισης. Όταν $c = v_2$, η ωστική δύναμη (από την εξίσωση 1-14) μπορεί να ξαναγραφεί ως

$$F = \left(\dot{W} / g_0 \right) u_2 = \dot{m} c$$

Η χαρακτηριστική ταχύτητα έχει χρησιμοποιηθεί συχνά στην πυραυλική πρόωση. Το σύμβολό του c^* , προφέρεται ως "cee-star", ορίζεται ως

$$c^* = p_1 A_t / \dot{m}$$

Η χαρακτηριστική ταχύτητα c^* χρησιμοποιείται για τη σύγκριση της σχετικής απόδοσης των σχεδίων και προωθητικών συστημάτων διαφορετικών χημικών πυραυλικών προωθητήρων προσδιορίζεται εύκολα από τα μετρημένα δεδομένα των m^{\cdot} , p_1 και A_t . Αφορά την αποτελεσματικότητα της καύσης και ουσιαστικά είναι ανεξάρτητη από τα χαρακτηριστικά του ακροφυσίου.

Ωστόσο, η ειδική ώθηση I_s και η πραγματική ταχύτητα εξάτμισης c είναι λειτουργίες της γεωμετρίας του ακροφυσίου, όπως η αναλογία περιοχής ακροφυσίου A_2 / A_t .

1.4 Ενέργεια και Αποτελεσματικότητα

Αν και η αποτελεσματικότητα δεν χρησιμοποιείται ευρέως άμεσα στο σχεδιασμό μονάδων πυραύλων, επιτρέπουν την κατανόηση του ενεργειακού ισοζυγίου ενός πυραυλικού συστήματος.

Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, δύο τύποι μετατροπής της ενέργειας οι διαδικασίες συμβαίνουν σε οποιοδήποτε σύστημα πρόωσης, δηλαδή στην παραγωγή ενέργειας, που είναι πραγματικά η μετατροπή της αποθηκευμένης ενέργειας σε διαθέσιμη ενέργεια και, στη συνέχεια, η μετατροπή στη μορφή στην οποία μπορεί να επιτευχθεί ωστική αντίδραση.

Η κινητική ενέργεια της εκτοξευόμενης ύλης είναι η μορφή της ενέργειας που είναι χρήσιμη για την πρόωση. Η ισχύς του αεριωθούμενου P_{jet} είναι ο ρυθμός χρόνου της δαπάνης αυτής της ενέργειας, και για το a σταθερή ταχύτητα εκτόξευσης αερίου v αυτή είναι συνάρτηση των I_s και F :

$$P_{jet} = \frac{1}{2} \dot{m} u^2 = \frac{1}{2} \dot{w} g_0 I_s^2 = \frac{1}{2} F g_0 I_s = \frac{1}{2} F u_2$$

Ο όρος ειδική ισχύς χρησιμοποιείται μερικές φορές ως μέτρο της χρήσης της μάζας του συστήματος πρόωσης, συμπεριλαμβανομένης της πηγής ισχύος του, είναι το τζετ ισχύς διαιρούμενο με τη μάζα του συστήματος φορτίου πρόωσης, P_{jet} / m_0 .

Για ηλεκτρικά συστήματα πρόωσης που φέρουν μια βαριά, σχετικά αναποτελεσματική πηγή ενέργειας, η ειδική ισχύς μπορεί να είναι πολύ χαμηλότερη από αυτή των χημικών πυραύλων. Η είσοδος ενέργειας από την πηγή ενέργειας στο σύστημα πρόωσης πυραύλων έχει διαφορετικές μορφές σε διαφορετικούς τύπους πυραύλων. Για τις χημικές ρουκέτες η ενέργεια δημιουργείται με καύση.

Η μέγιστη διαθέσιμη ενέργεια ανά μονάδα μάζας των χημικών προωθητικών είναι η θερμότητα της αντίδρασης καύσης Q_R . η ισχύς εισόδου σε έναν χημικό κινητήρα είναι

$$P_{chem} = \dot{m} Q_R J$$

όπου J είναι μια σταθερά μετατροπής που εξαρτάται από τις μονάδες που χρησιμοποιούνται. Ένα μεγάλο μέρος του η ενέργεια των καυσαερίων δεν είναι διαθέσιμη για μετατροπή σε κινητική ενέργεια και αφήνει το ακροφύσιο ως υπολειπόμενη ενθαλπία. Αυτό είναι ανάλογο με την απώλεια ενέργειας στα καυτά καυσαέρια των κινητήρων εσωτερικής καύσης.

Η απόδοση καύσης για τις χημικές ρουκέτες είναι η αναλογία της πραγματικής και της ιδανικής θερμότητας αντίδρασης ανά μονάδα προωθητικού και αποτελεί μέτρο της πηγής αποτελεσματικότητας για τη δημιουργία ενέργειας. Η αξία του είναι υψηλή (περίπου 94 έως 99%), όπως αυτό ορίζεται στο Κεφάλαιο 2.

Όταν η παροχή ισχύος P_{chem} πολλαπλασιάζεται με την καύση απόδοσης, γίνεται η ισχύς που διατίθεται στην προωθητική συσκευή, όπου αυτή μετατρέπεται στην κινητική ισχύ του πίδακα καυσαερίων. Στην ηλεκτρική πρόωση ανάλογη απόδοση είναι η αποδοτικότητα μετατροπής ισχύος. Για τα ηλιακά κύτταρα έχει α χαμηλής αξίας; είναι η αποτελεσματικότητα για τη μετατροπή της ηλιακής ακτινοβολίας σε ηλεκτρική ενέργεια ισχύος (10 έως 20%).

Η ισχύς που μεταδίδεται στο όχημα ανά πάσα στιγμή ορίζεται με όρους η ώθηση του συστήματος πρόωσης F και η ταχύτητα του οχήματος u :

$$P_{vehicle} = Fu$$

Η εσωτερική απόδοση ενός συστήματος πυραυλικής προώθησης αποτελεί ένδειξη της αποτελεσματικότητας της μετατροπής της ενεργειακής εισόδου του συστήματος στη διάταξη προώθησης η κινητική ενέργεια της εκτοξευόμενης ύλης. Για παράδειγμα, για μια χημική μονάδα είναι η αναλογία της κινητικής ισχύος των εκτοξευόμενων αερίων που εκφράζεται από την εξίσωση 1-19 διαιρούμενο με η ισχύς της χημικής αντίδρασης όπως δίνεται στην εξίσωση 1-20.

Το διάγραμμα ενεργειακού ισοζυγίου για ένα χημικό πύραυλο (Εικόνα 3) παρουσιάζει τυπικές απώλειες. Η εσωτερική απόδοση μπορεί να εκφραστεί ως

$$\eta_{int} = \frac{Kinetic_power_in_JET}{available_chemical_power} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} u^2}{\eta_{comb} P_{chem}}$$

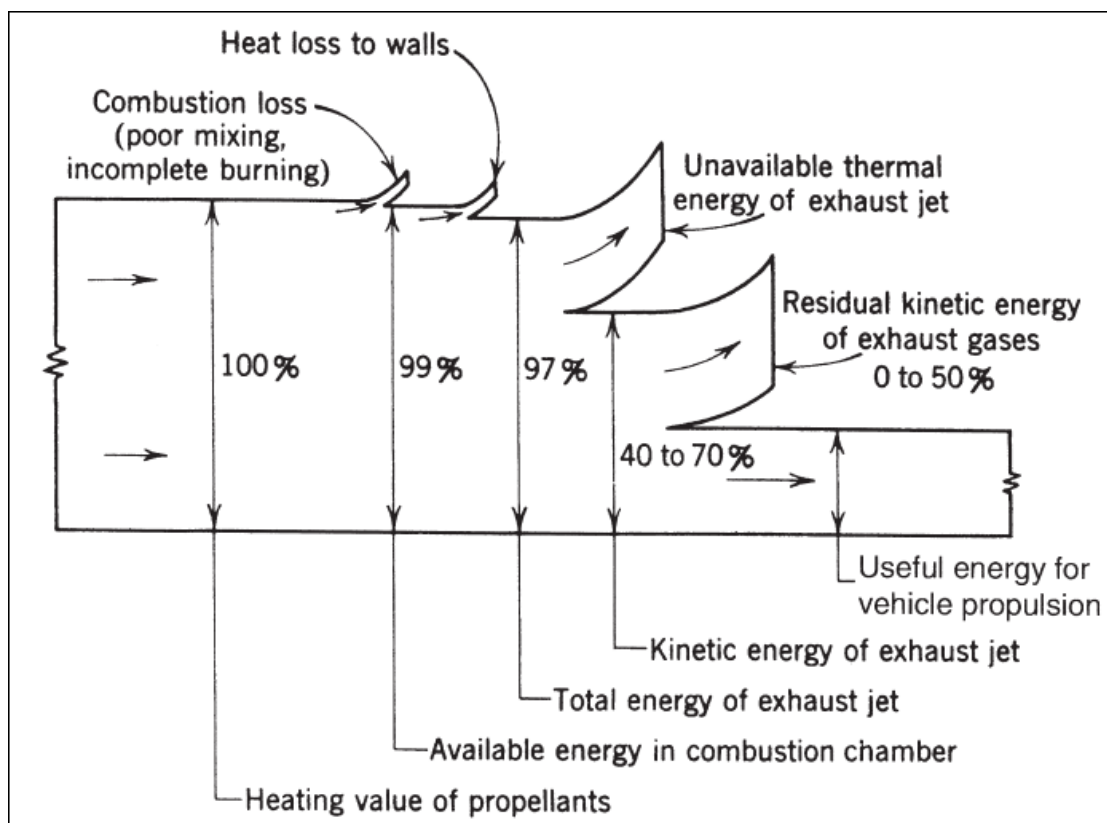
Ένα αντικείμενο που κινείται μέσα από ένα υγρό επηρεάζει το υγρό (δηλ. Το αναδεύει) με τέτοιο τρόπο μπορεί να εμποδίσει την κίνηση του και ή να απαιτήσει επιπλέον δαπάνες ενέργειας. Αυτό είναι ένα συνέπεια της τριβής της επιφάνειας και μπορεί να είναι σημαντική.

Η προωθητική απόδοση (Εικ.4) αντικατοπτρίζει αυτό το κόστος ενέργειας για τα πυραυλικά οχήματα. Η εξίσωση που καθορίζει πόσο από την κινητική ενέργεια του εκτοξευτήρα καυσαερίων είναι χρήσιμη για την πρόωση ένα όχημα πυραύλου ορίζεται ως

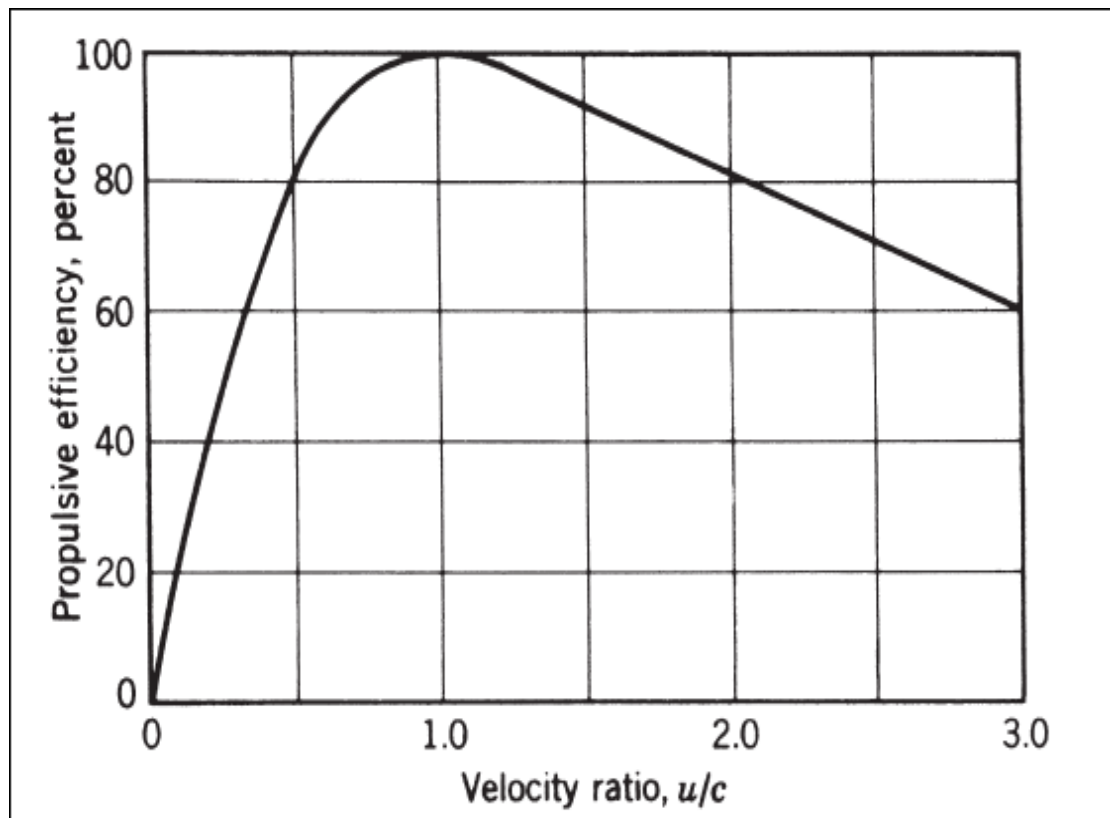
$$\eta_p = \frac{\text{vehicle_power}}{\text{vehicle_power} + \text{residual_kinetic_jet_power}}$$

$$= \frac{Fu}{Fu + \frac{1}{2}m(c-u)^2} = \frac{2u/c}{1+(u/c)^2}$$

όπου F είναι η ώθηση, u η απόλυτη ταχύτητα του οχήματος, γ ο πραγματικός πύραυλος η ταχύτητα εξάτμισης σε σχέση με το όχημα, m. ο ρυθμός ροής μάζας προωθητικού και ηρ την ενεργειακή απόδοση.



Εικόνα 3: Τυπικό διάγραμμα ενεργειακού ισοζυγίου για μια χημική πύραυλο



Εικόνα 4: Προωθητική απόδοση σε μεταβαλλόμενες ταχύτητες

Η προωθητική απόδοση είναι μέγιστη όταν η ταχύτητα του οχήματος είναι ακριβώς ίση με την ταχύτητα εξαγωγής. Στη συνέχεια, το υπόλοιπο της κινητικής ενέργειας και η απόλυτη ταχύτητα του πίδακα είναι μηδέν και τα καυσαέρια κάθονται στο διάστημα. Ενώ είναι επιθυμητό να χρησιμοποιηθεί η ενέργεια οικονομικά και συνεπώς να έχει υψηλή απόδοση, υπάρχει επίσης το πρόβλημα της ελαχιστοποίησης της δαπάνης της εκτοξευόμενης μάζας, η οποία σε πολλές περιπτώσεις είναι πιο σημαντική από την ελαχιστοποίηση της ενέργειας.

Στα πυρηνικά την ενέργεια του αντιδραστήρα και μερικές πηγές ηλιακής ενέργειας, για παράδειγμα, υπάρχει σχεδόν απεριόριστη ποσότητα διαθέσιμης θερμικής ενέργειας. αλλά το όχημα μπορεί να φέρει μόνο ένα περιορισμένο ποσότητα υγρού εργασίας. Η οικονομία των μαζικών δαπανών του εργαζόμενου ρευστού μπορεί να είναι εάν η ταχύτητα εξάτμισης είναι υψηλή. Επειδή η συγκεκριμένη ώθηση είναι ανάλογη με την ταχύτητα εξάτμισης, είναι ένα μέτρο αυτής της οικονομίας μάζας προωθητικού.

2.0 Συστήματα πρόωσης και βαθμοί απόδοσης.

2.1 Πολλαπλά συστήματα πρόωσης

Οι παρακάτω σχέσεις είναι για τον καθορισμό της συνολικής (oa) ή της ολικής ώσης και της συνολική μάζα ροής προωθητικών για μια ομάδα προωστικών συστημάτων (δύο ή περισσότερα) εκτόξευση παράλληλα (δηλαδή, προς την ίδια κατεύθυνση ταυτόχρονα). Αυτές οι σχέσεις ισχύουν για κινητήρες πυραυλοκινητήρων υγρών καυσίμων, πυραυλοκινητήρες στερεών προωθητικών, ηλεκτρικοί συστήματα πρόωσης, υβριδικά συστήματα πρόωσης και σε οποιονδήποτε συνδυασμό αυτών. Πολλά οχήματα εκτόξευσης διαστήματος και μεγαλύτερα βλήματα διαθέτουν πολλαπλά συστήματα πρόωσης.

Το διαστημικό λεωφορείο, για παράδειγμα, έχει τρεις μεγαλύτερες υγρές μηχανές και δύο μεγάλες συμπαγείς κινητήρες που εκτοξεύουν από κοινού στο liftoff.

Η συνολική ώθηση, F_{oa} , είναι απαραίτητη για τον προσδιορισμό της διαδρομής πτήσης και της συνολικής ο ρυθμός ροής μάζας, \dot{m}_{oa} , είναι απαραίτητος για τον προσδιορισμό της μείωσης της μάζας του οχήματος με χρόνος. Μαζί αυτά τα δύο καθορίζουν τη συνολική συγκεκριμένη ώθηση, $(I_s)_{oa}$:

$$\dot{m}_{oa} = \sum \dot{m} = \dot{m}_1 + \dot{m}_2 + \dot{m}_3 + \dots$$

$$(I_s) = \sum F / \left(g_0 \sum \dot{m} \right)$$

$$F_{oa} \sum F = F_1 + F_2 + F_3 + \dots$$

Για τους πυραυλοκινητήρες υγρού καυσίμου με turbopump και γεννήτρια αερίου, υπάρχει μια ξεχωριστή ροή εξόδου τουρμπίνας που συνήθως πετιέται μέσα από το πλοίο ένα σωλήνα και ένα ακροφύσιο, το οποίο πρέπει να συμπεριληφθεί στις εξισώσεις από πάνω.

2.2 Τυπικές τιμές απόδοσης

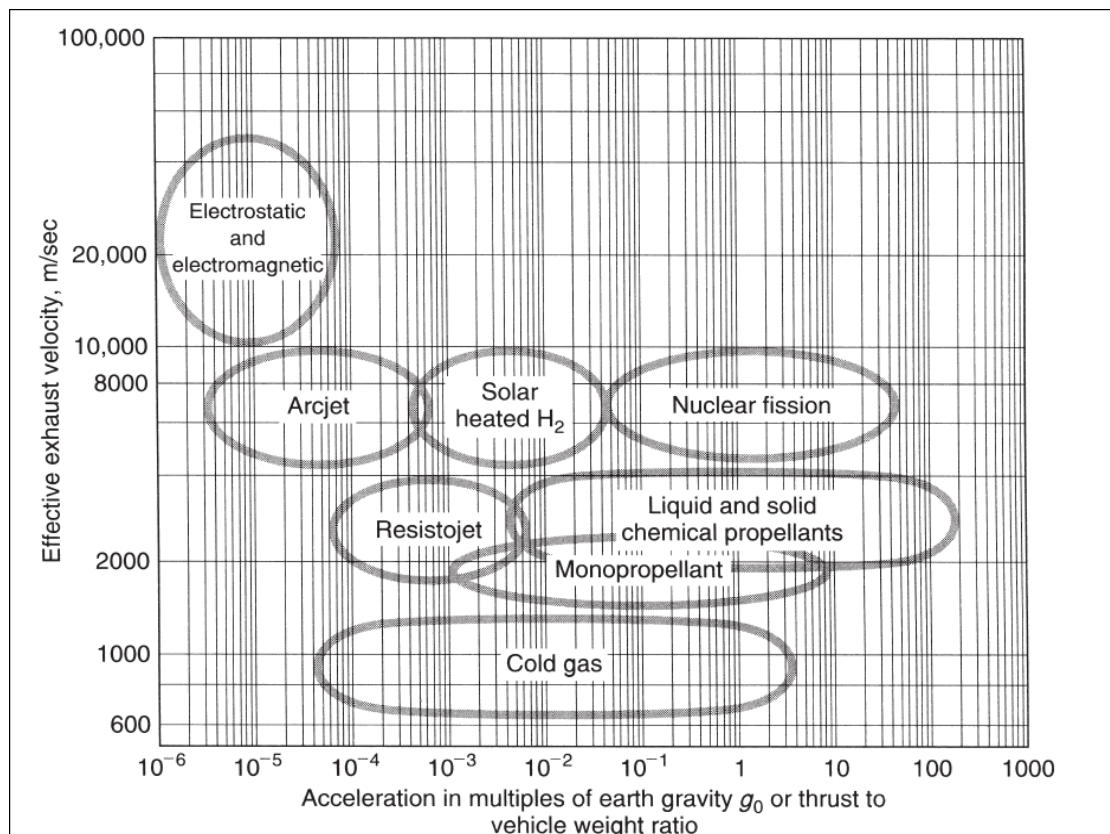
Τυπικές τιμές αντιπροσωπευτικών παραμέτρων απόδοσης για διαφορετικούς τύπους πρόωση πυραύλων δίδονται στον Πίνακα 2 και στην Εικόνα 5.

Οι χημικοί πύραυλοι έχουν σχετικά χαμηλές τιμές συγκεκριμένης ώθησης, σχετικά ελαφρά μηχανήματα (δηλαδή, χαμηλό βάρος κινητήρα), μια πολύ υψηλή ικανότητα

ώθησης και επομένως υψηλή επιτάχυνση και υψηλή ειδική ισχύ. Στο άλλο άκρο, η πρόωση ιόντων οι συσκευές έχουν πολύ μεγάλη ειδική ώθηση, αλλά πρέπει να φέρουν ένα βαρύ πηγή ηλεκτρικής ενέργειας μαζί τους για να παραδώσουν την απαραίτητη ισχύ για υψηλή εκτίναξη ταχύτητες.

Το πολύ χαμηλό δυναμικό επιτάχυνσης για την ηλεκτρική πρόωση μονάδων και εκείνων που χρησιμοποιούν ενέργεια ηλιακής ακτινοβολίας συνήθως απαιτεί μακρά περίοδο για επιταχύνοντας και επομένως αυτά τα συστήματα χρησιμοποιούνται καλύτερα για αποστολές όπου πραγματοποιείται η πτήση ο χρόνος είναι μεγάλος. Οι χαμηλές τιμές ωθήσεως των ηλεκτρικών συστημάτων υποδηλώνουν ότι δεν είναι χρήσιμα σε πεδία με έντονες βαρυτικές κλίσεις (για απογείωση ή προσγείωση), αλλά χρησιμοποιούνται καλύτερα σε μια πραγματική αποστολή πτήσης διαστήματος.

Τα χημικά συστήματα (πύραυλοι στερεών και υγρών προωθητών) έχουν αναπτυχθεί πλήρως και χρησιμοποιείται ευρέως για πολλές διαφορετικές εφαρμογές οχημάτων.



Εικόνα 5: Ταχύτητες καυσαερίων ως συνάρτηση των τυπικών επιταχύνσεων του οχήματος. Περιφέρειες υποδεικνύουν κατά προσέγγιση τιμές απόδοσης για διάφορους τύπους συστημάτων πρόωσης. Ο η μάζα του οχήματος περιλαμβάνει το σύστημα πρόωσης, αλλά το ωφέλιμο φορτίο θεωρείται ότι είναι μηδέν.

Engine Type	η_{int}	I_s (sec)	v_2 (m/sec)	\dot{m} (kg/sec)	P_{input} (kW)
Chemical rocket	0.70	300	2,943	[0.0363]	[225]
Nuclear fission	0.50	800	7,848	[0.0136]	[838]
Arc-electrothermal	0.40	600	5,886	[0.0181]	[785]
Ion electrostatic	0.65	2000	19,620	[0.0054]	[1612]

Πίνακας 5: Διάφοροι τύποι κινητήρων και οι αποδόσεις τους

Οι λύσεις των εξισώσεων 1.13 και 1.19 και υποθέτοντας ότι $v_2 = c$,

$$\dot{m} = F / I_s g_0$$

$$Power_input = p_{jet} / \eta_{int} = 1/2 \dot{m} u_2^2 \eta_{int}$$

Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται μέσα σε αγκύλες στον πίνακα 2. Πάνω από μισό μεγαβάτ είσοδος είναι που απαιτείται για τα τρία τελευταία συστήματα προώθησης, αλλά σημειώστε ότι οι ροές του προωθητικού είναι μικρές.

Αυτά τα δεδομένα είναι μόνο επεξηγηματικά διότι μέχρι σήμερα δεν υπάρχουν μόνο μοχλοί τόξου ή ιόντα που τροφοδοτούν την απαιτούμενη ώθηση, έτσι θα απαιτούνται πολλαπλές μονάδες. Ηλεκτρική πρόωση είναι επί του παρόντος περιορίζεται σε επίπεδα ωθήσεως μικρότερα από ένα newton εν μέρει εξαιτίας της έλλειψης τέτοιων μεγάλων προμηθειών ηλεκτρικής τροφοδοσίας. Οι πυρηνικές μονάδες πρόωσης δεν είναι διαθέσιμες έτσι ώστε η χημική πρόωση να παραμείνει ως η μόνη επιλογή. Σημειώστε ότι θα να είναι πιο ρεαλιστική η σύγκριση της συνολικής ώθησης, επειδή οι χρόνοι ωθήσεως μπορεί να διαφέρουν μεταξύ των τύπων.

2.3 Μεταβλητή ώση

Υπάρχουν αποστολές πτήσης που απαιτούν αλλαγή στην ώθηση κατά τη διάρκεια της πτήσης. Μερικοί σταθεροί οι κινητήρες των προωθητικών καυσίμων μπορούν να έχουν σταθερή προκαθορισμένη ώθηση που συνήθως συνίσταται μιας αρχικής φάσης ώθησης υψηλής βραχυκυκλώσεως που ακολουθείται από μια χαμηλότερη ώθηση μακρύτερη φάση υποστήριξης.

Μερικά υγρά οι κινητήρες πυραυλοκινητήρων μπορούν να έχουν τυχαία μεταβλητή ώση που μπορεί να ρυθμιστεί κατά τη διάρκεια της πτήσης.

Σε μικρό προωθητικό υγρού χαμηλής ώσης οι προωθητικοί έλεγχοι θέσης, είναι δυνατόν να ελεγχθεί ο αριθμός ή η χρονική στιγμή επαναλαμβανόμενους σύντομους παλμούς για να επιτευχθεί ένα μεταβλητό ωστικό αποτέλεσμα.

Μία προκαθορισμένη μείωση ώσης (που χρησιμοποιείται σε μερικούς πυραυλοκινητήρες στερεών προωθητών) μπορεί να ληφθεί με ένα ειδικό σχέδιο του κόκκου που επιτρέπει μια περίοδο υψηλής ώθησης (για την επιτάχυνση των πυραύλων) ακολουθούμενη από μια περίοδο χαμηλής ώσης για τη διατήρηση του ταχύτητα πτήσης έναντι της ατμοσφαιρικής οπισθέλκουσας.

Εναλλακτικά, μπορεί να είναι ένα ξεχωριστό δίπολο κινητήρα με δύο διαφορετικές συνθέσεις κόκκων στην ίδια καμπύλη καύσης, ένα για μια φάση ώθησης υψηλής ώσης και μία για μια επόμενη χαμηλή ώθηση φάση υποστήριξης.

Μερικά πειραματικά συστήματα προώθησης στερεών προωθητικών και υγρών προωθητών έχουν χρησιμοποιήσει μεταβλητές περιοχές στο λαιμό του ακροφυσίου (επιτυγχάνεται με μια μεταβλητή θέση "κωνική pintle" στο λαιμό του ακροφυσίου) και μία πτητική έκδοση έχει πετάξει. Μέχρι σήμερα, εκεί δεν έχουν δημοσιευθεί πληροφορίες σχετικά με την περαιτέρω παραγωγή και εφαρμογή των συστημάτων αυτών.

3.0 Ακροφύσιο και θερμοδυναμικές σχέσεις

Θερμοδυναμικές σχέσεις των διεργασιών μέσα σε ένα ακροφύσιο πυραύλων και θάλαμο να παράσχει τα μαθηματικά εργαλεία που απαιτούνται για τον υπολογισμό της απόδοσης και τον προσδιορισμό αρκετές από τις βασικές παραμέτρους σχεδιασμού των συστημάτων πυραυλικής προώθησης.

Αυτοί είναι χρήσιμα ως μέσο αξιολόγησης και σύγκρισης των επιδόσεων διαφόρων πυραυλικών συστημάτων · επιτρέπουν την πρόβλεψη των λειτουργικών επιδόσεων οποιουδήποτε μονάδα πυραύλων που χρησιμοποιεί τη θερμοδυναμική επέκταση ενός αερίου και τον προσδιορισμό πολλών απαραίτητων παραμέτρων σχεδιασμού, όπως το μέγεθος του ακροφυσίου και το γενικό σχήμα, για οποιαδήποτε δεδομένη απαίτηση απόδοσης.

Αυτή η θεωρία ισχύει για τους πυραύλους χημικών συστημάτων πρόωσης (υγρών και στερεών και υβριδικών τύπων προωθητών), πυρηνικά πυραύλους, ηλιακά θερμαινόμενα και αντοχή ή ηλεκτρικά πυραυλικών συστημάτων θερμαινόμενα με τόξο, και σε οποιοδήποτε σύστημα πρόωσης που χρησιμοποιεί την επέκταση ενός αερίου ως προωθητικού μηχανισμό εκτόξευσης ύλης με μεγάλη ταχύτητα.

Αυτές οι θερμοδυναμικές σχέσεις, οι οποίες είναι θεμελιώδεις και σημαντικές στην ανάλυση και το σχεδιασμό μονάδων πυραύλων, παρουσιάζονται και εξηγούνται σε αυτό το κεφάλαιο. Η χρήση αυτών των εξισώσεων πρέπει να δώσει στον αναγνώστη μια βασική κατανόηση τις θερμοδυναμικές διεργασίες που εμπλέκονται στη συμπεριφορά και την επέκταση του αερίου των πυραύλων. Η γνώση της στοιχειώδους θερμοδυναμικής και της μηχανικής ρευστών από την πλευρά της αναγνώστη. Αυτό το κεφάλαιο απευθύνεται επίσης διαφορετικές διαμορφώσεις ακροφυσίων, μη βέλτιστη απόδοση, απώλειες ενέργειας, ακροφύσιο ευθυγράμμιση, μεταβλητή ώθηση και τέσσερις διαφορετικούς τρόπους για τον καθορισμό του ακροφυσίου παραμέτρων απόδοσης.

3.1 Ιδανικός πύραυλος

Η ιδέα των ιδανικών συστημάτων πρόωσης πυραύλων είναι χρήσιμη διότι η σχετική οι βασικές θερμοδυναμικές αρχές μπορούν να εκφραστούν ως απλές μαθηματικές σχέσεις, οι οποίες δίνονται σε επόμενες ενότητες αυτού του κεφαλαίου. Αυτές οι εξισώσεις θεωρητικά περιγράφουν μια οιονεί μονοδιάστατη ροή ακροφυσίου, η οποία αντιστοιχεί σε μια εξιδανίκευση και απλοποίηση των πλήρων δύο ή τριών διαστάσεων εξισώσεων και την πραγματική αεροθερμική συμπεριφορά.

Ωστόσο, με τις υποθέσεις και απλουστεύσεις που αναφέρονται παρακάτω, είναι πολύ κατάλληλες για τη λήψη χρήσιμων λύσεων σε πολλά πυραυλικά προωστικά συστήματα και σε προκαταρκτικά καθήκοντα σχεδιασμού. Για χημικά πρόωση πυραύλων η πραγματική απόδοση που μετράται είναι συνήθως μεταξύ 1 και 6% κάτω από την υπολογιζόμενη ιδανική τιμή.

Κατά το σχεδιασμό νέων πυραύλων, έχει γίνει αποδεκτή πρακτική να χρησιμοποιούν ιδανικές παραμέτρους πυραύλων που μπορούν στη συνέχεια να τροποποιηθούν από κατάλληλες διορθώσεις, όπως αυτές που εξετάζονται στην ενότητα 2.5. Ένας ιδανικός πύραυλος μονάδα είναι μία για την οποία ισχύουν οι ακόλουθες υποθέσεις:

- Η ουσία εργασίας (ή προϊόντα χημικής αντίδρασης) είναι ομοιογενής.
- Όλα τα είδη του υγρού εργασίας είναι αέρια. Οποιοσδήποτε συμπυκνωμένες φάσεις (υγρές ή στερεές) προσθέτουν αμελητέα ποσότητα στη συνολική μάζα.
- Η εργαζόμενη ουσία υπακούει στον τέλειο νόμο για το αέριο.

- Δεν υπάρχει μεταφορά θερμότητας στους τοίχους των ρουκετών. Επομένως, η ροή είναι αδιαβατική.
- Δεν υπάρχουν αξιοσημείωτα αποτελέσματα τριβής και όλα τα οριακά στρώματα είναι αφρόντιστος.
- Δεν υπάρχουν κύματα κλονισμού ή ασυνέχειες στη ροή του ακροφυσίου.
- Η ροή του προωθητικού είναι σταθερή και σταθερή. Η διαστολή του ρευστού εργασίας είναι ομοιόμορφη και σταθερή, χωρίς δόνηση. Τα μεταβατικά αποτελέσματα (δηλ. Η εκκίνηση και η διακοπή λειτουργίας) είναι πολύ μικρής διάρκειας και μπορεί να παραμεληθούν.
- Όλα τα καυσαέρια που εξέρχονται από την πύραυλο έχουν αξονικά κατευθυνόμενη ταχύτητα.
- Η ταχύτητα του αερίου, η πίεση, η θερμοκρασία και η πυκνότητα είναι ομοιόμορφα κατά μήκος οποιοδήποτε τμήματος είναι κανονικός προς τον άξονα του ακροφυσίου.
- Η χημική ισορροπία δημιουργείται μέσα στο θάλαμο πυραύλων και η σύνθεση του αερίου δεν αλλάζει στο ακροφύσιο (κατεψυγμένη ροή).
- Τα αποθηκευμένα προωθητικά είναι σε θερμοκρασία δωματίου. Τα κρυογονικά προωθητικά βρίσκονται στα σημεία βρασμού τους.
-

Αυτές οι υποθέσεις επιτρέπουν την εξαγωγή ενός απλού, σχεδόν μονοδιάστατου θεωρία όπως αναφέρεται σε επόμενες ενότητες. Αργότερα σε αυτό το βιβλίο παρουσιάζουμε περισσότερα εξελιγμένες θεωρίες ή να εισάγουν συντελεστές διόρθωσης για πολλά από τα στοιχεία τον κατάλογο και επιτρέπουν τον ακριβέστερο προσδιορισμό της απλοποιημένης ανάλυσης. Η επόμενη παράγραφος εξηγεί γιατί αυτές οι υποθέσεις προκαλούν μόνο μικρά σφάλματα.

Για μια ρουκέτα με υγρό διπολικό, η εξιδανικευμένη θεωρία αξιώνει μια ένεση σύστημα στο οποίο το καύσιμο και το οξειδωτικό αναμιγνύονται τέλεια έτσι ώστε να είναι ομοιογενές αποτελέσματα των ουσιών εργασίας. Ένας καλός εγχυτήρας πυραύλων μπορεί να προσεγγίσει προσεκτικά αυτή την κατάσταση.

Για μια μονάδα πυραύλων στερεών προωθητών, το προωθητικό πρέπει ουσιαστικά να είναι ομοιογενής και ομοιόμορφη και ο ρυθμός καύσης πρέπει να είναι σταθερός. Για πυρηνικά, θερμαινόμενους με ηλιακή ενέργεια ή πυραύλους θερμαινόμενους με

τόξο, θεωρείται ότι τα θερμά αέρια είναι ομοιόμορφα σε θερμοκρασία σε οποιαδήποτε διατομή και σταθερή σε ροή.

Επειδή οι θερμοκρασίες του θαλάμου είναι τυπικά υψηλές (2500 έως 3600 K για κοινά προωθητικά), όλα τα αέρια είναι πολύ πάνω από τις αντίστοιχες συνθήκες κορεσμού τους και στην πραγματικότητα ακολουθούν το τέλειο δικαίον του φυσικού αερίου πολύ στενά.

Οι υποθέσεις 4, 5 και 6 ανωτέρω επιτρέπουν τη χρήση του ισέντροπων σχέσεων επέκτασης στο ακροφύσιο πυραύλων, περιγράφοντας έτσι το μέγιστο μετατροπή της θερμότητας σε κινητική ενέργεια του πίδακα. Αυτό σημαίνει επίσης ότι το η ροή του ακροφυσίου είναι αναστρέψιμη θερμοδυναμικά.

Οι απώλειες λόγω τριβής είναι δυσχερείς καθορίζονται με ακρίβεια, αλλά είναι συνήθως αμελητέα στα ακροφύσια. Εκτός από πολύ μικρούς θαλάμους, η ενέργεια που χάνεται ως θερμότητα στους τοίχους του πυραύλου είναι συνήθως μικρότερη από 1% (περιστασιακά έως και 2%) της συνολικής ενέργειας και συνεπώς μπορεί συχνά να είναι αφρόντιστος. Βραχυπρόθεσμες διακυμάνσεις του ρυθμού ροής και της πίεσης σταθερού προωθητικού είναι συνήθως λιγότερο από το 5% της ονομαστικής αξίας. την επίδρασή τους στις επιδόσεις των πυραύλων είναι μικρό και μπορεί να παραμεληθεί.

Σε καλά σχεδιασμένα υπερηχητικά ακροφύσια, τη μετατροπή της θερμικής ενέργειας σε κατευθυνόμενη κινητική ενέργεια των καυσαερίων ομαλά και χωρίς φυσιολογικές διαταραχές ή ασυνέχειες. με αποτέλεσμα την επέκταση της ροής οι απώλειες είναι γενικά μικρές.

Ορισμένες εταιρείες και μερικοί συντάκτες δεν περιλαμβάνουν όλα ή τα ίδια 11 στοιχεία που αναφέρονται παραπάνω στον ορισμό του ιδανικού πυραύλου. Για παράδειγμα, αντί της παραδοχής 8 (όλη η ταχύτητα εξόδου του ακροφυσίου κατευθύνεται αξονικά), μερικοί χρησιμοποιούν ένα κωνικό ακροφύσιο εξόδου με μια ημιδιανική γωνία 15° ως διαμόρφωση βάσης στο ιδανικό ακροφύσιο τους. τις εκπτώσεις αυτές τις απώλειες απόκλισης, οι οποίες περιγράφονται παρακάτω σε αυτό το κεφάλαιο.

3.2 Περίληψη των θερμοδυναμικών σχέσεων

Σε αυτή την ενότητα αναθεωρούμε εν συντομία μερικές από τις βασικές σχέσεις που απαιτούνται για την ανάπτυξη των εξισώσεων ροής ακροφυσίων. Άριτες παραδοχές

και συζητήσεις αυτών των σχέσεων μπορεί να βρεθεί σε πολλά κείμενα θερμοδυναμικής ή δυναμικής ρευστότητας.

Η αρχή της διατήρησης της ενέργειας μπορεί να εφαρμοστεί άμεσα στην αδιαβατική, δεν υπάρχει διαδικασία άξονα εργασίας μέσα στο ακροφύσιο. Επιπλέον, χωρίς κραδασμούς ή τριβές, η μεταβολή της εντροπίας ροής είναι μηδέν.

Η έννοια της ενθαλπίας είναι χρήσιμη σε συστήματα ροής. η ενθαλπία περιλαμβάνει την εσωτερική θερμική ενέργεια συν το έργο ροής (ή εργασία που εκτελείται από το αέριο με ταχύτητα v κατά τη διέλευση ενός ορίου). Για ιδανικά αέρια η ενθαλπία μπορεί εύκολα να εκφραστεί ως το προϊόν της ειδικής θερμότητας c_p φορές την απόλυτη θερμοκρασία T (η ειδική θερμότητα σε σταθερή πίεση είναι τυπικά που ορίζεται ως το μερικό παράγωγο της ενθαλπίας σε σχέση με τη θερμοκρασία στο σταθερή πίεση). Με βάση τις παραπάνω παραδοχές, η συνολική ή η ενθαλπία στασιμότητας ανά μονάδα μάζας h_0 είναι σταθερή, δηλαδή,

$$h_0 = h + u^2 / 2j = \text{const}$$

Στα παραπάνω, το J είναι το μηχανικό ισοδύναμο θερμότητας που εισάγεται μόνο όταν οι θερμικές μονάδες (δηλαδή η Btu και οι θερμίδες) αναμιγνύονται με μηχανικές μονάδες (δηλ., Το ft-lbf και το joule). Στις μονάδες SI (kg, m, sec) η τιμή του J είναι μία. Στο σύστημα ΕΕ των μονάδων.

Η διατήρηση της ενέργειας για την ισοεντροπική ροή μεταξύ οποιωνδήποτε δύο τμημάτων x και y δείχνει ότι η μείωση της ενθαλπίας ή της θερμικής περιεκτικότητας της ροής εμφανίζεται ως αύξηση της κινητικής ενέργειας, καθώς μπορεί να παραμεληθούν τυχόν μεταβολές της δυναμικής ενέργειας.

$$h_x - h_y = \frac{1}{2}(u_y^2 - u_x^2) / j = c_p (T_x - T_y)$$

Η αρχή του συντηρητισμού της μάζας σε μία σταθερή ροή με μία μόνο είσοδο και μία απλή έξοδο εκφράζεται με την εξίσωση του ρυθμού ροής μάζας m , σε οποιοδήποτε τμήμα x με εκείνο σε οποιοδήποτε άλλο τμήμα y . αυτό είναι γνωστό σε μαθηματική μορφή ως η εξίσωση συνέχειας. Γραπτή ως προς την περιοχή εγκάρσιας διατομής A , η ταχύτητα v , και ο ειδικός όγκος V ,

$$\dot{m}_x = \dot{m}_y \equiv \dot{m} = Au / V$$

Ο τέλειος νόμος για το φυσικό αέριο γράφεται ως

$$P_x V_x = RT_x$$

όπου η σταθερά αερίου R βρίσκεται από τη γενική σταθερά αερίου R διαιρεμένη με τη μοριακή μάζα M του ρέοντος αερίου μίγματος. Ο μοριακός όγκος σε τυποποιημένες συνθήκες, γίνεται 22,41 m³ / kg-mol ή ft³ / lb-mol και αναφέρεται σε μια τιμή R8 = 8314,3 J / kg-mol-K ή 1544 ft-lbf / lb-mol-R. Κάποιος συχνά βρίσκει Eq. 2-3 γραμμένο από την άποψη της πυκνότητας ρ που είναι η αμοιβαιότητα των συγκεκριμένων όγκος V. Η ειδική θερμότητα σε σταθερή πίεση c_p, η ειδική θερμότητα σε σταθερά ο όγκος c_v και η σχέση τους k είναι σταθερές για τέλεια αέρια σε ένα ευρύ φάσμα θερμοκρασίες και σχετίζονται:

$$k = c_p / c_v$$

$$c_p - c_v = R / J$$

$$c_p = kR / (k - 1)J$$

Για μια διαδικασία ισεντροπικής ροής, οι ακόλουθες σχέσεις διατηρούνται μεταξύ οποιωνδήποτε σημείων x και y:

$$T_x / T_y = (p_x / p_y)^{(k-1)/k} = (V_y / V_x)^{k-1} \quad (2.8)$$

Κατά τη διάρκεια της διεύρυνσης με οιστρογόνο ακροφύσιο η πίεση πέφτει ουσιαστικά, το η απόλυτη θερμοκρασία πέφτει κάπως λιγότερο και η συγκεκριμένη ένταση αυξάνεται. Όταν μια ροή σταματάει ιση-τρονικά, οι συνθήκες που επικρατούν είναι γνωστές ως συνθήκες στασιμότητας και ορίζονται από τον δείκτη 0. Μερικές φορές η λέξη το "σύνολο" χρησιμοποιείται αντί της στασιμότητας. Όπως μπορεί να φανεί από την εξ. 2-1 η ενθαλπία στασιμότητας αποτελείται από το άθροισμα της στατικής ή τοπικής ενθαλπίας και της κινητικής ενέργειας του υγρού. Η θερμοκρασία στασιμότητας T₀ προκύπτει από την εξίσωση ενέργειας ως

$$T_0 = T + v^2 / (2c_p J)$$

όπου T είναι η απόλυτη στατική θερμοκρασία υγρού. Στις αδιαβατικές ροές, η θερμοκρασία στασιμότητας παραμένει σταθερή. Η σχέση της πίεσης στασιμότητας με την τοπική πίεση στην ροή μπορεί να βρεθεί από τις προηγούμενες δύο εξισώσεις:

$$p_0 / p = \left[1 + v^2 / (2c_p J T) \right]^{k/(k-1)} = (V / V_0)^k$$

Όταν η τοπική ταχύτητα πλησιάζει στο μηδέν, η τοπική θερμοκρασία και πίεση θα πλησιάσουν την πίεση στασιμότητας και τη θερμοκρασία στασιμότητας. Σε ένα θάλαμο καύσης, όπου η ταχύτητα του αερίου είναι μικρή, η τοπική πίεση καύσης είναι

ουσιαστικά ίση με την πίεση στασιμότητας. Η ταχύτητα του ήχου a ή η ηχητική ταχύτητα στα ιδανικά αέρια είναι ανεξάρτητα από την πίεση. Ορίζεται ως

$$\alpha = \sqrt{kRT}$$

Στο σύστημα ΕΕ πρέπει να διορθωθεί η τιμή του R και να προστεθεί η σταθερά g_0 . Η εξίσωση 3-3 γίνεται $\sqrt{g_0 kRT}$. Αυτός ο συντελεστής διόρθωσης πρέπει να εφαρμόζεται οπουδήποτε χρησιμοποιείται το R στις μονάδες ΕΕ. Ο αριθμός M Mach είναι μια παράμετρος διαστασιακής ροής και χρησιμοποιείται για να καθορίσει την αναλογία της τοπικής ταχύτητας ροής v με την τοπική ακουστική ταχύτητα a :

$$M = v / \alpha = v / \sqrt{kRT}$$

Ένας αριθμός Mach μικρότερος από έναν αντιστοιχεί στην υποηχητική ροή και μεγαλύτερη από μία στην υπερηχητική ροή. Όταν ο αριθμός Mach είναι ίσος με έναν, τότε η ροή κινείται με ακρίβεια την ταχύτητα του ήχου. Εμφανίζεται αργότερα ότι στον λαιμό όλων των υπερηχητικών ακροφυσίων ο αριθμός Mach πρέπει να είναι ίσος με έναν. Η σχέση μεταξύ της θερμοκρασίας στασιμότητας και του αριθμού Mach μπορεί τώρα να γραφτεί από τις εξισώσεις 2-2, 2-7 και 3-3 ως

$$T_0 = T \left[1 + \frac{1}{2}(k-1)M^2 \right]$$

or

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\frac{T_0}{T} - 1 \right)}$$

T_0 και p_0 καθορίζουν τις τιμές στασιμότητας της θερμοκρασίας και της πίεσης. Σε αντίθεση με τη θερμοκρασία, η πίεση στασιμότητας κατά τη διάρκεια μιας διαδιπλασιασμένης διαστολής ακροφυσίων παραμένει σταθερή μόνο για ισέντροπικές ροές. Μπορεί να υπολογιστεί από

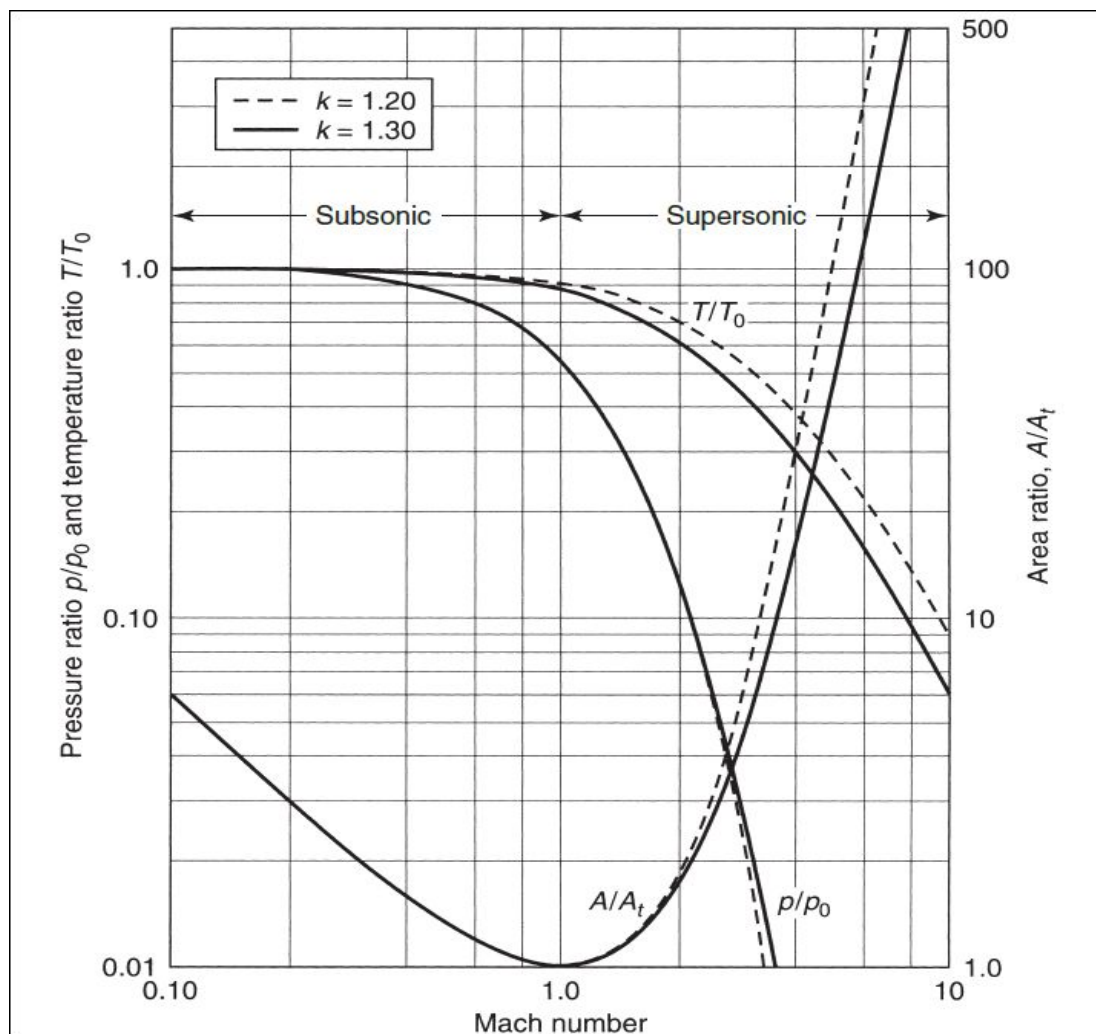
$$p_0 = p \left[1 + \frac{1}{2}(k-1)M^2 \right]^{k/(k-1)}$$

Ο λόγος περιοχής επέκτασης για ένα ακροφύσιο με ισοεντροπική ροή μπορεί να εκφραστεί με όρους αριθμών Mach για οποιαδήποτε σημεία x και y μέσα στο ακροφύσιο. Αυτή η σχέση, μαζί με εκείνες των αναλογιών T / T_0 και p / p_0 , απεικονίζεται στην εικόνα 6 για $A_x = A_t$ και $M_x = 1.0$. Σε διαφορετική περίπτωση,

$$\frac{A_y}{A_x} = \frac{M_x}{M_y} \sqrt{\left\{ \frac{1 + \left[\frac{(k-1)}{2} \right] M_y^2}{1 + \left[\frac{(k-1)}{2} \right] M_x^2} \right\}^{(k+1)/(k-1)}}$$

Όπως φαίνεται από την εικόνα 6, για την υποηχητική ροή ο λόγος συστολής του θαλάμου A_1 / A_t μπορεί να είναι μικρός, με τιμές 3 έως 6, και η δίοδος είναι συγκλίνουσα. Δεν υπάρχει αξιοσημείωτη επίδραση από τις παραλλαγές του k . Στους συμπαγείς κινητήρες πυραύλων η περιοχή θαλάμου A_1 αναφέρεται στη δίοδο ροής ή στην κοιλότητα του λιμένα στους παρθένους κόκκους. Με υπερηχητική ροή το τμήμα του ακροφυσίου αποκλίνει και ο λόγος περιοχής γίνεται μεγάλος πολύ γρήγορα. ο λόγος περιοχής επηρεάζεται σημαντικά από την τιμή του k . Ο λόγος περιοχής A_2 / A_t κυμαίνεται μεταξύ 15 και 30 σε $M = 4$, ανάλογα με την τιμή του k . Από την άλλη πλευρά, οι λόγοι πίεσης εξαρτώνται ελάχιστα από το k , ενώ οι αναλογίες θερμοκρασίας δείχνουν μεγαλύτερη ποικιλία.

Η μέση μοριακή μάζα M ενός μείγματος αερίων είναι το άθροισμα όλων των γραμμομοριακών κλασμάτων που πολλαπλασιάζονται με τη μοριακή μάζα κάθε χημικού είδους ($n_i M_i$) και στη συνέχεια διαιρούνται με το άθροισμα όλων των κλασμάτων μοριακής μάζας. Αυτό συζητείται περαιτέρω στο Κεφάλαιο 5. Το σύμβολο M χρησιμοποιείται για να αποφευχθεί η σύγχυση με το M για τον αριθμό Mach. Σε πολλά κομμάτια της λογοτεχνίας πυραύλων ο όρος M ονομάζεται μοριακό βάρος.



Εικόνα 6: Σχέση αναλογίας περιοχής, λόγου πίεσης και λόγου θερμοκρασίας ως λειτουργίες του αριθμού Mach σε ένα ακροφύσιο De Laval για τις περιοχές υποηχητικών και υπερηχητικών ακροφυσίων.

3.3 Ισεντροπική ροή μέσω ακροφυσίων

Σε ένα συγκλίνον-αποκλίνων ακροφύσιο ένα μεγάλο κλάσμα της θερμικής ενέργειας των αερίων στο θάλαμο μετατρέπεται σε κινητική ενέργεια. Όπως θα εξηγηθεί, η πίεση και η θερμοκρασία του αερίου πέφτουν δραματικά και η ταχύτητα του αερίου μπορεί να φθάσει σε τιμές μεγαλύτερες από 2 μίλια ανά δευτερόλεπτο.

Αυτό είναι ένα αναστρέψιμο, ουσιαστικά ισεντροπικής ροής και η ανάλυσή του περιγράφεται εδώ. Εάν το εσωτερικό τοίχωμα του ακροφυσίου έχει μία απόφραξη ροής ή μια προεξοχή τοίχου (ένα κομμάτι σκουριά), τότε το κινητικό αέριο μετατρέπεται τοπικά σε θερμική ενέργεια ουσιαστικά ίση με τη θερμοκρασία στασιμότητας και την πίεση στασιμότητας στο θάλαμο. Καθώς αυτό θα οδηγούσε γρήγορα σε τοπική υπερθέρμανση και αποτυχία του τοίχου, τα εσωτερικά τοιχώματα του ακροφυσίου θα πρέπει να είναι ομαλά χωρίς προεξοχή. Μπορούν επίσης να εμφανιστούν συνθήκες στασιμότητας

στην προπορευόμενη άκρη ενός πτερυγίου αεριωθουμένων ή στην άκρη ενός σωλήνα δειγματοληψίας αερίου που εισάγεται στη ροή.

Ταχύτητα

Από την εξίσωση 2-2 η ταχύτητα εξόδου του ακροφυσίου υπολογίζεται ως:

$$u_2 = \sqrt{2J(h_1 - h_2) + u_1^2}$$

Αυτή η εξίσωση ισχύει για τους ιδανικούς και τους εξωπραγματικούς πυραύλους. Για σταθερά k αυτή η έκφραση μπορεί να ξαναγραφεί με τη βοήθεια των εξισώσεων 2-6 και 2-7. Οι δείκτες 1 και 2 ισχύουν για τις συνθήκες εισόδου και εξόδου ακροφυσίων, αντίστοιχα:

$$u_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} + u_1^2$$

Αυτή η εξίσωση ισχύει επίσης για οποιαδήποτε δύο σημεία μέσα στο ακροφύσιο. Όταν η χωριστή τομή είναι μεγάλη σε σύγκριση με το τμήμα του λαιμού του ακροφυσίου, η ταχύτητα προσέγγισης της ταχύτητας του θαλάμου είναι συγκριτικά μικρή και ο όρος $v_2 \omega_1$ μπορεί να παραμεληθεί.

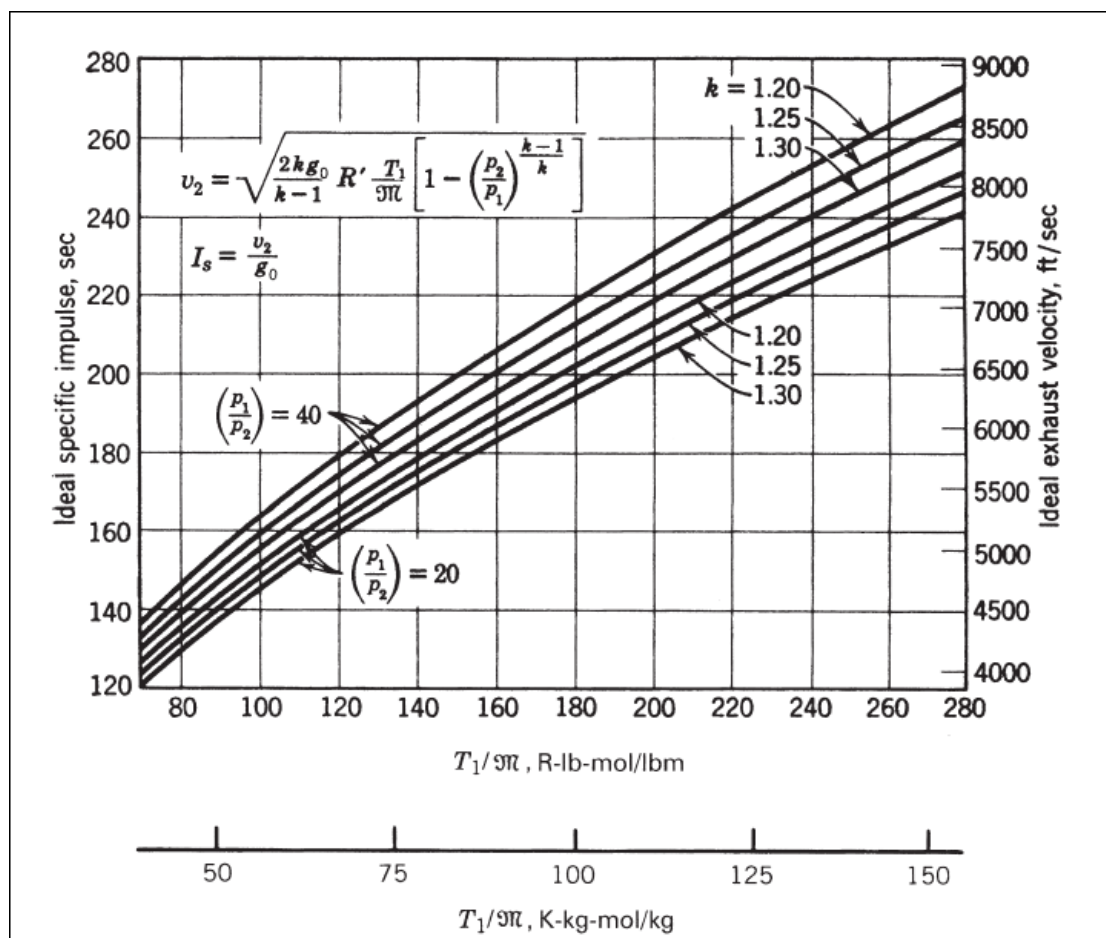
Η θερμοκρασία του θαλάμου T_1 είναι στην είσοδο του ακροφυσίου και, κάτω από τις συνθήκες εξαερισμού, ελάχιστα από τη θερμοκρασία στασιμότητας ή (για μια χημική πύραυλο) από τη θερμοκρασία καύσης. Αυτό οδηγεί σε μια σημαντική απλοποιημένη

έκφραση της ταχύτητας εξάτμισης v_2 , η οποία χρησιμοποιείται συχνά στην ανάλυση:

$$u_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]}$$

$$= \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{R'T_0}{\mathfrak{S}\mathfrak{S}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]}$$

Μπορεί να φανεί ότι η ταχύτητα εξάτμισης ενός ακροφυσίου είναι συνάρτηση του λόγου πίεσης p_1 / p_2 , του λόγου των ειδικών θερμότητας k και της απόλυτης θερμοκρασίας στην είσοδο ακροφυσίου T_1 , καθώς και της σταθεράς αερίου R . Επειδή το αέριο η σταθερά για κάθε συγκεκριμένο αέριο είναι αντιστρόφως ανάλογη προς τη μοριακή μάζα M , την ταχύτητα εξάτμισης ή η συγκεκριμένη ώθηση είναι συνάρτηση της αναλογίας της θερμοκρασίας εισόδου απόλυτου ακροφυσίου που διαιρείται με τη μοριακή μάζα, όπως φαίνεται στην εικόνα 7. Ο λόγος αυτός διαδραματίζει σημαντικό ρόλο στη βελτιστοποίηση του λόγου των μιγμάτων σε χημικούς πυραύλους.



Εικόνα 7: Ειδική ώθηση και ταχύτητα εξάτμισης ενός ιδανικού πυραύλου στο βέλτιστο επέκταση ακροφυσίου ως λειτουργίες της απόλυτης θερμοκρασίας θαλάμου T_1 και της μοριακής μάζας M για διάφορες τιμές k και p_1 / p_2 .

Οι εξισώσεις 3-7 και 3-8 δίνουν τις σχέσεις μεταξύ της ταχύτητας v_2 , της ώθησης F και της ειδικής ώθησης Is . απεικονίζεται στην εικόνα 7 για δύο αναλογίες πίεσης και τρεις τιμές k . Η εξίσωση 5-1 δείχνει ότι οποιαδήποτε αύξηση της θερμοκρασίας του αερίου (που συνήθως προκαλείται από την αύξηση της απελευθέρωσης ενέργειας) ή οποιαδήποτε μείωση της μοριακής μάζας του προωθητικού (που συνήθως επιτυγχάνεται με τη χρήση αέριων ελαφρών μοριακών μάζων πλούσιων σε υδρογόνο) του πυραύλου δηλαδή, θα αυξήσει την ειδική ώθηση Is ή την ταχύτητα εξάτμισης v_2 ή c και, συνεπώς, την απόδοση του οχήματος.

Οι επιδράσεις του λόγου πίεσης μέσω του ακροσωληνίου p_1 / p_2 και της ειδικής αναλογίας θερμότητας k είναι λιγότερο έντονα. Όπως φαίνεται από το σχήμα 3-2, η απόδοση αυξάνεται με αύξηση του λόγου πίεσης. αυτή η αναλογία αυξάνεται όταν η τιμή της πίεσης του θαλάμου p_1 αυξάνεται ή όταν μειώνεται η πίεση εξόδου p_2 , που αντιστοιχεί σε σχέδια μεγάλου υψομέτρου. Η μικρή επίδραση των τιμών k είναι τυχαία επειδή οι χαμηλές μοριακές μάζες βρίσκονται σε διατομικά ή μονοατομικά αέρια, τα οποία έχουν τις υψηλότερες τιμές του k .

Για τη σύγκριση συγκεκριμένων τιμών ώθησης από ένα σύστημα πυραύλων σε άλλο ή για την αξιολόγηση της επίδρασης διαφόρων παραμέτρων σχεδιασμού, η τιμή του λόγου πίεσης πρέπει να τυποποιηθεί. Μία πίεση θαλάμου 1000 psia (6,894 Mpa) και μία πίεση εξόδου 1 atm (0,1013 Mpa) χρησιμοποιούνται γενικά σήμερα.

Για βέλτιστη επέκταση $p_2 = p_3$ και την αποτελεσματική ταχύτητα εξάτμισης c και η ιδανική ταχύτητα εξάτμισης των πυραύλων σχετίζονται, συγκεκριμένα

$$u_2 = (c)_{opt}$$

και το c μπορεί να αντικαταστήσει το v_2 στις εξισώσεις 3-8 και 3-9. Για μια σταθερή αναλογία εξόδου ακροφυσίου και σταθερή πίεση του θαλάμου, αυτή η βέλτιστη κατάσταση συμβαίνει μόνο σε ένα συγκεκριμένο ύψος όπου η πίεση περιβάλλοντος p_3 συμβαίνει να είναι ίση με την πίεση εξόδου του ακροφυσίου p_2 . Σε όλα τα άλλα υψόμετρα $c \neq v_2$. Η μέγιστη θεωρητική τιμή της ταχύτητας εξόδου του ακροφυσίου επιτυγχάνεται με μια άπειρη διαστολή (εξάτμιση σε κενό):

$$(u_2)_{max} = \sqrt{2kRT_0 / (k-1)}$$

Αυτή η μέγιστη θεωρητική ταχύτητα εξάτμισης είναι πεπερασμένη, παρόλο που ο λόγος πίεσης είναι άπειρος, επειδή αντιπροσωπεύει την πεπερασμένη θερμική ενεργειακή περιεκτικότητα του υγρού.

Μια τέτοια επέκταση δεν συμβαίνει διότι, μεταξύ άλλων, η θερμοκρασία πολλών ειδών μέσου εργασίας θα πέσει κάτω από την υγροποίηση τους ή τα σημεία ψύξης. επομένως παύουν να είναι αέριο και δεν συμβάλλουν πλέον στην επέκταση του φυσικού αερίου.

3.4 Κατάσταση ροής ακροφυσίου και λαιμού

Η απαιτούμενη περιοχή του ακροφυσίου μειώνεται στο ελάχιστο (σε πίεση 1.130 MPa ή 164 psi στο προηγούμενο παράδειγμα) και στη συνέχεια αυξάνεται ξανά. Τα ακροφύσια αυτού του τύπου (συχνά αποκαλούμενα ακροφύσια De Laval μετά τον εφευρέτη τους) αποτελούνται από ένα συγκλίνον τμήμα το οποίο ακολουθείται από ένα αποκλίνον τμήμα. Από την εξίσωση συνέχειας, η περιοχή είναι αντιστρόφως ανάλογη προς την αναλογία v / V . Αυτή η ποσότητα έχει επίσης γραφιστεί στη εικόνα 8. Υπάρχει ένα μέγιστο στην καμπύλη v / V επειδή αρχικά η ταχύτητα αυξάνεται με μεγαλύτερη ταχύτητα από τον συγκεκριμένο όγκο. Ωστόσο, στο αποκλινόμενο τμήμα, ο συγκεκριμένος όγκος αυξάνεται με μεγαλύτερη ταχύτητα.

Η περιοχή ελάχιστου ακροφυσίου ονομάζεται περιοχή του λαιμού. Ο λόγος της περιοχής εξόδου του ακροφυσίου A_2 προς την περιοχή του λαιμού του ακροφυσίου A_t ονομάζεται λόγος περιοχής επέκτασης ακροφυσίων και χαρακτηρίζεται από το ελληνικό γράμμα ϵ . Είναι μια σημαντική παράμετρος ακροφυσίων:

$$\epsilon = A_2 / A_t$$

Η μέγιστη ροή αερίου ανά μονάδα επιφάνειας εμφανίζεται στο λαιμό όπου υπάρχει ένας μοναδικός λόγος πίεσης αερίου ο οποίος είναι μόνο συνάρτηση της αναλογίας των ειδικών θερμότητας k . Αυτός ο λόγος πίεσης βρίσκεται με τη ρύθμιση $M = 1$ στην εξίσωση. 3-2:

$$p_t / p_1 = \left[2 / (k + 1) \right]^{k / (k - 1)}$$

Η πίεση πίεσης στο λαιμό, για την οποία ο ρυθμός ροής της μάζας ισέντροπου είναι μέγιστος, ονομάζεται κρίσιμη πίεση. Οι τυπικές τιμές αυτού του κρίσιμου λόγου πίεσης κυμαίνονται μεταξύ 0,53 και 0,57 της πίεσης εισόδου. Η ροή διαμέσου ενός καθορισμένου ακροφυσίου πυραύλων με δεδομένη κατάσταση εισόδου είναι μικρότερη από τη μέγιστη, εάν ο λόγος πίεσης είναι μεγαλύτερος από εκείνον που δίνεται από την εξίσωση. 3-20. Ωστόσο, σημειώστε ότι αυτός ο λόγος δεν είναι αυτός σε ολόκληρο το ακροφύσιο και ότι η μέγιστη κατάσταση ροής ή πνιγμού (που

εξηγείται παρακάτω) είναι πάντα καθορισμένη εσωτερικά στο λαιμό και όχι στο εξόδο.

Η πίεση εισόδου του ακροφυσίου είναι πολύ κοντά στην πίεση στασιμότητας του θαλάμου, εκτός από τους στενούς θαλάμους καύσης όπου υπάρχει αισθητή πτώση της πίεσης από την περιοχή του εγχυτήρα στην περιοχή εισόδου του ακροφυσίου. Αυτό συζητείται στην ενότητα 3.5. Στο σημείο της κρίσιμης πίεσης, δηλαδή του λαιμού, ο αριθμός Mach είναι ένας και οι τιμές του συγκεκριμένου όγκου και θερμοκρασίας μπορούν να ληφθούν από τις εξισώσεις 3-7 και 3-12:

$$V_t = V_1 \left[(k+1) / 2 \right]^{1/(k-1)}$$

$$T_t = 2T_1 / (k+1)$$

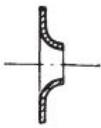
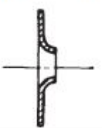
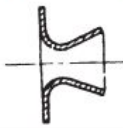
Στην εξ. 3-22 η θερμοκρασία εισόδου του ακροφυσίου T_1 είναι πολύ κοντά στη θερμοκρασία καύσης και επομένως κοντά στη θερμοκρασία στασιμότητας ροής του ακροφυσίου T_0 . Στο κρίσιμο σημείο υπάρχει μόνο μια ήπια αλλαγή αυτών των ιδιοτήτων. Πάρτε, για παράδειγμα, ένα αέριο με $k = 1.2$; ο λόγος κρίσιμης πίεσης είναι περίπου 0,56 (που σημαίνει ότι το p_t ισούται σχεδόν με το ήμισυ της πίεσης του θαλάμου p_1 , η θερμοκρασία πέφτει μόνο ελαφρά ($T_t = 0,91T_1$) και ο συγκεκριμένος όγκος αυξάνεται κατά περισσότερο από 60% ($V_t = 1,61V_1$). Τις εξισώσεις 3-15, 3-20 και 3-22, επιτυγχάνεται η κρίσιμη ταχύτητα ή η ταχύτητα του λαιμού v_t :

$$u_t = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_1} = a_t = \sqrt{kRT_t}$$

Η πρώτη έκδοση αυτής της εξίσωσης επιτρέπει την ταχύτητα του λαιμού να υπολογίζεται απευθείας από τις συνθήκες εισόδου του ακροφυσίου χωρίς να είναι γνωστές οι συνθήκες του λαιμού. Στο λαιμό του ακροφυσίου η κρίσιμη ταχύτητα είναι σαφώς και η ηχητική ταχύτητα. Η ροή στο θάλαμο είναι υποηχητική και κάτω από το λαιμό του ακροφυσίου είναι υπερηχητική.

Το αποκλίνον τμήμα του ακροφυσίου επιτρέπει περαιτέρω μείωση της πίεσης και αύξηση της ταχύτητας υπό υπερηχητικές συνθήκες. Εάν το ακροφύσιο αποκοπεί στο τμήμα του λαιμού, η ταχύτητα εξαγωγής αερίου είναι ηχητική και ο ρυθμός ροής παραμένει μέγιστος. Η κατάσταση της ηχητικής και υπερηχητικής ροής μπορεί να επιτευχθεί μόνο εάν επικρατεί η κρίσιμη πίεση στο λαιμό, δηλαδή εάν το p_2 / p_1 είναι ίσο ή μικρότερο από την ποσότητα που ορίζεται από την εξίσωση 3-20. Υπάρχουν,

συνεπώς, τρεις διαφορετικοί τύποι ακροφυσίων: υποηχητικός, ηχητικός και υπερηχητικός, και αυτοί περιγράφονται στον Πίνακα 3

	Subsonic	Sonic	Supersonic
Throat velocity	$v_1 < a_t$	$v_t = a_t$	$v_t = a_t$
Exit velocity	$v_2 < a_2$	$v_2 = v_t$	$v_2 > v_t$
Mach number	$M_2 < 1$	$M_2 = M_t = 1.0$	$M_2 > 1$
Pressure ratio	$\frac{p_1}{p_2} < \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$	$\frac{p_1}{p_2} = \frac{p_1}{p_t} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$	$\frac{p_1}{p_2} > \left(\frac{k+1}{2}\right)^{k/(k-1)}$
Shape			

Πίνακας 6: Τύποι ακροφυσίων

Το υπερηχητικό ακροφύσιο είναι αυτό που χρησιμοποιείται για ρουκέτες. Επιτυγχάνει υψηλό βαθμό μετατροπής της ενθαλπίας στην κινητική ενέργεια. Η αναλογία μεταξύ των πιέσεων εισόδου και εξόδου σε όλες τις ρουκέτες είναι αρκετά μεγάλη για να προκαλέσει υπερηχητική ροή. Μόνο εάν η απόλυτη πίεση του θαλάμου πέσει κάτω από περίπου 1,78 atm θα υπάρξει υποηχητική ροή στο αποκλίνον τμήμα του ακροφυσίου κατά τη λειτουργία της στάθμης της θάλασσας.

Αυτή η κατάσταση εμφανίζεται για πολύ μικρό χρονικό διάστημα κατά την έναρξη και σταματά τα μεταβατικά.

Η ταχύτητα του ήχου είναι ίση με την ταχύτητα διάδοσης ενός ελαστικού κύματος πίεσης μέσα στο μέσο, ο ήχος είναι ένα απειροελάχιστο κύμα πίεσης. Εάν, συνεπώς, επιτευχθεί ηχητική ταχύτητα σε οποιοδήποτε σημείο εντός ενός σταθερού συστήματος ροής, είναι αδύνατο να διαταραχθεί η πίεση λόγω της θέσης της ηχητικής ή υπερηχητικής ροής.

Έτσι, οποιαδήποτε μερική παρεμπόδιση ή διαταραχή της ροής κατόντη του λαιμού του ακροφυσίου με ηχητική ροή δεν επηρεάζει τον λαιμό ή την ανάντη του, υπό την προϋπόθεση ότι η διαταραχή δεν αυξάνει την προς τα κάτω πίεση πάνω από την κρίσιμη τιμή του. Δεν είναι δυνατό να αυξηθεί η ταχύτητα του λαιμού ή ο ρυθμός ροής στο ακροφύσιο με περαιτέρω μείωση της πίεσης εξόδου ή ακόμη και εκκένωση του τμήματος καυσαερίων. Αυτή η σημαντική κατάσταση περιγράφεται συχνά ως πνιγμός της ροής.

Βρίσκεται πάντοτε στο λαιμό και όχι στο επίπεδο εξόδου του ακροφυσίου. Η ροή που έχει βυθιστεί μέσω του κρίσιμου τμήματος ενός υπερηχητικού ακροφυσίου μπορεί να προέρχεται από τις εξισώσεις 3-3, 3-21 και 3-23. Είναι ίσο με τη ροή μάζας σε οποιοδήποτε τμήμα του στόμιο.

$$\dot{m} = \frac{A_t u_t}{V_t} = A_t p_1 k \frac{\sqrt{\left[2 / (k+1)^{(k+1)/(k-1)} \right]}}{\sqrt{kRT_1}}$$

Η ροή μάζας διαμέσου ενός ακροφυσίου πυραύλων είναι επομένως ανάλογη προς την περιοχή του λαιμού A_t και της πίεσης του θαλάμου (στασιμότητα) p_1 . είναι επίσης αντιστρόφως ανάλογη με την τετραγωνική ρίζα του T / M και μια συνάρτηση των ιδιοτήτων του αερίου. Για ένα υπερηχητικό ακροφύσιο, η αναλογία μεταξύ του λαιμού και κάθε κατάντη περιοχής στην οποία επικρατεί πίεση p_y μπορεί να εκφραστεί ως συνάρτηση του λόγου πίεσης και του λόγου συγκεκριμένες θερμοότητες, χρησιμοποιώντας τις εξισώσεις 3-4, 3-16, 3-21 και 3-23, ως εξής:

$$\frac{A_t}{A_y} = \frac{V_t u_y}{V_y u_t} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)} \left(\frac{p_y}{p_1} \right)^{1/k} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_y}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]}$$

Όταν $p_y = p_2$, τότε $A_y / A_t = A_2 / A_t = \bullet$ στην εξίσωση 3-25. Για λειτουργίες χαμηλού υψομέτρου (στάθμη θάλασσας έως περίπου 10.000 μ.) Οι αναλογίες των ακροφυσίων είναι συνήθως μεταξύ 3 και 25, ανάλογα με την πίεση του θαλάμου, τους συνδυασμούς προωθητικών και τους περιορισμούς του περιβλήματος του οχήματος.

Για τις αναλογίες επιφάνειας υψηλού υψομέτρου (100 km ή υψηλότερη) είναι τυπικά μεταξύ 40 και 200, αλλά έχουν υπέρξει περίπου 400. Παρόμοια, μια έκφραση για την αναλογία της ταχύτητας σε οποιοδήποτε σημείο κατάντη του λαιμού με την πίεση p_y , και η ταχύτητα του λαιμού μπορεί να γραφεί από τις εξουσίες 3-15 και 3-23:

$$\frac{u_y}{u_t} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_y}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]}$$

Αυτές οι εξισώσεις επιτρέπουν τον άμεσο προσδιορισμό του λόγου ταχύτητας ή του λόγου περιοχής για κάθε δεδομένη αναλογία πίεσης και αντίστροφα σε ιδανικά ακροφύσια πυραύλων.

Σχεδιάζονται σε σχήματα 3-4 και 3-5, και αυτά τα οικόπεδα επιτρέπουν τον προσδιορισμό των αναλογιών πίεσης που δίδονται με την αναλογία περιοχής ή

ταχύτητας. Όταν $p_2 = p_3$, Εξ. Το Σχήμα 3-26 περιγράφει την αναλογία ταχύτητας μεταξύ της περιοχής εξόδου του ακροφυσίου και του τμήματος του λαιμού. Όταν η πίεση εξόδου συμπίπτει με την ατμοσφαιρική πίεση, αυτές οι εξισώσεις ισχύουν για βέλτιστη επέκταση ακροφυσίων. Για ρουκέτες

που λειτουργούν σε μεγάλα υψόμετρα, δεν μπορεί να επιτευχθεί υπερβολική πρόσθετη ταχύτητα εξάτμισης αυξάνοντας την αναλογία της επιφάνειας πάνω από 1000. Επιπρόσθετα, οι δυσκολίες σχεδίασης και η μεγάλη μάζα αδρανούς ακροφυσίου καθιστούν τις εφαρμογές πάνω από τις αναλογίες επιφάνειας περίπου 350 περιθωριακές.

Το προσάρτημα 2 είναι ένας πίνακας με πολλές ιδιότητες της ατμόσφαιρας της γης με συμφωνημένες πρότυπες τιμές. Παρέχει πίεση περιβάλλοντος για διαφορετικά υψόμετρα.

Αυτές οι ιδιότητες μπορεί να ποικίλουν κάπως από μέρα σε μέρα (κυρίως λόγω της ηλιακής δραστηριότητας) και μεταξύ ημισφαιρίων. Για παράδειγμα, η πυκνότητα της ατμόσφαιρας σε υψόμετρα μεταξύ 200 και 3000 χλμ. Μπορεί να αλλάξει περισσότερο από μια τάξη μεγέθους, επηρεάζοντας τη δορυφορική σύρραξη.

3.5 Ώθηση και συντελεστής ώθησης

Η εκροή των προωθητικών αερίων ή η ορμή που ρέει έξω προκαλεί το δύναμη ώθησης ή αντίδρασης στη δομή του πυραύλου. Επειδή η ροή είναι υπερηχητική, η πίεση στο επίπεδο εξόδου του ακροφυσίου μπορεί να είναι διαφορετική από το περιβάλλον η πίεση και η συνιστώσα ώθησης πίεσης προσθέτουν στην ώθηση ώθησης ως που δίνεται από την εξίσωση. 2-14, που επαναλαμβάνεται εδώ:

$$F = \dot{m}u_2 + (p_2 - p_3)A_2$$

Η μέγιστη ώθηση για κάθε δεδομένη λειτουργία ακροφυσίου βρίσκεται σε κενό όπου $p_3 = 0$. Ανάμεσα στη στάθμη της θάλασσας και το κενό του χώρου, η εξίσωση 2-14 δίνει την μεταβολή της ώσης με υψόμετρο, χρησιμοποιώντας τις ιδιότητες της ατμόσφαιρας όπως αυτές που παρατίθενται στο προσάρτημα 2. Το σχήμα 2-2 δείχνει μια τυπική μεταβολή ώσης με υψόμετρο. Για να τροποποιήσετε τις τιμές που υπολογίζονται για τις βέλτιστες συνθήκες λειτουργίας ($p_2 = p_3$) για δεδομένες τιμές των p_1 , k , και A_2 / A_t , μπορούν να χρησιμοποιηθούν οι ακόλουθες εκφράσεις. Για την ώθηση,

$$F = F_{opt} + p_1 A_t \left(\frac{p_2 - p_3}{p_1} - \frac{p_3}{p_1} \right) \frac{A_2}{A_t}$$

Για τη συγκεκριμένη ώθηση, χρησιμοποιώντας τις εξισώσεις 2-5, 2-18 και 2-14,

$$I_s = (I_s)_{opt} + \frac{c^* \epsilon}{g_0} \left(\frac{p_2 - p_3}{p_1} - \frac{p_3}{p_1} \right)$$

Εάν, για παράδειγμα, η συγκεκριμένη ώθηση για μια νέα πίεση εξόδου p_2 που αντιστοιχεί σε πρέπει να υπολογιστεί ένας νέος λόγος περιοχής A_2 / A_t , μπορούν να χρησιμοποιηθούν οι ανωτέρω σχέσεις. Η εξίσωση 2-14 μπορεί να επεκταθεί τροποποιώντας την και υποκαθιστώντας v_2 , v_t , και V_t από τις εξουσίες 3-16, 3-21 και 3-23:

$$\begin{aligned} F &= \frac{A_t u_t u_2}{V_t} + (p_2 - p_3) A_2 \\ &= A_t p_1 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(k-1)} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} + (p_2 - p_3) A_2 \end{aligned}$$

Η πρώτη έκδοση αυτής της εξίσωσης είναι γενική και ισχύει για όλες τις ρουκέτες, η δεύτερη μορφή ισχύει για έναν ιδανικό πυραύλο με το k να είναι σταθερό σε όλη τη διαδικασία επέκτασης. Αυτή η εξίσωση δείχνει ότι η ώθηση είναι ανάλογη προς την περιοχή του λαιμού A_t και της πίεσης του θαλάμου (ή της πίεσης εισόδου του ακροφυσίου) p_1 και είναι συνάρτηση του λόγου πίεσης κατά μήκος του ακροσωληνίου p_1 / p_2 , της ειδικής αναλογίας θερμότητας k και της πίεσης ώθηση. Ονομάζεται η ιδανική εξίσωση ώθησης. Ο συντελεστής ώθησης C_F ορίζεται ως η ώθηση που διαιρείται με την πίεση του θαλάμου p_1 και την περιοχή του λαιμού A_t . Οι εξισώσεις 2-14, 3-21 και 3-16 δίνουν τη σχέση αυτή:

$$\begin{aligned} C_F &= \frac{u_2^2 A_2}{p_1 A_t V_2} + \frac{p_2}{p_1} \frac{A_2}{A_t} - \frac{p_3 A_2}{p_1 A_t} \\ &= \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(k-1)} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} + \frac{p_2 - p_3}{p_1} \frac{A_2}{A_t} \end{aligned}$$

Ο συντελεστής ώθησης C_F είναι αδιάστατος. Είναι μια βασική παράμετρος για την ανάλυση και είναι συνάρτηση της ιδιότητας αερίου k , της αναλογίας περιοχής ακροφυσίων • και του λόγου πίεσης κατά μήκος του ακροφυσίου p_1 / p_2 , αλλά ανεξάρτητα από τη θερμοκρασία του θαλάμου.

Για κάθε σταθερό λόγο πίεσης p_1 / p_3 , ο συντελεστής ώθησης C_F και η ώση F έχουν κορυφή όταν $p_2 = p_3$. Αυτή η μέγιστη τιμή είναι γνωστή ως ο βέλτιστος συντελεστής ωθήσεως και είναι ένα σημαντικό κριτήριο στο σχεδιασμό των ακροφυσίων. Η χρήση του συντελεστή ώθησης επιτρέπει την απλοποίηση της εξίσωσης. 3-29:

$$F = C_F \dot{m} c^*$$

Η εξίσωση 3-31 μπορεί να λυθεί για το C_F και παρέχει τη σχέση για τον πειραματικό προσδιορισμό του συντελεστή ώθησης από τις μετρούμενες τιμές της πίεσης του θαλάμου, της διαμέτρου του λαιμού και της ώσης. Παρόλο που ο συντελεστής ωθήσεως είναι συνάρτηση της πίεσης του θαλάμου, δεν είναι απλώς ανάλογος προς το p_1 , όπως μπορεί να φανεί από την εξίσωση. 3-30.

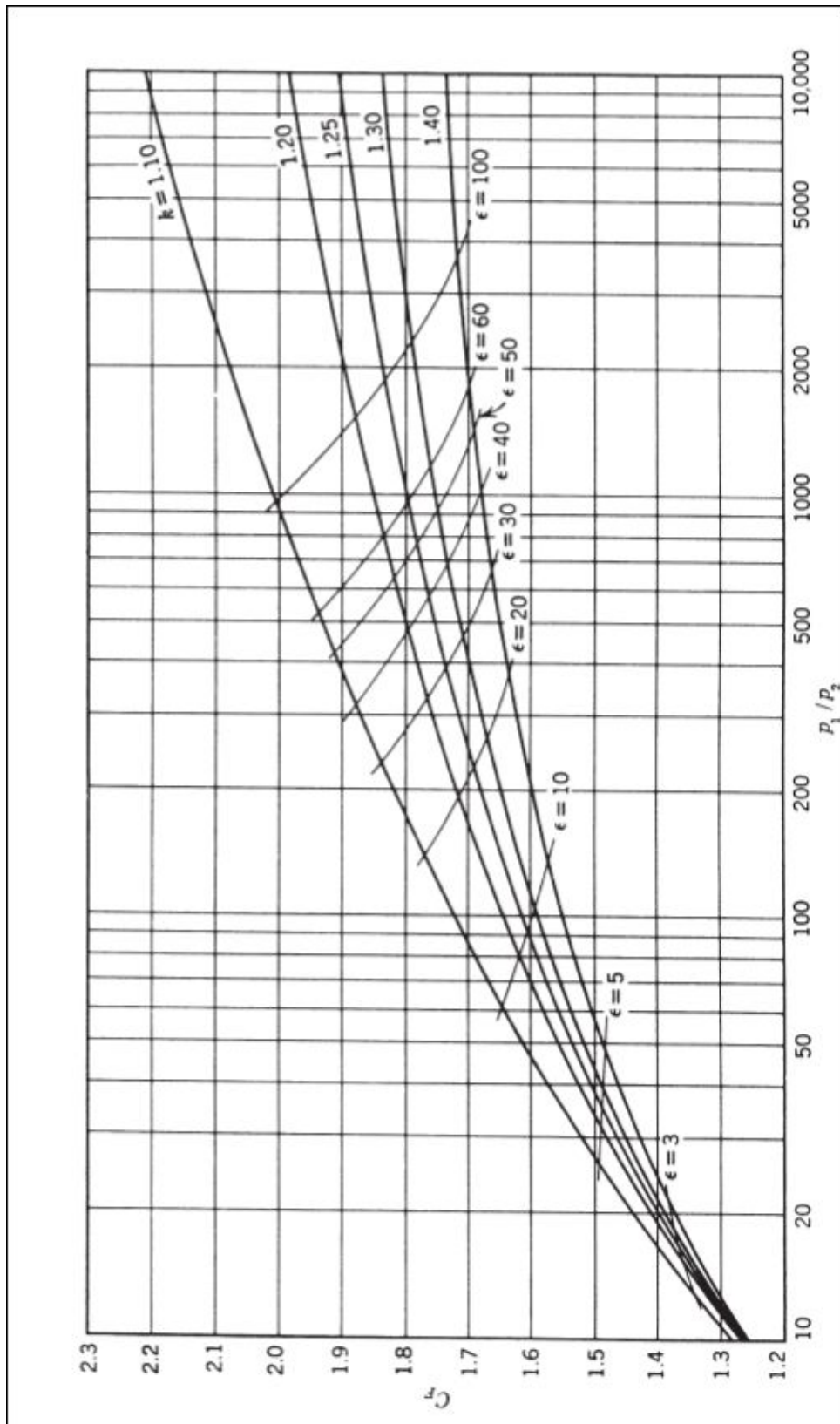
Ωστόσο, είναι ευθέως ανάλογη με την περιοχή του λαιμού. Ο συντελεστής ώσης μπορεί να θεωρηθεί ότι αντιπροσωπεύει την ενίσχυση της ώσης λόγω του αερίου που επεκτείνεται στο υπερηχητικό ακροφύσιο σε σύγκριση με την ώση που θα ασκούσε αν η πίεση του θαλάμου επενεργούσε μόνο στην περιοχή του λαιμού.

Ο συντελεστής ωθήσεως έχει τιμές που κυμαίνονται από περίπου 0,8 έως 1,9. Είναι μια βολική παράμετρος για να δείτε τις επιδράσεις των μεταβολών της πίεσης του θαλάμου ή του υψομέτρου σε μια δεδομένη διαμόρφωση ακροφυσίων ή για να διορθώσετε τα αποτελέσματα της στάθμης της θάλασσας σε συνθήκες υψομέτρου πτήσης.

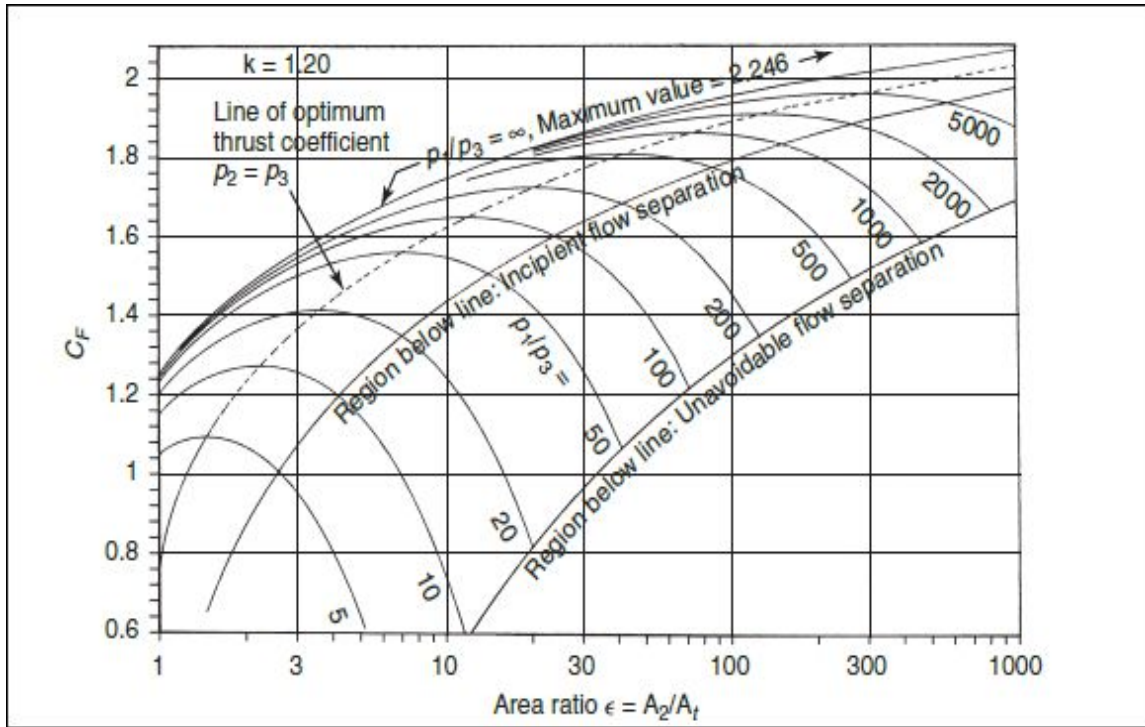
Η εικόνα 8 δείχνει τη μεταβολή του βέλτιστου συντελεστή ώθησης διαστολής ($p_2 = p_3$) για διαφορετικές αναλογίες πίεσης p_1 / p_2 , τιμές k , και αναλογία εμβαδών \cdot . Ο ο πλήρης συντελεστής ωθήσεως απεικονίζεται στα σχήματα. 3-7 και 3-8 ως συνάρτηση του λόγος πίεσης p_1 / p_3 και αναλογία εμβαδού για $k = 1,20$ και $1,30$. Αυτά τα δύο σύνολα καμπυλών είναι χρήσιμα στην επίλυση διαφόρων προβλημάτων ακροφυσίων για να επιτρέπουν την αξιολόγηση του λειτουργία κάτω και εκτεταμένο ακροφύσιο, όπως εξηγείται παρακάτω. Οι τιμές που δίνονται σε αυτά τα στοιχεία είναι ιδανικά και δεν θεωρούν τέτοιες απώλειες, όπως απόκλιση, τριβή, ή εσωτερικά κύματα επέκτασης.

Όταν το p_1 / p_3 γίνεται πολύ μεγάλο (π.χ., επέκταση σε σχεδόν κενό), τότε ο συντελεστής ωθήσεως προσεγγίζει ένα ασυμπτωτικό μέγιστο όπως φαίνεται στα Σχ. 3-7 και 3-8. Αυτά τα στοιχεία δίδουν επίσης τιμές C_F για τυχόν ακατάλληλα ακροφύσια ($p_2 \cdot = p_3$), υπό την προϋπόθεση ότι το ακροφύσιο ρέει πλήρως ανά

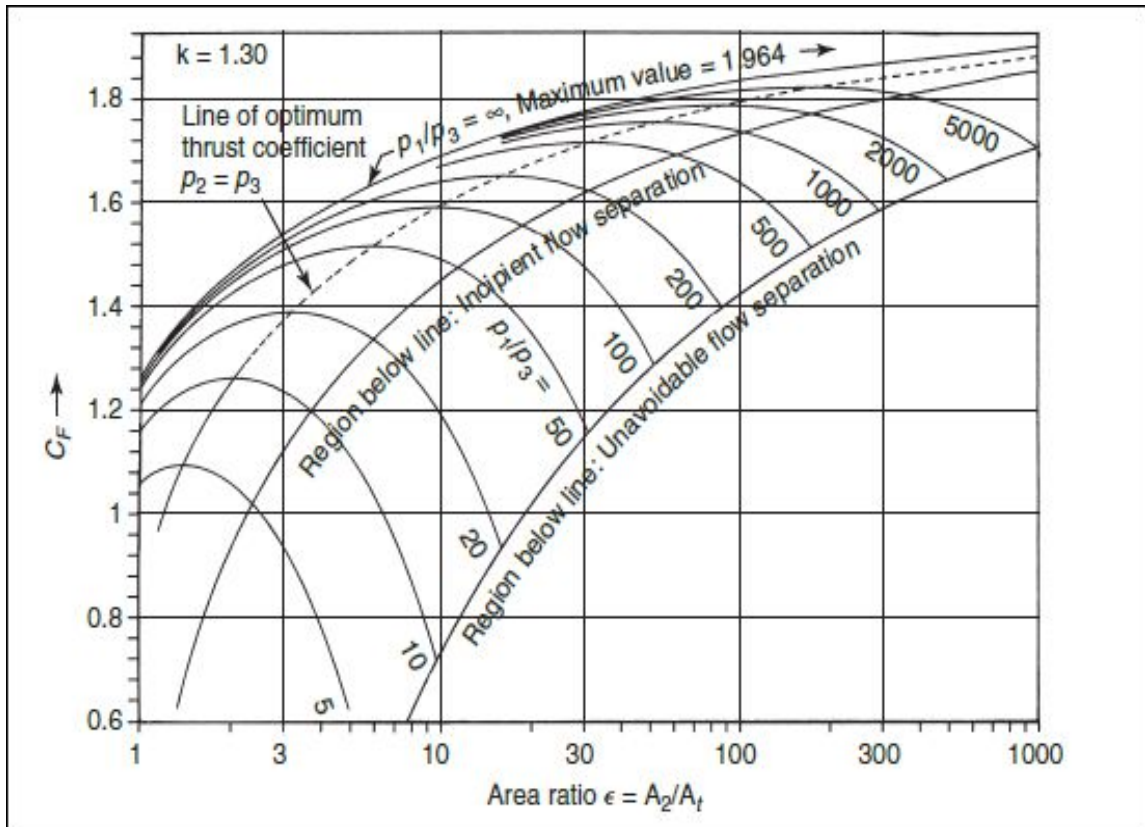
πάσα στιγμή, δηλαδή το υγρό εργασίας δεν διαχωρίζεται ή απομακρύνεται από τα τοιχώματα. Ο διαχωρισμός ροής συζητείται αργότερα σε αυτή την ενότητα.



Εικόνα 8: Συντελεστής ώσης C_f ως συνάρτηση του λόγου πίεσης, του λόγου της περιοχής του ακροφυσίου και της ειδικής αναλογίας θερμότητας για βέλτιστες συνθήκες διαστολής



Εικόνα 9: Συντελεστής ώσης C_F σε σχέση με την επιφάνεια του ακροφυσίου για $k = 1,20$.



Εικόνα 10: Συντελεστής ώσης C_F σε σχέση με την επιφάνεια του ακροφυσίου για $k = 1,30$.

3.6 Χαρακτηριστική ταχύτητα και ειδική ώθηση

Η χαρακτηριστική ταχύτητα c^* ορίζεται από την εξίσωση 2-18. Από τις εξουσίες 3-24 και 3-31 μπορεί να αποδειχθεί ότι

$$c^* = \frac{p_1 A_t}{\dot{m}} = \frac{I_s g_0}{C_F} = \frac{c}{C_F} = \frac{\sqrt{kRT_1}}{k \sqrt{[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}}$$

Είναι ουσιαστικά μια συνάρτηση των χαρακτηριστικών του προωθητικού και του σχεδιασμού του θαλάμου καύσης. είναι ανεξάρτητο από τα χαρακτηριστικά του ακροφυσίου. Έτσι, μπορεί να χρησιμοποιηθεί ως αριθμητική αξία για τη σύγκριση των συνδυασμών προωθητήρων και των σχεδίων του θαλάμου καύσης.

Η πρώτη έκδοση αυτής της εξίσωσης είναι γενική και επιτρέπει τον προσδιορισμό του c^* από τα πειραματικά δεδομένα των \dot{m} , p_1 και A_t . Η τελευταία έκδοση δίνει τη μέγιστη τιμή του c^* ως συνάρτηση των ιδιοτήτων αερίου, δηλαδή k , της θερμοκρασίας του θαλάμου και της μοριακής μάζας M , όπως προσδιορίζεται από τη θεωρία του Κεφαλαίου 5.

Ο όρος c^* αποτελεσματικότητα χρησιμοποιείται μερικές φορές για να εκφράσει το βαθμό ολοκλήρωσης της απελευθέρωσης ενέργειας και τη δημιουργία αερίου υψηλής θερμοκρασίας υψηλής πίεσης στο θάλαμο.

Είναι ο λόγος της πραγματικής τιμής του c^* , όπως προσδιορίζεται από τις μετρήσεις (το πρώτο μέρος της εξίσωσης 3-32), και η θεωρητική τιμή (τελευταίο τμήμα της εξίσωσης 3-32) και τυπικά έχει μια τιμή μεταξύ 92 και 99,5%. Χρησιμοποιώντας τις εξουσίες 3-31 και 3-32, η ίδια η ωστική δύναμη μπορεί τώρα να εκφραστεί ως ρυθμός ροής μάζας ως συνάρτηση του θαλάμου καύσης (c^*) φορές ως συνάρτηση της διαστολής του ακροφυσίου C_F)

$$F = C_F \dot{m} c^*$$

Ορισμένοι συγγραφείς χρησιμοποιούν έναν όρο που ονομάζεται CD coefficient discharge, ο οποίος είναι απλά ο αμοιβαίος του c^* . Τόσο το CD όσο και η χαρακτηριστική ταχύτητα εξατμίσης c^* χρησιμοποιούνται κυρίως με συστήματα πρόωσης χημικών πυραύλων.

Η επίδραση των μεταβολών στη συγκεκριμένη αναλογία θερμοότητας k σε διάφορες παραμέτρους (όπως c , $c^* A_2 / A_t$, v_2 / v_t ή I_s) δεν είναι τόσο μεγάλη όσο οι αλλαγές στη θερμοκρασία του θαλάμου, στον λόγο πίεσης ή στη μοριακή μάζα.

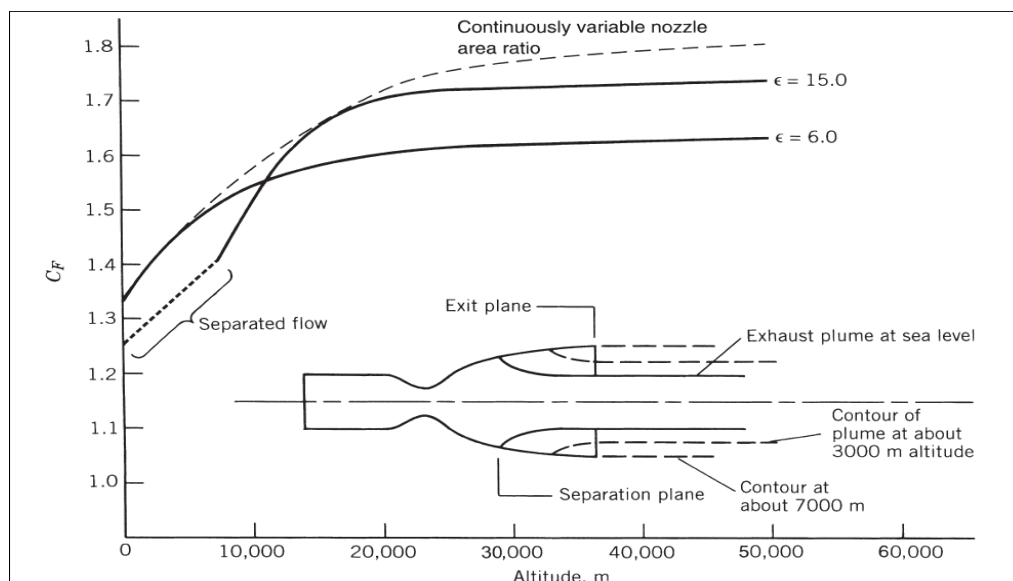
Η τιμή του k είναι 1,67 για τα μονοατομικά αέρια όπως το ήλιο και το αργό, 1,4 για τα ψυχρά διατομικά αέρια όπως το υδρογόνο, το οξυγόνο και το άζωτο, και για τα τριατομικά και πέραν αυτού κυμαίνεται μεταξύ 1,1 και 1,3 (μεθανίου 1,11 και αμμωνίας και διοξειδίου του άνθρακα 1,33).

Γενικά, όσο πιο σύνθετο είναι το μόριο, τόσο μικρότερη είναι η τιμή του k ; αυτό ισχύει και για μόρια σε υψηλές θερμοκρασίες όταν έχουν ενεργοποιηθεί οι δονητικές λειτουργίες τους. Οι μέσες τιμές των k και M για τα τυπικά καυσαέρια πυραύλων με πολλά συστατικά εξαρτώνται έντονα από τη σύνθεση των προϊόντων καύσης (χημικά συστατικά και συγκεντρώσεις).

Υπό και υπέρ διευρυμένα ακροφύσια

Ένα κάτω εκτεινόμενο ακροφύσιο εκκενώνει το ρευστό σε πίεση εξόδου μεγαλύτερη από η εξωτερική πίεση, επειδή η περιοχή εξόδου είναι πολύ μικρή για μια βέλτιστη αναλογία εμβαδού. Η διαστολή του ρευστού είναι συνεπώς ατελής εντός του ακροφυσίου και περαιτέρω η επέκταση θα πραγματοποιηθεί έξω από την έξοδο του ακροφυσίου. Η πίεση εξόδου του ακροφυσίου είναι υψηλότερη από την τοπική ατμοσφαιρική πίεση.

Σε υπερβολικά διογκωμένο ακροφύσιο το υγρό υπάρχει σε χαμηλότερη πίεση από το ατμόσφαιρα καθώς έχει μια περιοχή εξόδου πολύ μεγάλη για βέλτιστο. Το φαινόμενο του η υπερβολική επέκταση για ένα υπερηχητικό ακροφύσιο παρουσιάζεται στην εικόνα 11, με τυπικό μετρήσεις πίεσης του υπερθερμασμένου ατμού κατά μήκος του άξονα του ακροφυσίου και διαφορετικές πίσω πιέσεις ή λόγοι πίεσης.



Εικόνα 11: Συντελεστής ώσης C_F για δύο ακροφύσια με διαφορετικούς λόγους περιοχής. Κάποιος έχει διαχωρισμό πίδακα κάτω από περίπου 7000 μέτρα υψόμετρο. Ο πλήρως ανεπτυγμένος ανεμιστήρας καυσαερίων σε υψηλότερα υψόμετρα δεν φαίνεται στο σκίσο.

Η καμπύλη AB δείχνει τη μεταβολή της πίεσης με τη βέλτιστη αντίθλιψη που αντιστοιχεί στον λόγο περιοχής ακροφυσίου. Καμπύλες AC και AD δείχνουν τη μεταβολή της πίεσης κατά μήκος του άξονα για όλο και περισσότερο υψηλότερες εξωτερικές πιέσεις. Η επέκταση μέσα στο ακροφύσιο συνεχίζεται κανονικά για το αρχικό τμήμα του ακροφυσίου. Στο σημείο I της καμπύλης AD, για παράδειγμα, το η πίεση είναι χαμηλότερη από την πίεση εξόδου και λαμβάνει χώρα ξαφνική αύξηση της πίεσης που συνοδεύεται από τον διαχωρισμό της ροής από τα τοιχώματα (ο διαχωρισμός είναι περιγράφεται αργότερα).

Η εξωτερική συμπεριφορά των ακροφυσίων επηρεάζεται έντονα από την παρουσία του τα κύματα συμπίεσης ή τα κύματα κρούσεων μέσα στο τμήμα αποκλίνοντος ακροφυσίου, τα οποία είναι ισχυρές ασυνέχειες συμπίεσης και υπάρχουν μόνο σε υπερηχητική ροή. Η ξαφνική η αύξηση της πίεσης στο ID της καμπύλης είναι ένα τέτοιο κύμα συμπίεσης. Επέκταση κύματα, επίσης αυστηρά υπερηχητικά φαινόμενα, ταιριάζουν με τη ροή από την έξοδο του ακροφυσίου σε χαμηλότερο περιβάλλον πιέσεις. Οι διάφορες πιθανές συνθήκες ροής σε ένα υπερηχητικό ακροφύσιο έχουν ως εξής:

Όταν η εξωτερική πίεση p_3 είναι κάτω από την πίεση εξόδου του ακροφυσίου p_2 , το ακροφύσιο θα ρέει πλήρες αλλά θα έχει εξωτερικά κύματα εκτόνωσης στην έξοδο του (δηλαδή, κάτω από την επέκταση). Η επέκταση του αερίου στο ακροφύσιο είναι ατελής και οι τιμές των CF και Is θα είναι μικρότερες από τη βέλτιστη επέκταση.

Για τις εξωτερικές πιέσεις p_3 ελαφρώς υψηλότερες από την πίεση εξόδου του ακροφυσίου p_2 , το ακροφύσιο θα συνεχίσει να ρέει πλήρες. Αυτό συμβαίνει μέχρι το p_2 να φτάσει σε μια τιμή μεταξύ περίπου 10 και 40% της p_3 . Η επέκταση είναι κάπως αναποτελεσματική και το CF και το Is θα έχουν χαμηλότερες τιμές από ότι το βέλτιστο ακροφύσιο θα είχε. Τα κύματα κλονισμού θα υπάρχουν εκτός του τμήματος εξόδου του ακροφυσίου.

Για μεγαλύτερες εξωτερικές πιέσεις, ο διαχωρισμός της ροής θα αρχίσει να λαμβάνει χώρα μέσα στο αποκλινόμενο τμήμα του ακροφυσίου. Η διάμετρος του υπερηχητικού πίδακα θα είναι μικρότερη από τη διάμετρο εξόδου του ακροφυσίου. Με σταθερή ροή, ο διαχωρισμός είναι τυπικά αξονικά συμμετρικός. Τα σχήματα 3-10 και 3-11 δείχνουν διαγράμματα χωριστών ροών. Η αξονική θέση του επιπέδου διαχωρισμού εξαρτάται από την τοπική πίεση και το περίγραμμα του τοιχώματος. Το σημείο διαχωρισμού μετακινείται προς τα κάτω με μειωμένη εξωτερική πίεση. Στο άκρο του ακροφυσίου η ροή στο κεντρικό τμήμα παραμένει υπερηχητική αλλά περιβάλλεται

από ένα δακτυλιοειδές τμήμα της υποηχητικής ροής. Υπάρχει ασυνέχεια στη θέση διαχωρισμού και η ώθηση μειώνεται, σε σύγκριση με ένα ακροφύσιο που θα είχε αποκοπεί στο επίπεδο διαχωρισμού. Κύματα κλονισμού υπάρχουν έξω από το ακροφύσιο στο εξωτερικό στρώμα.

Για ακροφύσια στα οποία η πίεση εξόδου είναι ακριβώς κάτω από την τιμή της πίεσης εισόδου, ο λόγος πίεσης είναι κάτω από την κρίσιμη αναλογία πίεσης (όπως ορίζεται από τις εξισώσεις 3-20) και η υποηχητική ροή επικρατεί σε όλο το ακροφύσιο. Αυτή η κατάσταση συμβαίνει κανονικά στα ακροφύσια πυραύλων για ένα μικρό χρονικό διάστημα κατά τη διάρκεια των σταδίων εκκίνησης και διακοπής.

Η μέθοδος για την εκτίμηση της πίεσης στη θέση του επιπέδου διαχωρισμού μέσα στο αποκλίνον τμήμα ενός υπερηχητικού ακροφυσίου ήταν συνήθως εμπειρική. Η αναφορά 3-4 περιγράφει μια ποικιλία ακροφυσίων, τη συμπεριφορά τους και τις μεθόδους που χρησιμοποιούνται για την εκτίμηση της θέσης και της πίεσης κατά τον διαχωρισμό. Οι πραγματικές τιμές πίεσης για τα υπερβολικά εκτεταμένα και υποεκτεινόμενα καθεστώτα που περιγράφηκαν παραπάνω είναι λειτουργίες της ειδικής αναλογίας θερμότητας και της αναλογίας περιοχής.

Η αξονική κατεύθυνση ώθησης δεν μεταβάλλεται συνήθως με διαχωρισμό επειδή μια σταθερή ροή συνήθως διαχωρίζεται ομοιόμορφα πάνω σε μια διατομή σε έναν αποκλινόμενο κώνο ακροφυσίου συμβατικού σχεδιασμού πυραύλων.

Κατά τη διάρκεια των παροδίων, όπως η εκκίνηση και η διακοπή, ο διαχωρισμός μπορεί να μην είναι αξονικά συμμετρικός και μπορεί να προκαλέσει στιγμιαίες αλλά μεγάλες πλευρικές δυνάμεις στο ακροφύσιο. Κατά τη διάρκεια ενός κανονικού παροδικού ρυθμού της στάθμης της θάλασσας ενός μεγάλου ακροφυσίου πυραύλων (πριν η πίεση του θαλάμου φθάσει στην πλήρη τιμή του), ορισμένες στιγμιαίες ταλαντώσεις ροής και μη-συμμετρικό διαχωρισμό του πίδακα μπορεί να συμβούν κατά τη λειτουργία υπερδιέγερσης ροής. Το μέγεθος και η κατεύθυνση των δυνάμεων της παροδικής πλευράς μπορούν να μεταβληθούν γρήγορα και ακανόνιστα.

Οι προκύπτουσες πλευρικές δυνάμεις μπορεί να είναι μεγάλες και έχουν προκαλέσει αστοχίες των κατασκευών κώνου εξόδου ακροφυσίου και ενεργοποιητές αντίβαρου ελέγχου αντίβαρου.

Stage	A_2/A_t	During flight		During sea level static tests	
		h (km)	I_s (sec)	h (km)	I_s (sec)
Booster or first stage	6	0	267	0	267
Second stage	10	24	312	0	254
		100	334	0	245
Third stage	40				

Εικόνα 12: Απλοποιημένα σκίτσα της συμπεριφοράς καυσαερίων τριών τυπικών ακροφυσίων πυραύλων για όχημα εκτόξευσης τριών σταδίων. Το πρώτο στάδιο του οχήματος έχει τον μεγαλύτερο θάλαμο και την υψηλότερη ώθηση, αλλά το χαμηλότερο λόγο περιοχής ακροφυσίων και το άνω ή τρίτο στάδιο συνήθως έχει την χαμηλότερη ώθηση αλλά την υψηλότερη αναλογία περιοχής ακροφυσίου.

Η εικόνα 11 δείχνει μια σύγκριση της υψόμενης και της θαλάσσιας συμπεριφοράς των τριών ακροφυσίων και των τσαμπιών τους σε διαφορετικές αναλογίες περιοχής για ένα τυπικό δορυφορικό όχημα εκτόξευσης τριών σταδίων. Όταν εκτοξεύεται σε συνθήκες στάθμης της θάλασσας, το ακροφύσιο του τρίτου σταδίου με την υψηλότερη αναλογία περιοχής θα παρουσιάσει διαχωρισμό ροής και θα υποστεί σημαντική απώλεια απόδοσης. το δεύτερο στάδιο θα ρέει πλήρες, αλλά ο εξωτερικός χώρος θα συρρικνωθεί. από το $p_2 < p_3$, υπάρχει απώλεια σε I_s και F . Δεν υπάρχει καμία επίδραση στο ακροφύσιο του πρώτου σταδίου.

Όταν η ροή διαχωρίζεται, όπως συμβαίνει σε ένα υπερβολικά διογκωμένο ακροφύσιο, ο συντελεστής ωθήσεως CF μπορεί να εκτιμηθεί εάν είναι γνωστό το σημείο διαχωρισμού στο ακροφύσιο. Έτσι, το CF μπορεί να προσδιοριστεί για ένα ισοδύναμο μικρότερο ακροφύσιο με μια περιοχή εξόδου ίση με εκείνη στο σημείο διαχωρισμού.

Η επίδραση του διαχωρισμού είναι η αύξηση της ώσης και του συντελεστή ώσης σε σχέση με την τιμή που θα είχαν εάν δεν συνέβαινε ο διαχωρισμός. Έτσι, με τη διαχωρισμένη ροή αερίου, ένα ακροφύσιο που έχει σχεδιαστεί για μεγάλο υψόμετρο (μεγάλη τιμή \cdot) θα είχε μεγαλύτερη ώση στη στάθμη της θάλασσας από το

αναμενόμενο, αλλά όχι τόσο καλό όσο ένα βέλτιστο ακροφύσιο. στην περίπτωση αυτή μπορεί να είναι επιθυμητός ο διαχωρισμός. Με τη χωριστή ροή δεν χρησιμοποιείται μεγάλο και συνήθως μεγάλο μέρος του ακροφυσίου και το ακροφύσιο είναι ογκώδες και μεγαλύτερο από το αναγκαίο. Το πρόσθετο βάρος και το μέγεθος του κινητήρα μειώνουν την απόδοση πτήσης. Συνεπώς, οι σχεδιαστές επιλέγουν ένα λόγο περιοχής που δεν θα προκαλέσει διαχωρισμό.

Λόγω του ανομοιομορφου διαχωρισμού ροής και των ενδεχομένως καταστρεπτικών πλευρικών φορτίων, συνήθως αποφεύγονται οι στατικές δοκιμές ενός ανώτερου σταδίου ή ενός συστήματος διαστημικού προωθήσεως με ακροφύσιο με υπερβολική διόγκωση μεγάλης περιοχής. Αντίθετα, αντικαθίσταται ένα ακροφύσιο δοκιμής για τη στάθμη της θάλασσας με πολύ μικρότερη αναλογία περιοχής. Ωστόσο, πραγματικό και προσομοιωμένο υψόμετρο

η δοκιμή θα γίνει με ακροφύσιο που έχει τη σωστή αναλογία μεγάλης επιφάνειας. Η ιδανική λύση που αποφεύγει το διαχωρισμό σε χαμηλά υψόμετρα και έχει υψηλές τιμές CF σε μεγάλα υψόμετρα είναι ένα ακροφύσιο που αλλάζει την αναλογία της περιοχής κατά την πτήση. Αυτό συζητείται στο τέλος αυτού του τμήματος.

Για τις περισσότερες εφαρμογές, το σύστημα πυραύλων πρέπει να λειτουργεί σε διάφορα υψόμετρα. για σταθερή πίεση θαλάμου αυτό συνεπάγεται μια σειρά λόγων πίεσης ακροφυσίων.

Η κατάσταση της βέλτιστης διαστολής ($p_2 = p_3$) συμβαίνει μόνο σε ένα υψόμετρο και ένα ακροφύσιο με μια σταθερή αναλογία επιφάνειας επομένως λειτουργεί μεγάλο μέρος του χρόνου είτε σε υπερβολικά διογκωμένες είτε σε υποτονικές συνθήκες. Το καλύτερο ακροφύσιο για μια τέτοια εφαρμογή δεν είναι απαραίτητως αυτό που δίνει τη βέλτιστη επέκταση αερίων ακροφυσίων, αλλά μία που δίνει τη μεγαλύτερη απόδοση πτήσης οχήματος (ας πούμε, συνολική ώθηση ή συγκεκριμένη ώθηση ή εύρος ή ωφέλιμο φορτίο). μπορεί συχνά να σχετίζεται με έναν μέσο όρο χρόνου σε σχέση με την τροχιά της τροφοδοσίας.

3.7 Επιρροή της γεωμετρίας του θαλάμου

Όταν ο θάλαμος έχει διατομή μεγαλύτερη από περίπου τέσσερις φορές την περιοχή του λαιμού ($A_1 / A_t > 4$), η ταχύτητα του θαλάμου v_1 μπορεί να παραμεληθεί, όπως αναφέρθηκε στην επεξήγηση των εξισώσεων. 3-15 και 3-16. Ωστόσο, οι περιορισμοί του χώρου ή του βάρους του οχήματος απαιτούν συχνά μικρότερες περιοχές

θαλάμου ωθήσεως για κινητήρες προωστικών υγρών και θεωρήσεις σχεδιασμού κόκκων οδηγούν σε μικρούς όγκους κενών ή σε μικρές διατρήσεις ή περιοχές λιμένων για κινητήρες στερεών προωθητών. Στη συνέχεια, το v_1 δεν μπορεί πλέον να παραμεληθεί ως συμβολή στην απόδοση. Τα αέρια του θαλάμου αναπτύσσονται καθώς προστίθεται θερμότητα. Η ενέργεια που απαιτείται για την επιτάχυνση αυτών των διογκούμενων αερίων εντός του θαλάμου θα προκαλέσει επίσης πτώση πίεσης και πρόσθετη απώλεια ενέργειας. Αυτή η διαδικασία επιτάχυνσης στον θάλαμο είναι αδιαβατική (χωρίς μεταφορά θερμότητας), αλλά όχι οιστρογόνος.

Αυτή η απώλεια είναι μέγιστη όταν η διάμετρος του θαλάμου είναι ίση με τη διάμετρο του ακροφυσίου, πράγμα που σημαίνει ότι δεν υπάρχει συγκλίνον τμήμα ακροφυσίου. Αυτό ονομάστηκε κινητήρας πυραύλων χωρίς λάμψη και χρησιμοποιήθηκε σε μερικές εφαρμογές αναπλήρωσης τακτικών πυραύλων, όπου υπήρχε πριμοδότηση για ελάχιστη αδρανή μάζα και μήκος. Η βελτίωση της απόδοσης της πτήσης λόγω της αδρανούς εξοικονόμησης μάζας υποτίθεται ότι υπερτερεί

την απώλεια απόδοσης του ακροφυσίου ενός κινητήρα χωρίς λάθη. Ο πίνακας 3-2 παραθέτει μερικές από τις κυρώσεις απόδοσης για τρεις αναλογίες εμβαδού θαλάμου.

Λόγω αυτής της πτώσης πίεσης μέσα σε στενούς θαλάμους, η πίεση του θαλάμου είναι χαμηλότερη στην είσοδο του ακροφυσίου από ό, τι θα ήταν εάν το A_1 / A_t ήταν μεγαλύτερο. Αυτό προκαλεί μικρή απώλεια ώσης και συγκεκριμένης ώθησης.

4.0 Είδη ακροφυσίων και ροών

4.1 Διαμορφώσεις Ακροφυσίου

Ένας αριθμός διαφορετικών διαμορφώσεων δοκιμασμένων ακροφυσίων είναι διαθέσιμες σήμερα. Αυτή η ενότητα περιγράφει τη γεωμετρία και την απόδοσή τους. Τα ακροφύσια και οι θάλαμοι είναι συνήθως κυκλικής διατομής και έχουν ένα συγκλίνον τμήμα, ένα λαιμό στη στενότερη θέση (ελάχιστη διατομή) και ένα αποκλίνον τμήμα.

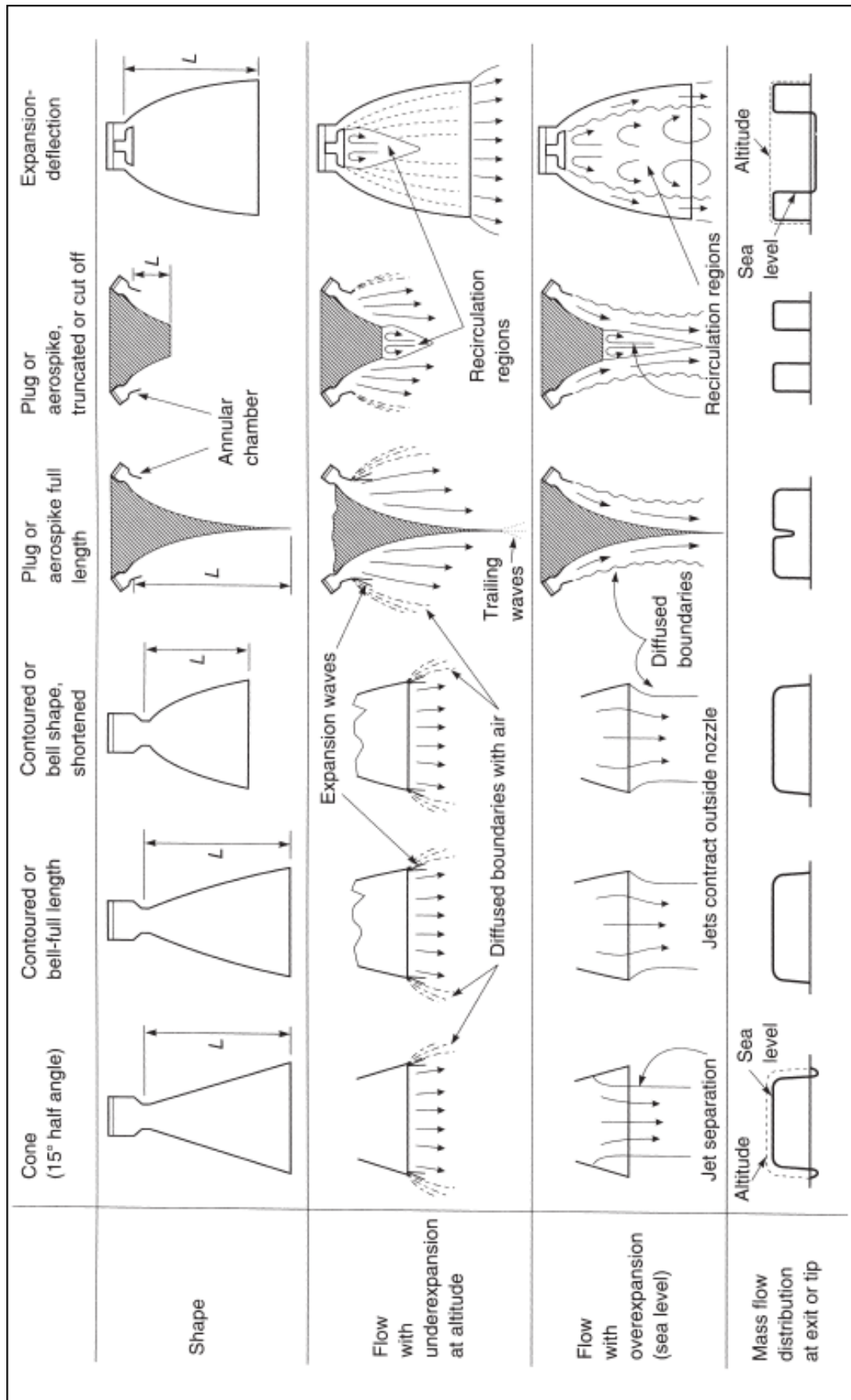
Το συγκλίνον τμήμα ακροφυσίου μεταξύ του θαλάμου και του λαιμού του ακροφυσίου δεν ήταν ποτέ κρίσιμο για την επίτευξη υψηλών επιδόσεων. Η υποηχητική ροή σε αυτό το τμήμα μπορεί εύκολα να στραφεί σε πολύ χαμηλή πτώση πίεσης και οποιαδήποτε ακτίνα, γωνία κώνου, καμπύλη περιγράμματος τοιχώματος ή σχήμα εισόδου ακροφυσίου είναι συνήθως ικανοποιητική.

Μερικοί μικροί θάλαμοι ώθησης ελέγχου στάσης είχαν το ακροφύσιο τους σε απόσταση 90° από τον άξονα του θαλάμου καύσης χωρίς απώλεια απόδοσης. Το περίγραμμα του λαιμού επίσης δεν είναι πολύ κρίσιμο για την απόδοση, και οποιαδήποτε ακτίνα ή άλλη καμπύλη είναι συνήθως αποδεκτή. Οι βαθμίδες πίεσης είναι υψηλές σε αυτές τις δύο περιοχές και η ροή θα προσκολληθεί στους τοίχους.

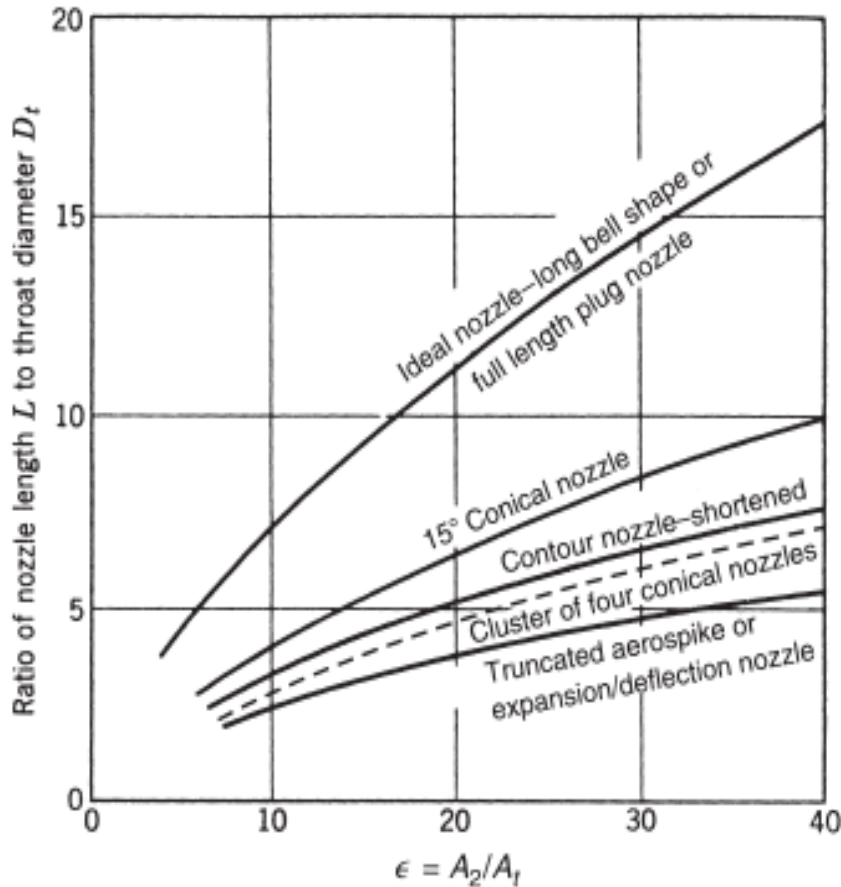
Η κύρια διαφορά στις διαφορετικές διαμορφώσεις ακροφυσίων βρίσκεται στο τμήμα αποκλίνοντος υπερηχητικής ροής, όπως περιγράφεται παρακάτω. Η επιφάνεια του τοιχώματος σε όλο το ακροφύσιο πρέπει να είναι λεία και γυαλιστερή, ώστε να ελαχιστοποιείται η τριβή, η απορρόφηση της ακτινοβολίας και η μεταφορά θερμότητας λόγω της επιφανειακής τραχύτητας. Πρέπει να αποφεύγονται κενά, τρύπες, αιχμηρές άκρες ή προεξοχές.

Έξι διαφορετικές διαμορφώσεις ακροφυσίων φαίνονται στην εικόνα 13 και κάθε μία θα συζητηθεί. Τα τρία πρώτα σκίτσα δείχνουν κωνικά και καμπάνα ακροφύσια. Τα άλλα τρία έχουν κεντρικό σώμα μέσα στο ακροφύσιο και έχουν εξαιρετική αντιστάθμιση υψομέτρου.

Αν και αυτά τα τελευταία τρία έχουν δοκιμαστεί στο έδαφος, μέχρι σήμερα κανένα από αυτά έχουν πετάξει σε ένα όχημα εκτόξευσης χώρου παραγωγής. Τα μήκη διαφόρων τύπων ακροφυσίων συγκρίνονται στην εικόνα 14. Οι στόχοι μιας καλής διαμόρφωσης ακροφυσίων είναι να επιτευχθεί το υψηλότερο πρακτικό Is , να ελαχιστοποιηθεί η αδρανής μάζα του ακροφυσίου και να διατηρηθεί το μήκος (τα μικρότερα ακροφύσια μπορούν να μειώσουν το μήκος του οχήματος, τη δομή του οχήματος και την αδρανή μάζα του οχήματος).



Εικόνα 13: Απλοποιημένα διαγράμματα διαφόρων διαφορετικών διαμορφώσεων ακροφυσίων και των αποτελεσμάτων ροής τους.



Εικόνα 14: Σύγκριση μήκους διαφόρων τύπων ακροφυσίων

4.1.1 Ακροφύσια σε σχήμα κώνου

Το κωνικό ακροφύσιο είναι το παλαιότερο και ίσως η απλούστερη διαμόρφωση. Είναι σχετικά εύκολο να κατασκευαστεί και εξακολουθεί να χρησιμοποιείται σήμερα σε πολλά μικρά ακροφύσια. Ένας θεωρητικός συντελεστής διόρθωσης λ μπορεί να εφαρμοστεί στην ορμή εξόδου του ακροφυσίου ενός ιδανικού πυραύλου με μια κωνική εξάτμιση ακροφυσίων. Ο συντελεστής αυτός είναι ο λόγος μεταξύ της ορμής των αερίων σε ένα ακροφύσιο με μια πεπερασμένη γωνία ακροφυσίων 2α και της ορμής ενός ιδανικού ακροφυσίου με όλα τα αέρια να ρέουν σε αξονική κατεύθυνση:

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos\alpha)$$

Η μεταβολή του λ με διαφορετικές τιμές α δείχνεται στον Πίνακα 3-3 για κάθε ακροφύσιο που έχει ομοιόμορφη ροή μάζας ανά μονάδα εξόδου. Για ιδανικούς ρουκέτες $\lambda = 1,0$.

Για ένα ακροφύσιο πυραύλων με γωνία κώνου απόκλισης 30° (μισή γωνία $\alpha = 15^\circ$), η ορμή εξόδου και ως εκ τούτου η ταχύτητα εξάτμισης θα είναι 98,3% της ταχύτητας που υπολογίζεται από την εξίσωση. 3-15b. Σημειώστε ότι ο συντελεστής διόρθωσης λ ισχύει μόνο για τον πρώτο όρο (την ωστική ώθηση) στις εξισώσεις. 2-14, 3-29 και 3-30 και όχι στον δεύτερο όρο (ώθηση πίεσης).

Μία μικρή γωνία απόκλισης του ακροφυσίου προκαλεί το μεγαλύτερο μέρος της αξονικής ορμής και έτσι δίνει ένα υψηλό συγκεκριμένο ώθηση, αλλά το μακρύ ακροφύσιο έχει ποινή σε μάζα του συστήματος πυραυλικής πρόωσης, μάζα του οχήματος, αλλά και σχεδιασμό πολυπλοκότητας. Μια μεγάλη γωνία απόκλισης δίνει σύντομα, ελαφριά σχέδια, αλλά η απόδοση είναι χαμηλή.

Υπάρχει ένα βέλτιστο σχήμα κωνικού ακροφυσίου και μήκος (τυπικά μεταξύ 12 και 18ου ημίσεος γωνίας) και είναι συνήθως ένας συμβιβασμός που εξαρτάται από τη συγκεκριμένη εφαρμογή και τη διαδρομή πτήσης.

Το ακροφύσιο σχήματος καμπάνας ή περίγραμμα (δείτε τις εικόνες 13 και 14) είναι πιθανώς το πιο κοινό σχήμα ακροφυσίων σήμερα. Έχει ένα τμήμα διαστολής υψηλής γωνίας (20 έως 50°) δεξιά κατάντη του λαιμού του ακροφυσίου.

Αυτό ακολουθείται από μια σταδιακή αναστροφή της κλίσης του περιγράμματος του ακροφυσίου έτσι ώστε στο ακροφύσιο να εξέρχεται η γωνία απόκλισης είναι μικρή, συνήθως μικρότερη από μια μισή γωνία 10° . Είναι δυνατή η μετάβαση σε μεγάλες γωνίες απόκλισης αμέσως πίσω από το λαιμό (20 έως 50°), επειδή η υψηλή σχετική πίεση, η μεγάλη διαβάθμιση πίεσης και η γρήγορη διαστολή του ρευστού εργασίας δεν επιτρέπουν το διαχωρισμό στην περιοχή αυτή εκτός αν υπάρχουν ασυνέχειες στο περίγραμμα του ακροφυσίου.

Η επέκταση στο υπερηχητικό ακροφύσιο είναι πιο αποτελεσματική απ' ό,τι σε ένα απλό ίσιο κώνο παρόμοιας αναλογίας περιοχής και μήκους, επειδή το περίγραμμα τοίχου έχει σχεδιαστεί για να ελαχιστοποιεί τις απώλειες, όπως εξηγείται αργότερα σε αυτό το τμήμα. Για τις τελευταίες δεκαετίες τα περισσότερα ακροφύσια έχουν σχήμα καμπάνας.

Μια αλλαγή κατεύθυνσης ροής ενός υπερηχητικού αερίου σε μια γεωμετρία διαστολής τοιχώματος μπορεί να επιτευχθεί μόνο μέσω κυμάτων επέκτασης. Ένα κύμα εκτόνωσης εμφανίζεται σε μια λεπτή επιφάνεια εντός της ροής, όπου η ταχύτητα ροής αυξάνεται και αλλάζει ελαφρά η κατεύθυνση της ροής και όπου η πίεση και η θερμοκρασία πέφτουν.

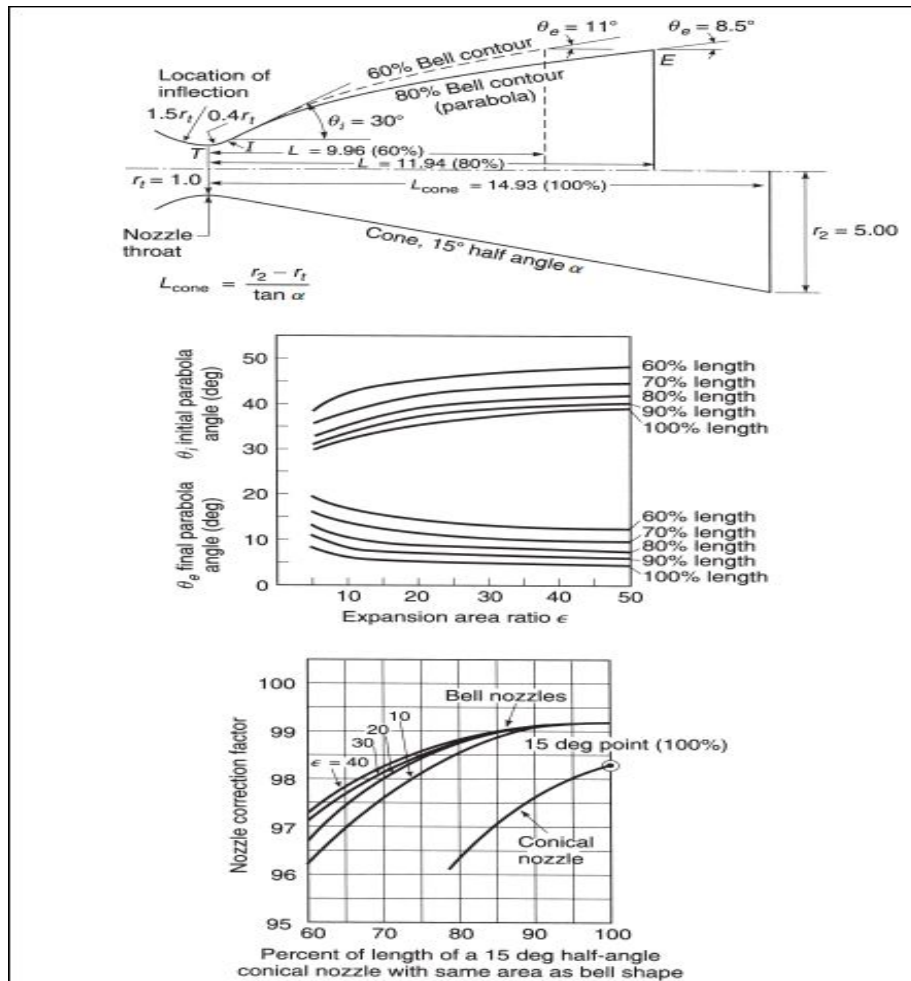
Αυτές οι επιφάνειες κύματος είναι σε πλάγια γωνία με τη ροή. Καθώς το αέριο διέρχεται από το λαιμό, υποβάλλονται σε μια σειρά από αυτά τα κύματα επέκτασης χωρίς ουσιαστικά απώλεια ενέργειας. Στο ακροφύσιο σχήματος καμπάνας που φαίνεται στην εικόνα 15 αυτές οι επεκτάσεις εμφανίζονται εσωτερικά στη ροή μεταξύ του λαιμού και της θέσης καμπής I. η περιοχή αυξάνεται σταθερά σαν φλόγα σε τρομπέτα.

Η γωνία του περιγράμματος θί είναι μέγιστη στη θέση κάμψης. Μεταξύ του σημείου καμπής I και της εξόδου ακροφυσίου E η περιοχή ροής εξακολουθεί να αυξάνεται, αλλά με μειωμένο ρυθμό, επιτρέποντας περαιτέρω επέκταση αερίου και επιπρόσθετα κύματα επέκτασης. Ωστόσο, το περίγραμμα του τοιχώματος του ακροφυσίου είναι διαφορετικό και η αλλαγή στην περιοχή της εγκάρσιας τομής ανά μονάδα μήκους μειώνεται.

Ο σκοπός αυτού του τελευταίου τμήματος του ακροστομίου ακροφυσίου είναι να έχει χαμηλή απώλεια απόκλισης καθώς το αέριο φεύγει από το επίπεδο εξόδου του ακροφυσίου. Η γωνία στην έξοδο θε είναι μικρή, συνήθως λιγότερο από 10° . Η διαφορά μεταξύ θί και θε ονομάζεται γωνία στροφής. Όταν η ροή αερίου στρέφεται προς την αντίθετη κατεύθυνση (μεταξύ των σημείων I και E), θα προκύψουν λοξά κύματα συμπίεσης. Αυτά τα κύματα συμπίεσης είναι λεπτές επιφάνειες όπου η ροή υφίσταται ήπιο σοκ, η ροή στρέφεται και η ταχύτητα ελαττώνεται ελαφρώς. Κάθε ένα από αυτά τα πολλαπλά κύματα συμπίεσης προκαλεί μια μικρή απώλεια ενέργειας.

Με τον προσεκτικό προσδιορισμό του περιγράμματος τοίχου (από ανάλυση που χρησιμοποιεί ένα μαθηματικό εργαλείο που ονομάζεται μέθοδος των χαρακτηριστικών), είναι δυνατό να εξισορροπηθούν τα λοξά κύματα επέκτασης με τα λοξά κύματα συμπίεσης και να ελαχιστοποιηθεί η απώλεια ενέργειας.

Η ακτίνα καμπυλότητας ή το σχήμα της περιφέρειας στην περιοχή του λαιμού επηρεάζουν το περίγραμμα του αποκλίνοντος σχήματος κουδουνιού τμήμα ακροφυσίων.



Εικόνα 15: Το επάνω σκίτσο δείχνει τη σύγκριση των επιφανειών του εσωτερικού τοιχώματος του ακροφυσίου για διάφορες γωνίες κώνικου ακροφυσίου. Οι καμπύλες στο κάτω μέρος δείχνουν τις απώλειες του ακροφυσίου ως προς το συντελεστή διάθρωσης.

Το μήκος ενός ακροφυσίου καμπάνας δίνεται συνήθως ένα κλάσμα του μήκους ενός κωνικού ακροφυσίου αναφοράς με μια ημίσεια γωνία 15° . Ένα ακροφύσιο καμπάνας 80% έχει μήκος (απόσταση μεταξύ του επιπέδου του λαιμού και του επιπέδου εξόδου) που είναι 20% μικρότερο από ένα συγκρίσιμο 15° κώνου της ίδιας αναλογίας περιοχής. Αναφ. 3-9 δείχνει την αρχική παρουσίαση από τον Rao της μεθόδου των χαρακτηριστικών που εφαρμόζονται στα μικρότερα ακροφύσια καμπάνας. Αυτός επίσης καθόρισε ότι μια παραβολή ήταν μια καλή προσέγγιση για την καμπύλη της καμπύλης σχήματος καμπάνας (Παραπομπές 3-3, Τμήμα 20.33) και οι παραβολές έχουν πράγματι χρησιμοποιηθεί σε ορισμένα σχέδια ακροφυσίων.

Το άνω μέρος του Σχήματος 3-14 δείχνει ότι η παραβολή είναι εφαπτόμενη (θ_i) στο σημείο καμπής I και έχει γωνία εξόδου (θ_e) στο σημείο E και μήκος L που πρέπει να διορθωθεί για την καμπύλη TI. Αυτές οι συνθήκες επιτρέπουν το η παραβολή πρέπει να προσδιορίζεται με απλή γεωμετρική ανάλυση ή γεωμετρικό σχέδιο.

Χρησιμοποιήθηκε ακτίνα προσέγγισης λαιμού 1,5 rt και ακτίνα εκτόνωσης λαιμού 0,4 rt. Εάν είχαν χρησιμοποιηθεί κάπως διαφορετικές ακτίνες, τα αποτελέσματα θα ήταν ελάχιστα διαφορετικά. Το μεσαίο σύνολο καμπυλών δίνει τη σχέση μεταξύ του μήκους, της αναλογίας περιοχής και των δύο γωνιών του περιγράμματος των κουδουνιών. Το κατώτατο σύνολο καμπυλών δίνει τους συντελεστές διόρθωσης, ισοδύναμους με τον συντελεστή λ για τα κωνικά ακροφύσια, οι οποίοι πρέπει να εφαρμόζονται στον συντελεστή ώσης ή στην ταχύτητα εξάτμισης, με την προϋπόθεση ότι τα ακροφύσια βρίσκονται σε βέλτιστες διαστολές, δηλαδή $p_2 = p_3$.

Area Ratio	10	25	50
<i>Cone (15° Half Angle)</i>			
Length (100%) ^a	8.07	14.93	22.66
Correction factor λ	0.9829	0.9829	0.9829
<i>80% Bell Contour</i>			
Length ^a	6.45	11.94	18.12
Correction factor λ	0.985	0.987	0.988
Approximate half angle at inflection point and exit (degrees)			
<i>60% Bell Contour</i>			
Length ^a	4.84	9.96	13.59
Correction factor λ	0.961	0.968	0.974
Approximate half angle at inflection point and exit (degrees)	32.5/17	36/14	39/18

Πίνακας 7: Δεδομένα για αρκετά ακροφύσια με σχήμα καμπάνας

Ο Πίνακας 4 δείχνει δεδομένα για παραβολές που αναπτύχθηκαν από αυτό το σχήμα, οι οποίες επιτρέπουν στον αναγνώστη να εφαρμόσει αυτή τη μέθοδο και να ελέγξει τα αποτελέσματα. Ο πίνακας δείχνει δύο κοντύτερα ακροσωλήνια και ένα κωνικό ακροφύσιο, το καθένα για τρεις λόγους περιοχής. Μπορεί να φανεί ότι καθώς το μήκος έχει μειωθεί, οι απώλειες είναι υψηλότερες για μικρότερο μήκος και ελαφρώς υψηλότερες για μικρές αναλογίες ακροφυσίων. Μια βελτίωση 1% του διορθωτικού συντελεστή δίνει περίπου 1% πιο συγκεκριμένη ώθηση (ή ώση) και αυτή η διαφορά μπορεί να είναι σημαντική σε πολλές εφαρμογές. Το μειωμένο μήκος είναι ένα σημαντικό όφελος και συνήθως αντανακλάται σε μια βελτίωση του οχήματος μάζα. Ο πίνακας και η εικόνα 15 δείχνουν ότι τα ακροφύσια καμπάνας (μήκους 75 έως 85%) είναι εξίσου αποτελεσματικά ή ελαφρώς πιο αποτελεσματικά από ένα μεγαλύτερο κωνικό ακροφύσιο 15° (μήκος 100%) στην ίδια περιοχή. Για μικρότερα ακροφύσια (κάτω από το 70% ισοδύναμο μήκος) οι απώλειες ενέργειας λόγω

εσωτερικών λοξών κρουσμάτων κύματος γίνονται ουσιαστικές και τέτοια μικρά ακροφύσια δεν χρησιμοποιούνται σήμερα.

Για τους κινητήρες πυραύλων στερεών προωθητικών καυσαερίων με μικρά στερεά σωματίδια στο αέριο (συνήθως οξειδίο του αργιλίου) και για τα καυσαέρια ορισμένων ζελατινοποιημένων υγρών προωθητικών, υπάρχει μια πρόσκρουση αυτών των στερεών σωματιδίων στο τοίχωμα του ακροφυσίου στο τμήμα καμπυλότητας αναστροφής μεταξύ I και E Εικ. 15. Ενώ το αέριο μπορεί να γυρίσει με λοξά κύματα για να έχει μικρότερη απόκλιση, τα σωματίδια (ιδιαίτερα τα μεγαλύτερα σωματίδια) έχουν την τάση να κινούνται σε ευθείες γραμμές και να χτυπούν τα τοιχώματα σε υψηλά ταχύτητα.

Η προκύπτουσα εκτριβή και διάβρωση του τοιχώματος του ακροφυσίου μπορεί να είναι σοβαρή, ειδικά με τα υλικά αποξεστικού και γραφίτη που χρησιμοποιούνται συνήθως. Αυτή η τριβή με θερμά σωματίδια αυξάνεται με γωνία στροφής.

Εάν η γωνία στροφής και συνεπώς και η γωνία κλίσης θί μειωθεί, η διάβρωση μπορεί να γίνει αποδεκτή.

Τυπικοί στερεοί πυραυλοκινητήρες που πετούν σήμερα έχουν τιμές γωνιών κλίσης μεταξύ 20 και 26° και γωνίες στροφής από 10 έως 15°. Σε σύγκριση, οι σημερινοί κινητήρες πυραύλων υγρού χωρίς παρασυρόμενα σωματίδια έχουν γωνίες κλίσης μεταξύ 27 και 50° και γωνίες στροφής μεταξύ 15 και 30°. Επομένως, η βελτίωση της απόδοσης που προκαλείται από τη χρήση ακροφυσίου με σχήμα καμπάνας (υψηλή τιμή συντελεστή διόρθωσης) είναι κάπως χαμηλότερη στους κινητήρες στερεών πυραύλων με στερεά σωματίδια στην καυσαέλα.

Το ιδανικό σχήμα καμπάνας (ελάχιστη απώλεια) είναι μακρύ, ισοδύναμο με κωνικό ακροφύσιο ίσο με 10 έως 12°. Έχει περίπου το ίδιο μήκος με ακροφύσιο πλήρους μήκους αεροσκάφη. Αυτό συνήθως είναι πολύ μεγάλο για λογικές αναλογίες μάζας οχήματος.

Ακροφύσιο δύο βημάτων

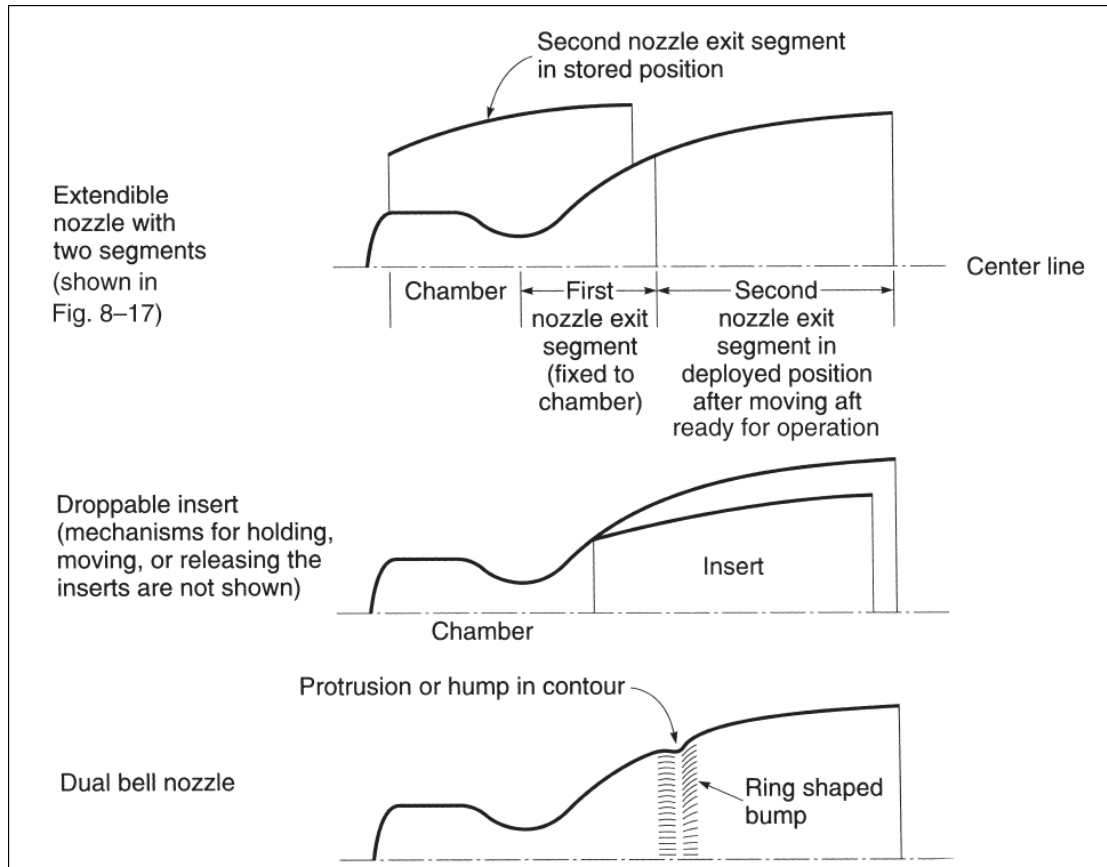
Ένα ακροφύσιο δύο θέσεων (με διαφορετική περιοχή επέκτασης) μπορεί να δώσει καλύτερη απόδοση από ένα συμβατικό ακροφύσιο με καθορισμένη αναλογία ενιαίας περιοχής. Αυτό μπορεί να φανεί στο Σχήμα 3-10. το ακροφύσιο λόγος κατώτερης περιοχής ($\epsilon = 6.0$) εκτελεί καλύτερα σε χαμηλά υψόμετρα και το υψηλότερο ακροφύσιο λόγος περιοχής εκτελεί καλύτερα σε μεγαλύτερα υψόμετρα. Εάν αυτά τα δύο ακροφύσια μπορούσαν με κάποιο τρόπο να συνδυαστούν μηχανικά, το

προκύπτουν ακροφύσιο δύο θέσεων θα ερχόταν πιο κοντά σε ένα ιδανικό ακροφύσιο το οποίο ρυθμίζεται συνεχώς στη βέλτιστη αναλογία περιοχής, όπως φαίνεται από τη λεπτή διακεκομμένη καμπύλη.

Όταν ενσωματωθεί σε χρόνο πτήσης, η επιπλέον απόδοση μπορεί να είναι αισθητή και έχει αποπληρωμή για αποστολές υψηλής ταχύτητας, όπως η έγχυση τροχιάς και οι αποστολές σε βαθύ διάστημα.

Αρκετές έννοιες ενός καλουπιού ακροφυσίου έχουν εξελιχθεί ώστε να επιτυγχάνουν μέγιστες επιδόσεις σε περισσότερο από ένα ενιαίο υψόμετρο. Το σχήμα 3-15 δείχνει τρεις έννοιες για ένα ακροφύσιο δύο βημάτων, το οποίο έχει αρχική αναλογία χαμηλής επιφάνειας A_2 / A_t για λειτουργία σε ή πλησίον της επιφάνειας της γης και μεγαλύτερη αναλογία δεύτερης επιφάνειας που βελτιώνει την απόδοση σε μεγάλα υψόμετρα.

Το επεκτάσιμο ακροφύσιο απαιτεί ενεργοποιητές, τροφοδοτικό, μηχανισμούς για τη μετατόπιση της προέκτασης στη θέση κατά τη διάρκεια της πτήσης και συσκευές στερέωσης και σφράγισης. Έχει πετύχει με επιτυχία σε αρκετά ακροφύσια μοτέρ πυραύλων και σε λίγες εφαρμογές υγρών κινητήρων, όπου αναπτύχθηκε πριν από την ανάφλεξη.



Πίνακας 8: Απλοποιημένα διαγράμματα τριών ακροφυσίων δύο βημάτων που αντισταθμίζουν το ύψος ακροφυσίου

Αν και εμφανίζονται μόνο δύο βήματα, υπάρχουν εκδόσεις με τρία βήματα. μία απεικονίζεται στην εικόνα 14. Οι βασικές ανησυχίες είναι ένας αξιόπιστος τραχύς μηχανισμός για τη μετατόπιση της προέκτασης στη θέση, το σφράγισμα θερμού αερίου μεταξύ των τμημάτων του ακροφυσίου και το επιπλέον βάρος.

Η κύρια αξία του είναι το μικρό μήκος του ακροφυσίου, ενώ αποθηκεύεται. Αυτό μειώνει το μήκος του οχήματος και ένα σημαντικό μέρος του αδρανούς μάζα του οχήματος. Ένα περαιτέρω όφελος είναι ένα σημαντικό κέρδος απόδοσης, σε σύγκριση με ένα μόνο ακροφύσιο μήκους ίσου με το αποθηκευμένο μήκος.

Η ιδέα του πτυσσόμενου ένθετου αποφεύγει τον κινητό μηχανισμό και τη σφράγιση αερίου, αλλά έχει ένα πιθανό πρόβλημα θερμοκρασίας στασιμότητας στον σύνδεσμο. Απαιτεί έναν αξιόπιστο μηχανισμό απελευθέρωσης και το εξωθημένο ένθετο δημιουργεί ιπτάμενα υπολείμματα.

Η ιδέα του ακροφυσίου δύο καμπάνων χρησιμοποιεί δύο ακροφύσια καμπάνας μικρής διάρκειας συνδυασμένα σε ένα με ένα χτύπημα ή ένα σημείο καμπής μεταξύ τους.

Κατά τη διάρκεια της ανόδου λειτουργεί πρώτα στην χαμηλότερη αναλογία περιοχής, με διαχωρισμό που συμβαίνει κατά την έκρηξη. Καθώς αυξάνεται το υψόμετρο και το αέριο επεκτείνεται περαιτέρω, η ροή προσκολλάται κατάντη του σημείου αυτού, με τη ροή να γεμίζει ολόκληρο το τμήμα εξόδου του ακροφυσίου και να λειτουργεί με την υψηλότερη αναλογία περιοχής σε υψηλότερη απόδοση.

Υπάρχει μια μικρή ποινή απόδοσης για ένα περίγραμμα με κυκλικό χτύπημα και ανησυχία για τη μεταφορά θερμότητας. Μέχρι σήμερα έχει υπάρξει μικρή εμπειρία πτήσεων με αυτή την έννοια.

Ακροφύσια με αεροδυναμικά σύνορα

Αυτά τα ακροφύσια επιτρέπουν σχεδόν βέλτιστη επέκταση ακροφυσίων σε όλα τα υψόμετρα. Τα τρία ακροφύσια που εμφανίζονται στη δεξιά πλευρά της εικόνας 13 προσφέρουν πλήρη αντιστάθμιση ύψους και συζητούνται στη συνέχεια.

Η αντιστάθμιση ύψους σημαίνει ότι το ακροφύσιο επιτρέπει σχεδόν βέλτιστη απόδοση σε κάθε υψόμετρο. Πλήρεις κινητήρες πυραύλων είτε με ακροφύσιο αποκοπής ή με επέκταση έχουν αναπτυχθεί ακροφύσια παραμόρφωσης και έχουν υποβληθεί σε δοκιμή εδάφους.

Οι δοκιμές τόσο με συστήματα τροφοδοσίας υπό πίεση όσο και με συστήματα τροφοδοσίας με turbopump έχουν επιτυχία. Ωστόσο, από το 2008, κανένας από

αυτούς τους πυραυλοκινητήρες με αεροδυναμικά όρια ακροφυσίων δεν έχει πετάξει σε ένα όχημα παραγωγής.

Το ακροφύσιο βύσματος ή το ακροφύσιο αεροψεκασμού έχει ένα δακτυλιοειδή θάλαμο σχήματος ντομάτας με μία δακτυλιοειδή εγκοπή ακροφυσίου. Οι λαιμοί του δακτυλιοειδούς ακροφυσίου ενδέχεται να προκαλέσουν προβλήματα καύσης. Μια εναλλακτική πρακτική εκδοχή έχει έναν αριθμό επιμέρους μικρών θαλάμων (καθένα με μικρά ακροφύσια μικρού εύρους περιοχής, ένα στρογγυλό λαιμό και μια ορθογώνια έξοδο) διατεταγμένα σε έναν κύκλο γύρω από ένα κοινό πώμα ή ακίδα.

Το εξωτερικό αεροδυναμικό όριο της ροής αερίου στο αποκλίνον τμήμα του το ακροφύσιο είναι η διεπαφή μεταξύ του θερμού αερίου και του ατμοσφαιρικού αέρα. Δεν υπάρχει εξωτερικό τοίχωμα όπως σε κωνικό ή καμπαναριό. Καθώς η εξωτερική ή η περιβαλλοντική πίεση μειώνεται κατά την ανερχόμενη πτήση, αυτό το όριο αερίου διογκώνεται προς τα έξω, προκαλεί μεταβολή της κατανομής πίεσης στην κεντρική ακίδα και επιτρέπει μια αυτόματη και συνεχή αντιστάθμιση υψομέτρου.

Το αεροδυναμικό περίγραμμα με τις ελάχιστες απώλειες ροής αποδεικνύεται πολύ μακρύ, παρόμοιο σε μήκος με ένα βέλτιστο ακροφύσιο καμπάνας όπως φαίνεται στα Σχ. 13 και 14. Η ροή μάζας ανά μονάδα εξόδου είναι σχετικά ομοιόμορφη στην διατομή και οι απώλειες απόκλισης είναι ελάχιστες.

Εάν το κεντρικό βύσμα αποκοπεί ή κολοβωθεί και το περίγραμμα του τοίχου είναι ελαφρώς αλλοιωμένο, τότε το ακροφύσιο θα είναι πολύ σύντομο, όπως φαίνεται στα Είκ. 13, 14 και 15. Θα έχει κάποια εσωτερικά υπερηχητικά κύματα και θα παρουσιάσει μια μικρή αλλά πραγματική απώλεια ώσης σε σύγκριση με ένα ακροφύσιο με κεντρική ακίδα πλήρους μήκους. Υπάρχει μια μικρή απώλεια απόδοσης λόγω των κρουσμάτων κύματος που παράγονται από την πρόσκρουση αερίων από τους γειτονικούς μικρούς θαλάμους. Η κατανομή πίεσης και η θερμότητα η ένταση μεταφοράς ποικίλλει ανάλογα με την εσωτερική περιφέρεια του τοιχώματος της ακίδας και ποικίλλει ανάλογα με το ύψος.

Η πίεση στο ανακυκλωμένο αεριωμένο αέριο της υποηχητικής περιοχής κάτω από την πλάκα πυθμένα ασκεί επίσης μία δύναμη ωθήσεως. Οι απώλειες που προκαλούνται από την ακίδα αποκοπής μπορούν να αντισταθμιστούν σε μεγάλο βαθμό με την έγχυση μιας μικρής ποσότητας ροής αερίου (περίπου 1% της συνολικής ροής) μέσω αυτής της πλάκας βάσης στην περιοχή επανακυκλοφορίας, ενισχύοντας έτσι την αντίστροφη πίεση στην πλάκα βάσης.

Τα πλεονεκτήματα του κολοβωμένου αεροσκάφους είναι μικρού μήκους (που συμβάλλει στη μείωση του μήκους και της μάζας του οχήματος πτήσης), πλήρης αντιστάθμιση υψομέτρου, χωρίς διαχωρισμό ροής από τον τοίχο σε χαμηλότερα υψόμετρα και ευκολία ενσωμάτωσης οχήματος / κινητήρα για ορισμένες διαμορφώσεις οχημάτων.

Στο ακροφύσιο εκτροπής διαστολής η ροή από το θάλαμο κατευθύνεται ακτινικά προς τα έξω μακριά από τον άξονα του ακροφυσίου. Η ροή στρέφεται σε ένα καμπύλο εξωτερικό τοίχωμα ακροφυσίων. Το ακροφύσιο έχει μειωθεί και έχει κάποιες εσωτερικές λοξές απώλειες κύματος κλονισμού.

Η ροή θερμού αερίου που εξέρχεται από το θάλαμο επεκτείνεται γύρω από ένα κεντρικό βύσμα. Η αεροδυναμική διασύνδεση μεταξύ του αέρα του περιβάλλοντος και της ροής του αερίου σχηματίζει ένα εσωτερικό όριο της ροής αερίου στο αποκλίνον τμήμα ακροφυσίων.

Καθώς μειώνεται η πίεση περιβάλλοντος, η ροή θερμού αερίου γεμίζει όλο και περισσότερο το τμήμα απόκλισης του ακροφυσίου. Η αντιστάθμιση υψομέτρου επιτυγχάνεται με αυτή την αλλαγή στο όριο ροής και με μεταβολές στην κατανομή πίεσης στους εξωτερικούς τοίχους. Οι πραγματικές δοκιμές εδάφους τόσο με κινητήρες υγρών όσο και με συμπαγείς κινητήρες δεν έχουν οδηγήσει ακόμη σε δοκιμές πτήσης ρουτίνας.

Πολλαπλά ακροφύσια. Εάν ένα μεγάλο μεγάλο ακροφύσιο αντικατασταθεί από ένα σύμπλεγμα μικρότερων ακροφυσίων σε έναν συμπαγή κινητήρα (με την ίδια συνολική ώση), τότε είναι δυνατό να μειωθεί το μήκος του ακροφυσίου.

Παρομοίως, εάν ένας μόνο μεγάλος θάλαμος ώθησεως ενός υγρού κινητήρα αντικατασταθεί από αρκετούς μικρότερους θαλάμους ώθησεως, το μήκος του ακροφυσίου θα είναι μικρότερο, μειώνοντας το μήκος του οχήματος και συνεπώς τη δομή του οχήματος και την αδρανή μάζα. Η Reaction Motors, Inc. (RMI), με τον πρώτο κινητήρα αεροσκάφους-πυραύλου, και οι Σοβιετικοί πρωτοστάτησαν ένα σύνολο τεσσάρων θαλάμων ώσης, το καθένα με το 25% της ολικής ώσης, συναρμολογημένο το ένα δίπλα στο άλλο και τροφοδοτούμενο από την ίδια τροφή υγρού προωστικού Σύστημα.

Αυτή η τετραπλή διάταξη θαλάμου ώθησης έχει χρησιμοποιηθεί αποτελεσματικά σε πολλά μεγάλα ρωσικά διαστημικά οχήματα εκτόξευσης και βλήματα. Όπως φαίνεται στην εικόνα 14, το μήκος του ακροφυσίου του αυτή η συστάδα είναι περίπου 30% μικρότερη από ένα απλό ακροφύσιο ενός ισοδύναμου μεγαλύτερου θαλάμου ώσης.

Η διάμετρος του οχήματος στην έξοδο του ακροφυσίου ομίχλης είναι κάπως μεγαλύτερη, η οπισθέλκουσα του οχήματος είναι υψηλότερη και υπάρχει πρόσθετη πολυπλοκότητα του κινητήρα και συχνά μεγαλύτερη μάζα κινητήρα.

4.2 Πραγματικά ακροφύσια

Οι παραδοχές και οι απλουστεύσεις που αναφέρονται στην ενότητα 3.1 είναι μόνο προσεγγίσεις που επιτρέπουν σχετικά απλούς αλγόριθμους και απλές μαθηματικές λύσεις στην ανάλυση πραγματικών φαινομένων ακροσωληνίου πυραύλων. Για τις περισσότερες από αυτές τις υποθέσεις είναι δυνατό είτε (1) να χρησιμοποιηθεί ένας εμπειρικός συντελεστής διόρθωσης (βάσει πειραματικής (2) να αναπτύξει ή να χρησιμοποιήσει έναν πιο ακριβή αλγόριθμο, ο οποίος περιλαμβάνει λεπτομερέστερη κατανόηση και προσομοίωση των ενεργειακών απωλειών, των φυσικών ή χημικών φαινομένων και επίσης συχνά μια πιο σύνθετη θεωρητική ανάλυση και μαθηματική επεξεργασία. Ορισμένες από αυτές τις προσεγγίσεις αναφέρονται συνοπτικά σε αυτή την ενότητα.

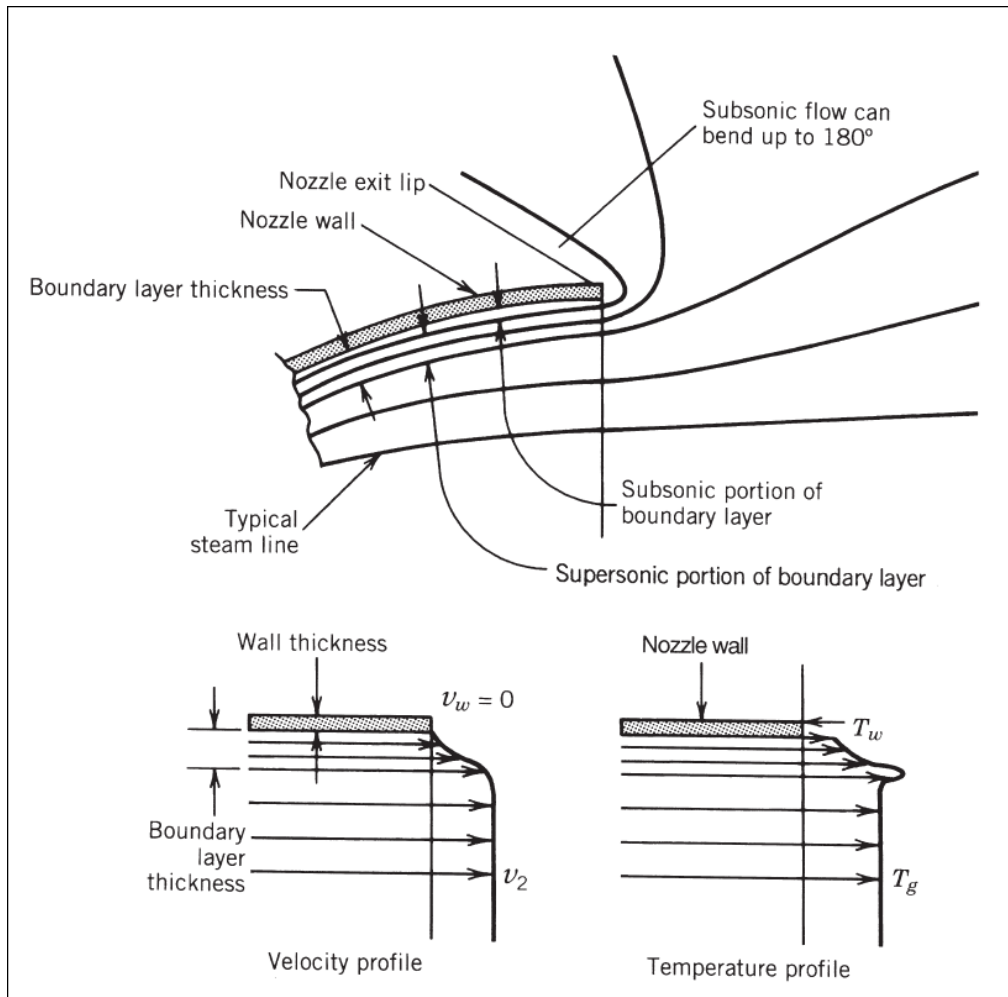
Σε σύγκριση με ένα ιδανικό ακροφύσιο, το πραγματικό ακροφύσιο έχει απώλειες ενέργειας και ενέργεια που δεν είναι διαθέσιμη για τη μετατροπή στην κινητική ενέργεια του καυσαερίου. Οι κυριότερες απώλειες παρατίθενται κατωτέρω και πολλές από αυτές συζητούνται λεπτομερέστερα.

1. Η απόκλιση της ροής στα τμήματα εξόδου του ακροφυσίου προκαλεί μια απώλεια, η οποία ποικίλλει ως συνάρτηση του συνημίτονου της γωνίας απόκλισης όπως φαίνεται από το Εξ. 3-34 και στον Πίνακα 3-3 για κωνικά ακροφύσια. Οι απώλειες μπορούν να μειωθούν για τα περιγράμματα των ακροφυσίων σε σχήμα καμπάνας.
2. Μικρές εγκάρσιες τομές του θαλάμου ή της θύρας σε σχέση με την περιοχή του λαιμού ή οι χαμηλοί λόγοι συστολής ακροφυσίων A_1 / A_t προκαλούν απώλειες πίεσης στο θάλαμο και μειώνουν ελαφρώς την ώση και την ταχύτητα εξαγωγής. Βλ. Πίνακα 3-2.
3. Η χαμηλότερη ταχύτητα ροής στο οριακό στρώμα ή η τριβή του τοιχώματος μπορεί να μειώσει την αποτελεσματική ταχύτητα εξάτμισης κατά 0,5 έως 1,5%.
4. Τα στερεά σωματίδια ή τα σταγονίδια υγρού στο αέριο μπορούν να προκαλέσουν απώλειες ίσως έως και 5%, όπως περιγράφεται παρακάτω.
5. Η ασταθής καύση και η ταλαντούμενη ροή μπορεί να προκαλέσουν μικρή απώλεια.

6. Χημικές αντιδράσεις στη σύνθεση αερίων αλλαγής ροής ακροφυσίου και ιδιοτήτων αερίου και θερμοκρασιών αερίων, δίνοντας τυπικά απώλεια 0,5%. Βλέπε Κεφάλαιο 5.
7. Υπάρχει χαμηλότερη πίεση και χαμηλότερη απόδοση κατά τη διάρκεια της παροδικής λειτουργίας, για παράδειγμα, κατά την εκκίνηση, τη διακοπή ή την παλμική λειτουργία.
8. Για μη ψυχθέντα υλικά ακροφυσίων, όπως ενισχυμένα με ίνες πλαστικά ή άνθρακα, η σταδιακή διάβρωση της περιοχής του λαιμού αυξάνει τη διάμετρο του λαιμού κατά 1 έως 6% κατά τη διάρκεια της λειτουργίας. Με τη σειρά του αυτό θα μειώσει την πίεση του θαλάμου και την ώθηση του περιπίου 1 έως 6%. Αυτή η μεγέθυνση της περιοχής του λαιμού προκαλεί πτώση στη συμπίεση του θαλάμου και ελαφρά μείωση της συγκεκριμένης ώθησης συνήθως κάτω από 0,7%.
9. Η μη ομοιόμορφη σύνθεση αερίου μπορεί να μειώσει την απόδοση (λόγω ατελούς ανάμειξης, αναταράξεων ή ελλιπούς καύσης).
10. Η χρήση πραγματικών ιδιοτήτων αερίου μπορεί μερικές φορές να αλλάξει τη σύνθεση του αερίου, τις τιμές των k και M , και αυτό μπορεί να προκαλέσει μικρή απώλεια στην απόδοση, για παράδειγμα 0,2 έως 0,7%.
11. Η λειτουργία σε σχέση με την περιοχή χωρίς επέκταση του ακροφυσίου μειώνει την ώθηση και την ειδική ώθηση. Δεν υπάρχει απώλεια εάν το όχημα πετάει μόνο σε υψόμετρο για βέλτιστη επέκταση του ακροφυσίου ($p_2 = p_3$). Εάν πετάει με σταθερό λόγο ακροφυσίων σε υψηλότερα ή μικρότερα υψόμετρα, τότε υπάρχει απώλεια (κατά τη διάρκεια μιας μερίδας της πτήσης) κατά έως και 15% σε ώση σε σύγκριση με ένα ακροφύσιο με αντιστάθμιση υψομέτρου. Μειώνει επίσης την απόδοση κατά 1 έως 5%.

Στρώμα ορίων

Τα πραγματικά ακροφύσια έχουν ένα παχύρρευστο οριακό στρώμα δίπλα στα τοιχώματα του ακροφυσίου, όπου οι ταχύτητες αερίου είναι πολύ χαμηλότερες από τις ταχύτητες ελεύθερης ροής στις περιοχές των πίσω ροών. Μια μεγεθυμένη σχηματική όψη ενός οριακού στρώματος φαίνεται στην εικόνα 16. Αμέσως δίπλα στον τοίχο η ταχύτητα ροής είναι μηδέν και στη συνέχεια το οριακό στρώμα μπορεί να θεωρηθεί ότι είναι κατασκευασμένο από διαδοχικά λεπτά δακτυλιοειδή στρώματα αυξανόμενης ταχύτητας έως ότου επιτευχθεί η ταχύτητα ελεύθερης ροής.



Εικόνα 16: Οι συνθήκες ροής σε ένα χείλος εξόδου ακροφυσίου σε υψηλό υψόμετρο, που δείχνει τα ρεύματα ροής, το οριακό στρώμα, την ταχύτητα και τα προφίλ θερμοκρασίας.

Η ροή χαμηλής ταχύτητας κοντά στο τοίχωμα είναι στρωτή και υποηχητική, αλλά στις περιοχές υψηλότερης ταχύτητας του οριακού στρώματος η ροή είναι υπερηχητική και μπορεί να γίνει τυρβώδης. Η τοπική θερμοκρασία σε μέρος του οριακού στρώματος μπορεί να είναι σημαντικά υψηλότερη από τη θερμοκρασία ελεύθερης ροής λόγω της μετατροπής της κινητικής ενέργειας σε θερμική ενέργεια καθώς η τοπική ταχύτητα επιβραδύνεται και καθώς η θερμότητα δημιουργείται από ιξώδη τριβή. Το στρώμα ακριβώς δίπλα στον τοίχο θα είναι πιο δροσερό λόγω της μεταφοράς θερμότητας στον τοίχο.

Το αέριο οριακό στρώμα έχει μια βαθιά επίδραση στην τη συνολική μεταφορά θερμότητας στο ακροφύσιο και στα τοιχώματα του θαλάμου. Έχει επίσης επίδραση στην απόδοση των πυραύλων, ιδιαίτερα σε εφαρμογές με σχετικά μεγάλα ακροφύσια με υψηλές αναλογίες ακροφυσίων, όπου ένα σχετικά υψηλό ποσοστό της συνολικής ροής μάζας (2 έως 25%) μπορεί να βρίσκεται στην περιοχή χαμηλής ταχύτητας του ορίου στρώμα.

Οι υψηλές βαθμίδες πίεσης, θερμοκρασίας ή πυκνότητας και οι μεταβολές στην τοπική ταχύτητα (κατεύθυνση και μέγεθος) επηρεάζουν το οριακό στρώμα. Οι νόμοι κλιμάκωσης για φαινόμενα οριακού στρώματος δεν ήταν αξιόπιστοι.

Οι θεωρητικές προσεγγίσεις των αποτελεσμάτων επιδόσεων του οριακού στρώματος μπορούν να βρεθούν στα κεφάλαια 26 έως 28 της παραπομπής. 3-1 και στο Ref. 3-17. Δεν έχει ακόμη αναπτυχθεί μια πραγματικά ικανοποιητική θεωρητική ανάλυση των οριακών στρωμάτων στα ακροφύσια πυραύλων. Ευτυχώς, η συνολική επίδραση των οριακών στρωμάτων στην απόδοση του πυραύλου ήταν μικρή. Για τα περισσότερα ακροφύσια πυραύλων η απώλεια σπάνια υπερβαίνει το 1% της συγκεκριμένης ώθησης.

4.3 Πολυφασικές Ροές

Σε ορισμένα συστήματα πρόωσης το αέριο εργαζόμενο υγρό περιέχει μικρά σταγονίδια υγρού και / ή στερεά σωματίδια τα οποία πρέπει να επιταχυνθούν από το αέριο. Παρέχουν θερμότητα στο αέριο κατά τη διάρκεια της επέκτασης σε ένα ακροφύσιο. Αυτό συμβαίνει για παράδειγμα με στερεά προωθητικά ή με κάποια ζελατινοποιημένα υγρά προωθητικά ,τα οποία περιέχουν σκόνη αργιλίου που σχηματίζει μικρά σωματίδια οξειδίου στα καυσαέρια. Μπορεί επίσης να συμβεί με καταλύτες οξειδίου του σιδήρου ή προωθητικά που περιέχουν βηρύλλιο, βόριο ή ζιρκόνιο.

Γενικά, εάν τα σωματίδια είναι πολύ μικρά (τυπικά με διάμετρο 0,005 mm ή λιγότερο), θα έχουν σχεδόν την ίδια ταχύτητα με το αέριο και θα βρίσκονται σε θερμική ισορροπία με τη ροή αερίου ακροφυσίου.

Έτσι, καθώς τα αέρια δίνουν την κινητική ενέργεια για να επιταχύνουν τα σωματίδια, αποκτούν θερμική ενέργεια από τα σωματίδια. Καθώς οι διάμετροι σωματιδίων γίνονται μεγαλύτερες, η μάζα (και συνεπώς η αδράνεια) του σωματιδίου αυξάνεται καθώς ο κύβος της διαμέτρου του αυξάνεται. Ωστόσο, η δύναμη ολίσθησης αυξάνεται μόνο ως το τετράγωνο της διαμέτρου. Τα μεγαλύτερα σωματίδια επομένως δεν κινούνται τόσο γρήγορα όσο το αέριο και δεν δίνουν θερμότητα στο αέριο τόσο εύκολα όσο και τα μικρότερα σωματίδια.

Τα μεγαλύτερα σωματίδια έχουν μικρότερη ορμή από μια ισοδύναμη μάζα μικρότερων σωματιδίων και φθάνουν στην έξοδο του ακροφυσίου σε υψηλότερη

θερμοκρασία από τα μικρότερα σωματίδια, αποδίδοντας έτσι λιγότερη θερμική ενέργεια.

Είναι δυνατόν να αντληθεί μια απλή θεωρητική προσέγγιση για τη διόρθωση της απόδοσης (I_s , c , ή c^*) όπως φαίνεται παρακάτω και όπως δίνεται στο Refs. 3-13 και 3-14. Συνήθως βασίζεται στις ακόλουθες παραδοχές: οι συγκεκριμένες θερμότητες των αερίων και τα σωματίδια είναι σταθερά καθ' όλη τη ροή του ακροφυσίου, τα σωματίδια είναι αρκετά μικρά ώστε να κινούνται ουσιαστικά στην ίδια ταχύτητα με το αέριο και βρίσκονται σε θερμική ισορροπία με το αέριο και ότι τα σωματίδια δεν ανταλλάσσουν μάζα με το αέριο (χωρίς εξάτμιση ή συμπύκνωση).

Η επέκταση και η επιτάχυνση εμφανίζονται μόνο στο αέριο και ο όγκος που καταλαμβάνουν τα σωματίδια είναι αμελητέα μικρός σε σύγκριση με τον όγκο του αερίου. Αν η ποσότητα των σωματιδίων είναι μικρή, η ενέργεια που απαιτείται για την επιτάχυνση των σωματιδίων μπορεί επίσης να παραμεληθεί. Δεν υπάρχουν χημικές αντιδράσεις.

Η ενθαλπία h , ο ειδικός όγκος V , οι ειδικές θερμικές σημειώσεις k και η σταθερά αερίου R μπορούν να εκφραστούν ως λειτουργίες του κλάσματος σωματιδίων β , η οποία είναι η μάζα σωματιδίων (υγρού ή / και στερεού) διαιρούμενη με τη συνολική μάζα. Χρησιμοποιώντας τους δείκτες g και s για να αναφέρουμε το αέριο ή τη στερεά κατάσταση, ισχύουν οι ακόλουθες σχέσεις:

$$h = (1 - \beta)(c_p)_g T + \beta c_s T$$

$$V = V_g (1 - \beta)$$

$$p = R_g T / V_g$$

$$R = (1 - \beta) R_g$$

$$k = \frac{(1 - \beta)c_p + \beta c_s}{(1 - \beta)c_u + \beta c_s}$$

Αυτές οι σχέσεις στη συνέχεια χρησιμοποιούνται στους τύπους για την απλή μονοδιάστατη ροή ακροφυσίων. Οι τιμές της συγκεκριμένης ώθησης ή της χαρακτηριστικής ταχύτητας θα μειωθούν καθώς το β , το ποσοστό των σωματιδίων, θα αυξηθεί. Για πολύ μικρά σωματίδια (μικρότερη από 0,01 mm σε διάμετρο) και μικρές τιμές β (μικρότερη από 6%), η απώλεια συγκεκριμένου παλμού είναι συχνά μικρότερη από 2%. Για μεγαλύτερα σωματίδια (διαμέτρου πάνω από 0,015 mm) και

μεγαλύτερες τιμές β αυτή η θεωρία δεν είναι χρήσιμη και η συγκεκριμένη ώθηση μπορεί να είναι 10 έως 20% μικρότερη από την τιμή Is χωρίς καθυστέρηση ροής.

Τα πραγματικά μεγέθη και κατανομή σωματιδίων εξαρτώνται από το συγκεκριμένο προωθητικό, την καύση, το συγκεκριμένο υλικό σωματιδίων και το συγκεκριμένο σύστημα πρόωσης πυραύλων και συνήθως πρέπει να μετρηθούν.

Έτσι, η προσθήκη ενός μετάλλου, όπως αλουμινίου, σε ένα στερεό προωθητικό θα αυξήσει την απόδοση μόνο εάν η πρόσθετη απελευθέρωση θερμότητας μπορεί να αυξήσει την θερμοκρασία καύσης T_1 επαρκώς έτσι ώστε να υπερβεί την μείωση που προκαλείται από την μη αναρρόφηση μάζας των σωματιδίων στα καυσαέρια.

Με ακροφύσια πολύ μεγάλης αναλογίας περιοχής και χαμηλή πίεση εξόδου ακροφυσίου (υψηλό υψόμετρο ή κενό χώρου) είναι δυνατό να συμπυκνωθούν μερικά από τα συστατικά του προωθητικού που είναι κανονικά αέρια. Καθώς η θερμοκρασία πέφτει απότομα στο ακροφύσιο, είναι δυνατή η συμπύκνωση αερίων ειδών όπως το H_2O , το CO_2 ή το NH_3 και σχηματίζουν σταγονίδια υγρού.

Αυτό προκαλεί μείωση της ροής αερίου ανά μονάδα επιφάνειας και της μεταφοράς της λανθάνουσας θερμότητας εξάτμισης στο υπόλοιπο αέριο. Η συνολική επίδραση στην απόδοση είναι μικρή εάν το μέγεθος των σταγονιδίων είναι μικρό και το ποσοστό της συμπυκνωμένης μάζας αερίου είναι μέτρια. Είναι επίσης δυνατό να σχηματιστεί μια στερεή φάση και να καθιζάνουν λεπτά σωματίδια χιονιού (H_2O) ή κατεψυγμένης ομίχλης άλλων ειδών.

Άλλα φαινόμενα και απώλειες

Η διαδικασία καύσης δεν είναι σταθερή. Οι ταλαντώσεις χαμηλής και υψηλής συχνότητας στην πίεση του θαλάμου έως και ίσως 5% της ονομαστικής τιμής θεωρούνται συνήθως ως ομαλή καύση και σχετικά σταθερή ροή. Οι ιδιότητες του αερίου (k , M , cp) και οι ιδιότητες ροής (v , V , T , p , κλπ.) Θα κυμαίνονται επίσης με το χρόνο και δεν θα είναι απαραίτητως ομοιόμορφες σε όλο το κανάλι ροής. Αυτές οι ιδιότητες είναι επομένως μόνο "μέσες" τιμές, αλλά δεν είναι πάντοτε σαφές τι είδους μέσος όρος είναι.

Η απώλεια ενέργειας λόγω της μη ομοιόμορφης ασταθούς καύσης είναι δύσκολο να εκτιμηθεί θεωρητικά. Για τα συστήματα καύσης με ομαλή καύση είναι αμελητέα μικρά, αλλά γίνονται σημαντικά για τις ταλαντώσεις μεγαλύτερου εύρους.

Η σύνθεση του αερίου αλλάζει κάπως στο ακροφύσιο, οι χημικές αντιδράσεις εμφανίζονται στο αέριο που ρέει και η παραδοχή μιας ομοιόμορφης ή "παγωμένης" σύνθεσης αερίου ισορροπίας δεν είναι πλήρως έγκυρη.

Μια πιο σύνθετη ανάλυση για τον προσδιορισμό της απόδοσης με μεταβαλλόμενη σύνθεση και μεταβαλλόμενες ιδιότητες αερίου περιγράφεται στο κεφάλαιο 5. Η θερμική ενέργεια που εκτελείται από το ακροφύσιο ($m \cdot c_p T_2$) δεν είναι διαθέσιμη για μετατροπή σε χρήσιμη κινητική ενέργεια, όπως φαίνεται στο σχήμα 2-3. Ο μόνος τρόπος για να μειωθεί αυτή η απώλεια είναι να μειωθεί η θερμοκρασία εξόδου του ακροφυσίου T_2 (μεγαλύτερη αναλογία ακροφυσίων), αλλά ακόμη και τότε είναι μεγάλη απώλεια.

Όταν οι διάρκειες λειτουργίας είναι βραχείες (όπως π.χ. με αντιπυραυλικά πυραύλους ή πυραυλοκατσαβίδες που αρχίζουν και σταματούν επανειλημμένα), τα μεταβατικά όρια έναρξης και διακοπής αποτελούν σημαντικό μέρος του συνολικού χρόνου λειτουργίας. Κατά τη διάρκεια των μεταβατικών περιόδων εκκίνησης και διακοπής, η μέση ωστική δύναμη, η πίεση του θαλάμου ή η συγκεκριμένη ώθηση θα είναι χαμηλότερες από τις ίδιες τις παραμέτρους σε σταθερές πλήρεις συνθήκες λειτουργίας. Αυτό μπορεί να αναλυθεί σε μια διαδικασία βήμα προς βήμα. Για παράδειγμα, κατά τη διάρκεια

η εκκίνηση της ποσότητας του προωθητικού που αντιδρά στο θάλαμο πρέπει να ισούται με τη ροή του αερίου διαμέσου του ακροφυσίου συν την ποσότητα αερίου που χρειάζεται για να γεμίσει τον θάλαμο σε υψηλότερη πίεση. εναλλακτικά, ως βάση ενός τέτοιου υπολογισμού μπορεί να χρησιμοποιηθεί μια εμπειρική καμπύλη της πίεσης του θαλάμου έναντι του χρόνου. Ο χρόνος μετάβασης είναι πολύ μικρός σε μικρά, χαμηλής ώσης συστήματα προώθησης, ίσως μερικά χιλιοστά του δευτερολέπτου, αλλά μπορεί να είναι μεγαλύτερος (μερικά δευτερόλεπτα) για μεγάλα συστήματα προώθησης.

Παράγοντες διόρθωσης απόδοσης

Συμπληρωματικά προς τους θεωρητικούς παράγοντες διόρθωσης ακροφυσίων σε σχήμα κώνου και καμπάνας που αναλύονται στην ενότητα 3.4, συζητάμε εδώ ένα σύνολο εμπειρικών διορθωτικών παραγόντων. Αυτοί οι παράγοντες αντιπροσωπεύουν μια ποικιλία μη φυσικών φαινομένων (όπως η τριβή, η ατελής ανάμιξη και καύση, η μεταφορά θερμότητας, η χημική ανισορροπία και τα δύο και τρισδιάστατα φαινόμενα) που είναι αναπόφευκτα παρόντα.

Οι συντελεστές διόρθωσης ορίζονται για λόγους ευκολίας στην ανάλυση πυραύλων και μπορεί να διαφέρει από τις πιο συμβατικές αποδόσεις - δεν υπάρχουν καθολικοί συντελεστές διόρθωσης απόδοσης. Για συγκεκριμένα συστήματα προώθησης, όπου υπάρχουν διαθέσιμα ακριβή δεδομένα μέτρησης, επιτρέπουν απλές προβλέψεις της πραγματικής απόδοσης.

Για παράδειγμα, ένας συντελεστής διόρθωσης ταχύτητας 0,942 σημαίνει ότι η ταχύτητα ή ο πραγματικός συγκεκριμένος παλμός είναι περίπου 94% της θεωρητικής (η κοινώς αποδεκτή τιμή μπορεί να είναι πιο κοντά στο 0,92).

Οι συντελεστές διορθώσεων χρησιμοποιούνται από τους μηχανικούς για να προκαθορίσουν τις επιδόσεις πριν από τις δοκιμές και για τα προκαταρκτικά σχέδια, τις ανεπίσημες προτάσεις και στα συστήματα παρακολούθησης της υγείας. Για όλα αυτά, απαιτείται μια σειρά αποδεκτών ή ονομαστικών τιμών για την εκτίμηση της απόδοσης μαζί με ορισμένες χρήσιμες συνταγές τύπου. Για τους πιο ακριβείς υπολογισμούς, ο κλάδος βασίζεται εκτεταμένα σε εξελιγμένα προγράμματα ηλεκτρονικών υπολογιστών τα οποία είναι κατά κύριο λόγο ιδιοκτησιακά.

Οι συντελεστές διόρθωσης είναι οι σχέσεις του μετρημένου ή του πραγματικού (δείκτης "a") με τις διαμορφωμένες ή τις ιδανικές (δείκτη "i") τιμές. Κατά τη δοκιμή συστημάτων πρόωσης, τυπικά μετριέται η πίεση του θαλάμου καύσης, οι ρυθμοί ροής μάζας προωθητικού, η δύναμη ωθήσεως και οι περιοχές λαιμού και εξόδου. Οι μετρήσεις αυτές αποδίδουν δύο άμεσες αναλογίες, δηλαδή τον συντελεστή διόρθωσης ώσης ($\zeta_F = F_a / F_i$) και τον συντελεστή διόρθωσης εκφόρτισης ($\zeta_d = m \cdot a / m \cdot i$), καθώς και το προϊόν $[(p_1) a (A_t)]$ που έχει τις μονάδες δύναμης. Αυτό το προϊόν εισέρχεται στη διατύπωση δύο άλλων διορθωτικών παραγόντων που συζητούνται παρακάτω. Η αναλογία της επιφάνειας του στα πραγματικά ακροφύσια μπορεί να βρεθεί από τις μετρούμενες διαστάσεις τους και αυτός ο λόγος θα διαφέρει από την ιδανική υπολογιζόμενη τιμή.

Ο συντελεστής διόρθωσης ώσης (ζ_F) βρίσκεται από την αναλογία των μετρήσεων ώσης με τις αντίστοιχες ιδανικές τιμές της εξίσωσης. 3-29. Ο συντελεστής διόρθωσης της εκφόρτισης (ζ_d) μπορεί να προσδιοριστεί από την αναλογία των μετρήσεων της ταχύτητας ροής μάζας με τις αντίστοιχες θεωρητικές τιμές της εξίσωσης. 3-24. Σε αντίθεση με τις ασυμπίεστες ροές, στα συστήματα πρόωσης πυραύλων η τιμή του ζ_d είναι πάντοτε κάπως μεγαλύτερη από 1.0 (μέχρι 1.15). Ο πραγματικός ρυθμός ροής μπορεί να είναι μεγαλύτερος από τον ιδανικό ρυθμό ροής για τους ακόλουθους λόγους:

1. Ατελής καύση (χαμηλότερη θερμοκρασία καύσης) η οποία έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση των πυκνοτήτων των καυσαερίων.
2. Ψύξη στα τοιχώματα που μειώνει τη θερμοκρασία του οριακού στρώματος και συνεπώς τη μέση θερμοκρασία αερίου, ειδικά σε μικρούς θαλάμους ωθήσεως.
3. Μεταβολές στον ειδικό λόγο θερμότητας και τη μοριακή μάζα σε πραγματικό ακροφύσιο που επηρεάζει την παροχή και συνεπώς τον παράγοντα διόρθωσης απόρριψης.

Ο συντελεστής c^* ή ο συντελεστής διόρθωσης ζ_c^* αντιπροσωπεύει τη συνδυασμένη αποτελεσματικότητα του θαλάμου καύσης και του σχεδιασμού του εγχυτήρα. Μπορεί να προσδιοριστεί από την αναλογία των μετρηθεισών τιμών $[(p_1) a (At) a] / m' a$ (από την εξίσωση 2-18) με την αντίστοιχη ιδανική τιμή της δεξιάς πλευράς της εξίσωσης 3-32. Σε καλά σχεδιασμένους θαλάμους καύσης, η τιμή του συντελεστή διόρθωσης ζ_c^* είναι πάνω από 95%. Ο συντελεστής διόρθωσης ζ_{CF} , γνωστός και ως απόδοση CF, αντιπροσωπεύει την αποτελεσματικότητα του σχεδιασμού του ακροφυσίου στις συνθήκες λειτουργίας. Μπορεί να προσδιοριστεί χρησιμοποιώντας μετρημένες τιμές (από την εξίσωση 3-31) του $Fa / [(p_1) a (At) a]$ με την αντίστοιχη ιδεώδη τιμή του Eq. 3-30. Σε καλά σχεδιασμένα ακροφύσια, η τιμή του συντελεστή διόρθωσης ζ_{CF} είναι μεγαλύτερη από 90%.

Ένας αποτελεσματικός συντελεστής διόρθωσης ταχύτητας εξόδου $[\zeta_u \equiv (Fa / m' a) / c_i]$ μπορεί τώρα να εισαχθεί χρησιμοποιώντας τον ορισμό της ταχύτητας που δίνεται στην εξίσωση 2-17 (ή από την εξίσωση 3-32, $c = c^* CF$) ως

$$\zeta_u = \zeta_F / \zeta_d = \zeta_d^* \zeta_{CF}$$

Αυτό περαιτέρω προτείνει μια σχέση διορθωτικών παραγόντων, μια μορφή ισοδύναμη με την εξίσωση 3-33, γραμμένο ως $\zeta_F = \zeta_d \zeta_c^* \zeta_{CF}$ το οποίο πρέπει να διατηρείται μόνο μέσα σε πειραματικές αβεβαιότητες.

Επιπλέον χρήσιμες σχέσεις μπορούν τώρα να γραφτούν. Η πραγματική συγκεκριμένη ώθηση, από την εξίσωση 2-5, μπορεί τώρα να υπολογιστεί από:

$$(I_s)_\alpha = (I_s)_i (\zeta_u)$$

Η θερμοδυναμική απόδοση του ακροφυσίου η_n που ορίζεται ως ο λόγος ιδανικών προς τις πραγματικές μεταβολές της ενθαλπίας (βλ. Εξισώσεις 3-15α και 3-16) υπό δεδομένη αναλογία πίεσης γίνεται:

$$\eta_n = (\Delta h)_\alpha / (\Delta h)_i = \frac{1}{2} (u_2)_\alpha^2 / \frac{1}{2} (u_2)_i^2 \approx (\zeta_u)^2$$

Το σύμβολο προσέγγισης γίνεται ισότητα όταν $p_2 = p_3$. Αυτή η αποτελεσματικότητα του ακροφυσίου θα είναι πάντοτε μικρότερη από μία και αντιπροσωπεύει απώλειες μέσα στο ακροφύσιο (Αναφορά 3-17). Μικρά ακροφύσια που χρησιμοποιούνται σε μικροπόλιση μπορεί να είναι αρκετά αναποτελεσματικά λόγω των σχετικά μεγαλύτερων αποτελεσμάτων τριβής τα οποία είναι ανάλογα με την αναλογία επιφάνειας προς όγκο (μερικά είναι ορθογώνια έτσι ώστε να έχουν επιπλέον απότομες απώλειες γωνιών).

Σύμφωνα με τις υποθέσεις αυστηρά παγωμένης ροής, η δεξιά πλευρά της εξίσωσης 3-32 οδηγεί σε μια χρήσιμη σχέση μεταξύ της ιδανικής και της πραγματικής θερμοκρασίας στασιμότητας [όπου $(T_0)_i \equiv T_1$]:

$$(T_0)_\alpha / (T_0)_i \approx (\zeta_c^*)^2$$

Με συνθήκες στην είσοδο του ακροφυσίου που μπορούν εύκολα να υπολογιστούν, μία αποστολή είναι να προσδιοριστεί η πραγματική περιοχή του λαιμού που απαιτείται για να περάσει ένα καθορισμένο ρυθμό ροής μάζας αερίου προωθητικού και επίσης να προσδιοριστεί η περιοχή και οι ιδιότητες ροής στο επίπεδο εξόδου του ακροφυσίου. Σε όλες τις απώλειες θερμότητας του ακροφυσίου τροποποιούνται οι τοπικές θερμοκρασίες στασιμότητας και, μαζί με την τριβή, οι πιέσεις στασιμότητας (οι οποίες ξεκινούν ως $(p_0)_1 = p_1$ και T_1 στο θάλαμο καύσης). Επειδή οι ιδανικές συνθέσεις βασίζονται στις τοπικές τιμές στασιμότητας σε οποιαδήποτε δεδομένη διατομή, η πρόκληση είναι να συνεργαστούμε με τις κατάλληλες παραδοχές ροής όπως φαίνεται παρακάτω.

Όταν υπάρχουν οι ισχύουσες τιμές συντελεστών διόρθωσης, η συνολική αναλογία του προϊόντος της πίεσης στασιμότητας με την περιοχή του λαιμού μπορεί να συναχθεί χρησιμοποιώντας:

$$\left[(A_t)_\alpha (p_1)_\alpha \right] / \left[(A_t)_i (p_1)_i \right] = \zeta_F / \zeta_{C_F} \text{ or } \zeta_d \zeta_c^*$$

Προκειμένου να φτάσουμε στην πραγματική περιοχή του λαιμού του ακροφυσίου από τις διαθέσιμες παραμέτρους, απαιτούνται πρόσθετες πληροφορίες. Η βασική ερώτηση είναι πώς να συνδέσουμε τους λόγους πίεσης στασιμότητας με τις αντίστοιχες αναλογίες θερμοκρασίας τους στο ακροφύσιο. Όταν είναι γνωστό, ένας πολύτροπικός δείκτης "η" που παρέχει μια σχέση μεταξύ ιδιοτήτων αερίου είναι χρήσιμος (Αναφορά 3-17).

Διαφορετικά, μπορεί να εφαρμόσουμε την ισοεντρική σχέση που δίνεται ως εξίσωση 3-7 επειδή η απόδοση του ακροφυσίου είναι συνήθως υψηλή (περίπου 90%). Οι

πραγματικές ροές ακροφυσίων δεν είναι ισοεντροπικές, αλλά η αλλαγή της καθαρής εντροπίας κατά μήκος του ακροφυσίου μπορεί να είναι ασήμαντη, αν και υπάρχουν αισθητές μειώσεις της πίεσης και της θερμοκρασίας στασιμότητας, όπως θα περιγράψει το Παράδειγμα 3-7. Όταν ασχολούμαστε με πραγματικά ακροφύσια με δεδομένες αναλογίες διαστολής, θα ήταν αναγκαίες αυξήσεις της πίεσης στασιμότητας πάνω από (p_1) ή για να επιτευχθεί μια επιθυμητή απόδοση.

Τέσσερις παράμετροι απόδοσης

Όταν χρησιμοποιείτε τιμές ή αναφέρατε ώθηση, συγκεκριμένη ώθηση, ροή προωθητικού και άλλες παραμέτρους απόδοσης, πρέπει να είστε προσεκτικοί για να προσδιορίσετε ή να προσδιορίσετε τις συνθήκες υπό τις οποίες παρουσιάζεται ένας συγκεκριμένος αριθμός. Υπάρχουν τουλάχιστον τέσσερα σύνολα παραμέτρων απόδοσης και είναι διαφορετικά στην έννοια και την αξία, ακόμη και όταν αναφέρονται στο ίδιο σύστημα πρόωσης πυραύλων. Κάθε παράμετρος απόδοσης, όπως το F , I_s , c , v_2 και η ή m^* , πρέπει να συνοδεύεται από σαφή ορισμό των όρων υπό τους οποίους εφαρμόζεται. Δεν ισχύουν όλα τα παρακάτω στοιχεία σε όλες τις παραμέτρους.

α) Πίεση θαλάμου · επίσης, για τους λεπτούς θαλάμους, τη θέση όπου επικρατεί ή μετράται αυτή η πίεση (π.χ. στην είσοδο του ακροφυσίου).

β) Πίεση περιβάλλοντος ή υψόμετρο ή χώρος (κενό).

γ) Αναλογία περιοχής επέκτασης ακροφυσίων και εάν αυτό είναι βέλτιστο.

δ) Σχήμα ακροφυσίου και γωνία εξόδου (βλέπε Πίνακα 3-3 και Εικόνα 3-12).

ε) τα προωθητικά, η σύνθεσή τους ή η αναλογία τους.

στ) Βασικές υποθέσεις και διορθώσεις που έγιναν στους υπολογισμούς της θεωρητικής απόδοσης: για παράδειγμα, καταψύχθηκε ή μετατόπισε την ισορροπία που χρησιμοποιήθηκε στην ανάλυση;

ζ) Αρχική θερμοκρασία περιβάλλοντος προωθητικών, πριν από την εκκίνηση.

1. Οι θεωρητικές τιμές απόδοσης ορίζονται στα κεφάλαια 2, 3 και 5 και γενικά ισχύουν για τους ιδανικούς πυραύλους. Οι συνθήκες για ένα ιδανικό ακροφύσιο δόθηκαν στην Ενότητα 3.1. Η θεωρητική απόδοση ενός ιδανικού ακροφυσίου καθαυτό δεν χρησιμοποιείται, αλλά χρησιμοποιείται μία θεωρητική διόρθωση. Μπορούν να συμπεριληφθούν αναλύσεις μιας ή περισσότερων απωλειών, οι οποίες θα οδηγήσουν σε χαμηλότερη θεωρητική απόδοση και επίσης σε μια αξιολόγηση των συντελεστών διόρθωσης που περιγράφηκαν στην προηγούμενη Ενότητα. Τα περισσότερα είναι διδιάστατα και σωστά για τις χημικές αντιδράσεις στο ακροφύσιο

χρησιμοποιώντας πραγματικές ιδιότητες αερίου και πιο σωστές για απόκλιση. Πολλοί επίσης διορθώνουν για μία ή περισσότερες από τις άλλες απώλειες που αναφέρονται παραπάνω.

Για παράδειγμα, τα προγράμματα για ακροφύσια κινητήρων στερεών προωστικών μπορεί να περιλαμβάνουν απώλειες για διάβρωση στο λαιμό και ροή πολλών φάσεων. για κινητήρες υγρών προωθητών μπορεί να περιλαμβάνει δύο ή περισσότερες ομόκεντρες ζώνες, καθένα σε διαφορετικές αναλογίες μείγματος και συνεπώς με διαφορετικές ιδιότητες αερίου. Ανάλυση περιγράμματος τοιχώματος ακροφυσίου με κύματα επέκτασης και συμπίεσης μπορεί να χρησιμοποιήσει ανάλυση πεπερασμένων στοιχείων ή / και μέθοδο προσέγγισης χαρακτηριστικών. Ορισμένα από τα πιο εξελιγμένα προγράμματα περιλαμβάνουν αναλύσεις επιδράσεων ιξώδους οριακού στρώματος και μεταφορά θερμότητας στους τοίχους.

Συνήθως αυτά τα προγράμματα προσομοίωσης υπολογιστών βασίζονται σε αναλύσεις πεπερασμένων στοιχείων δυναμικών υγρών υπολογιστών και σε αυτές τις βασικές σχέσεις Navier-Stokes.

Οι περισσότεροι οργανισμοί που εκτελούν σχεδιασμό ακροφυσίων έχουν τα δικά τους προγράμματα ηλεκτρονικών υπολογιστών, συχνά διαφορετικά προγράμματα για διαφορετικά σχέδια ακροφυσίων, διαφορετικά επίπεδα ώθησης ή διάρκεια λειτουργίας.

2. Οι παραδοτέες, δηλαδή, πραγματικά μετρημένες, τιμές απόδοσης λαμβάνονται από στατικές δοκιμές ή δοκιμές πτήσης συστημάτων πρόωσης πλήρους κλίμακας. Και πάλι, οι συνθήκες θα πρέπει να εξηγούνται (π.χ., ορίστε p_1 , A_2 / A_t , p_3 , κ.λπ.) και οι μετρημένες τιμές πρέπει να διορθώνονται για αποκλίσεις οργάνων, σφάλματα ή σταθερές βαθμονόμησης.

Τα δεδομένα των δοκιμών πτήσης πρέπει να διορθωθούν για αεροδυναμικές επιδράσεις, όπως η έλξη. Συχνά εμπειρικοί συντελεστές, όπως ο συντελεστής διόρθωσης ωθήσεως, ο συντελεστής διόρθωσης ταχύτητας και οι συντελεστές διόρθωσης της ροής εκκένωσης μάζας, χρησιμοποιούνται για να μετατραπούν οι θεωρητικές τιμές του στοιχείου 1 ανωτέρω για την προσέγγιση των πραγματικών τιμών και αυτό συχνά είναι ικανοποιητικό για προκαταρκτικές εκτιμήσεις. Κάποιες φορές οι θάλαμοι ώθησης υποκλίμακας έχουν χρησιμοποιηθεί στην ανάπτυξη νέων θαλάμων ωθήσεως και στη συνέχεια χρησιμοποιούνται συντελεστές κλίμακας για τη διόρθωση των μετρηθέντων δεδομένων σε τιμές πλήρους κλίμακας.

(α) $p_1 = 1000 \text{ psia}$ ή $6,894 \times 10^6 \text{ Pa}$.

(b) $p_2 = p_3 = 14.69 \text{ psia}$ (στάθμη θάλασσας) ή $1.0132 \times 10^5 \text{ Pa}$ ή 0.10132 Mpa .

(γ) Ο λόγος της περιοχής εξόδου του ακροφυσίου είναι βέλτιστος, $p_2 = p_3$.

(δ) Απόκλιση ακροφυσίου μισή γωνία $\alpha = 15^\circ$ για κωνικά ακροφύσια, ή κάποια συμφωνία

αξία.

ε) Ειδικό προωθητικό, το λόγο σχεδιασμού του μείγματος ή / και τη σύνθεση του προωθητικού.

(στ) αρχική θερμοκρασία περιβάλλοντος προωθητή: 21°C (μερικές φορές 20 ή 25°C) ή θερμοκρασία βρασμού, εάν είναι κρυογονική.

Ένα σύστημα πρόωσης πυραύλων γενικά σχεδιάζεται, κατασκευάζεται, δοκιμάζεται και παραδίδεται σύμφωνα με ορισμένες προκαθορισμένες απαιτήσεις ή προδιαγραφές, συνήθως σε επίσημα έγγραφα που αποκαλούνται συχνά προδιαγραφές πυραυλοκινητήρων ή πυραυλοκινητήρων. Μπορούν να καθορίσουν την απόδοση όπως φαίνεται παραπάνω και επίσης να ορίσουν πολλές άλλες απαιτήσεις.

1. Οι κατασκευαστές πυραύλων απαιτούνται συχνά από τους πελάτες τους να παραδίδουν συστήματα πυραυλικής πρόωσης με εγγυημένη ελάχιστη απόδοση, όπως ελάχιστο F ή ελάχιστο I_s και / ή και τα δύο.

Ο προσδιορισμός της τιμής αυτής μπορεί να βασίζεται σε μια ονομαστική τιμή (στοιχεία 1, 2 ή 3 παραπάνω) μειωμένη με όλες τις πιθανές απώλειες, συμπεριλαμβανομένων των μεταβολών στην πίεση του θαλάμου λόγω της μεταβολής των σταγόνων πίεσης στους εγχυτήρες ή τους αγωγούς, απώλεια λόγω επιφάνειας ακροφυσίου τραχύτητα, αρχικές θερμοκρασίες περιβάλλοντος προωθητή, μεταβολές της πίεσης περιβάλλοντος και παραλλαγές κατασκευής από πυραύλους σε πυραύλους (π.χ. σε όγκο κόκκων, διαστάσεις ακροφυσίων ή διαμέτρου πτερυγίων αντλίας κ.λπ.). Αυτή η ελάχιστη τιμή μπορεί να προσδιοριστεί με μια πιθανολογική αξιολόγηση αυτών των απωλειών και στη συνέχεια συνήθως επικυρώνεται με πραγματικές δοκιμές στατικής και πτήσης πλήρους κλίμακας.

4.4 Ευθύγραμμο ακροφύσια

Όταν η γραμμή ωθήσεως ή κατεύθυνσης δεν τέμνει το κέντρο της μάζας ενός ιπτάμενου οχήματος, μία στροφή θα τείνει να περιστρέφει ένα όχημα κατά την πτήση. Οι ροπές στρέψης είναι επιθυμητές και απαραίτητες για τον ελεγχόμενο έλεγχο

περιστροφής ή θέσης ενός οχήματος, όπως συμβαίνει συνήθως με την εκτροπή του φορέα ωθήσεως, των αεροδυναμικών πτερυγίων ή με ξεχωριστούς πυραυλοκινητήρες ελέγχου θέσης. Ωστόσο, η στροφή αυτή είναι ανεπιθύμητη όταν το μέγεθος ή η κατεύθυνσή του δεν είναι γνωστό. αυτό συμβαίνει όταν ένα σταθερό ακροφύσιο ενός μεγάλου συστήματος πρόωσης έχει άσχημα ευθυγραμμισμένο τον άξονα ώσης του.

Ένα μεγάλο σύστημα πυραύλων υψηλής ώθησης, ακόμη και αν δεν έχει ευθυγραμμιστεί από πολύ μικρή γωνία (μικρότερη από 0.50°), μπορεί να προκαλέσει σημαντικές ανατροπές σε στιγμές περιστροφής για τη διάρκεια της βολής. Αν δεν διορθωθεί ή αντισταθμιστεί, μια τέτοια μικρή ευθυγράμμιση μπορεί να προκαλέσει την πτώση του οχήματος πτήσης ή / και την παρέκκλιση από την προβλεπόμενη διαδρομή πτήσης. Προς το παρόν δεν πρέπει να υπερβαίνει την ικανότητα αντιστάθμισης στάσης του οχήματος,

είναι απαραίτητο να ευθυγραμμιστεί με ακρίβεια ο άξονας των ακροφυσίων όλων των συστημάτων πρόωσης με σταθερά ακροφύσια (nongimbal). Κανονικά, ο γεωμετρικός άξονας της γεωμετρίας της επιφάνειας εξόδου αποκλίσεως του ακροφυσίου θεωρείται ο άξονας ωθήσεως. Ειδικά φωτιστικά είναι απαραίτητα για τον προσανατολισμό του άξονα του ακροφυσίου σε απόσταση μικρότερη από $\pm 0,25^\circ$ της προβλεπόμενης γραμμής στο κέντρο βάρους του οχήματος και για την τοποθέτηση του κέντρου ενός μεγάλου λαιμού ακροφυσίου στην κεντρική γραμμή του οχήματος, 2 mm.

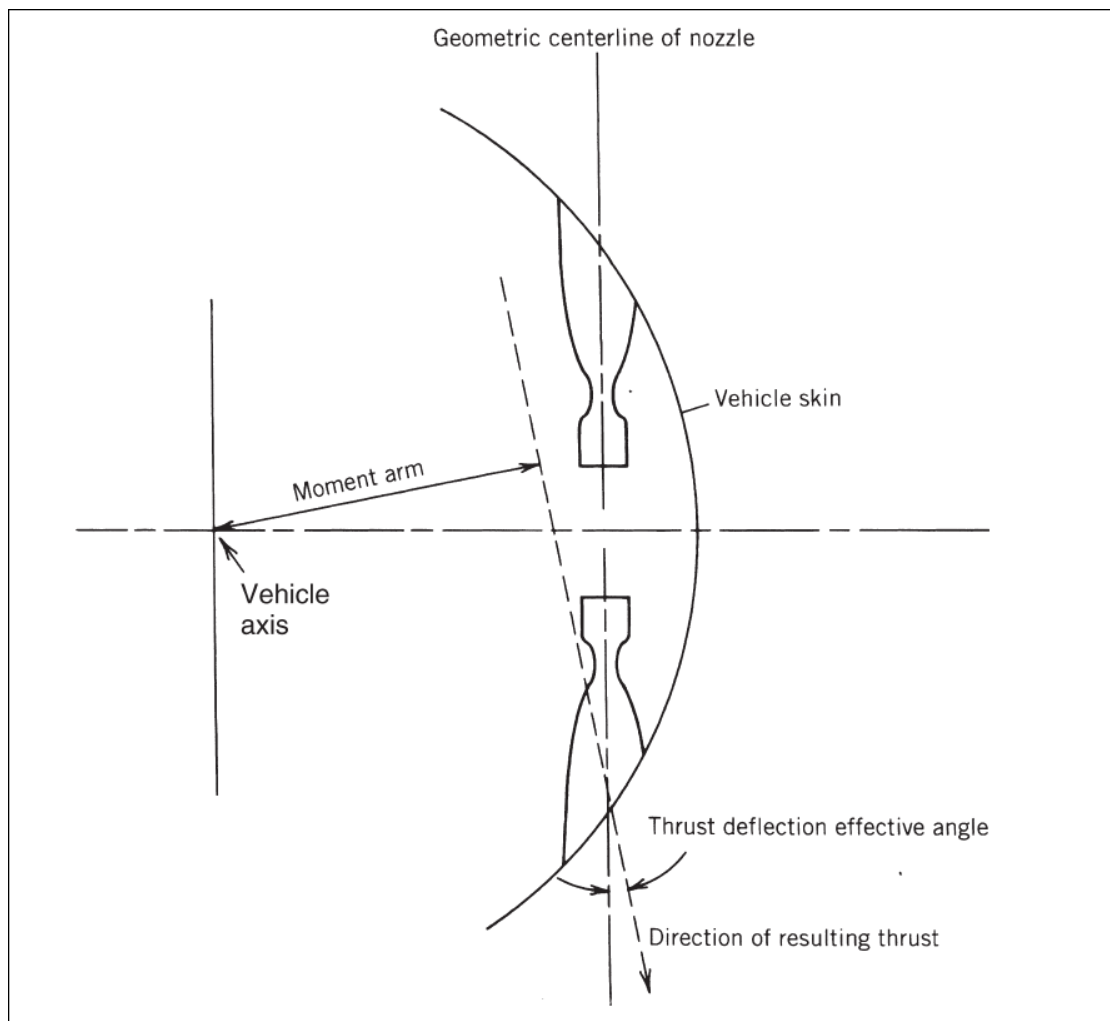
Υπάρχουν και άλλοι τύποι αποκλίσεων: (1) ανωμαλίες στη γεωμετρία ακροφυσίων (εκτός στρογγυλών, προεξοχών ή ασυμμετρικής τραχύτητας στην επιφάνεια). (2) μετατόπισης των ροπών κατά την εκκίνηση ή τη διακοπή. (3) ανομοιόμορφη εκτροπή του συστήματος πρόωσης ή της δομής του οχήματος υπό φορτίο · και (4) ανωμαλίες στη ροή του αερίου (ελαττωματικός εγχυτήρας, ανώμαλος ρυθμός καύσης σε στερεά προωθητικά).

Για απλά μη κατευθυνόμενα πυραυλικά οχήματα είναι συνηθισμένο να περιστρέφεται ή να περιστρέφεται το όχημα για να αποτρέπεται η εσφαλμένη ευθυγράμμιση από μία μόνο κατεύθυνση ή για να εξισορροπηθεί η κακή ευθυγράμμιση κατά τη διάρκεια της πτήσης με τροφοδοσία.

Στον περιορισμένο όγκο των διαστημικών οχημάτων ή των οχημάτων εκτόξευσης ανώτερου σταδίου, μερικές φορές δεν είναι δυνατό να χωρέσει το πλήρες μήκος ενός ακροφυσίου μεγάλης επιφάνειας εντός του διαθέσιμου περιβλήματος του οχήματος.

Στην περίπτωση αυτή τα ακροφύσια κόβονται σε γωνία στην επιφάνεια του οχήματος, πράγμα που επιτρέπει μια πιο συμπαγή εγκατάσταση.

Η εικόνα 17 δείχνει ένα διάγραμμα δύο (από τέσσερις) προωθητήρες ελέγχου κυλίνδρων των οποίων η έξοδος ακροφυσίου είναι σύμφωνη με το περίγραμμα του οχήματος. Η κατεύθυνση ώθησης ενός ακροστομίου ακροφυσίου δεν βρίσκεται πλέον στην κεντρική γραμμή του άξονα του ακροφυσίου, όπως συμβαίνει με τα πλήρως συμμετρικά ακροφύσια και η ροή εξόδου του ακροφυσίου δεν θα είναι αξονική συμμετρική.



Εικόνα 17: Απλοποιημένη μερική τομή ενός οχήματος πτήσης που δείχνει δύο προωθητήρες ελέγχου στάσης με ακροφύσια με καρφιά για να ταιριάζει σε ένα κυλινδρικό φάκελο οχήματος.