

Αεροδιαστημικά Προωθητικά Συστήματα

ΑΛΕΞΑΝΔΡΟΣ ΡΩΜΑΙΟΣ (Δρ. Μηχ.)
*Τμ. Μηχανολόγων & Αεροναυπηγών Μηχανικών,
Πανεπιστήμιο Πατρών*



Εισαγωγή στην **Διαστημική πρόωση**

Ορισμοί και βασικά μεγέθη.

Αρχές της Πυραυλικής Πρόωσης

- Υψηλής πίεσης/θερμοκρασίας/ταχύτητας καυσαέρια από καύση κατάλληλου μίγματος καυσίμου και οξειδωτικού εκτονώνονται σε ακροφύσιο.
- Ένας πύραυλος μεταφέρει το καύσιμο και το οξειδωτικό ενώ στις αερόβιες μηχανές ως οξειδωτικό χρησιμοποιείται το οξυγόνο του ατμοσφαιρικού αέρα.

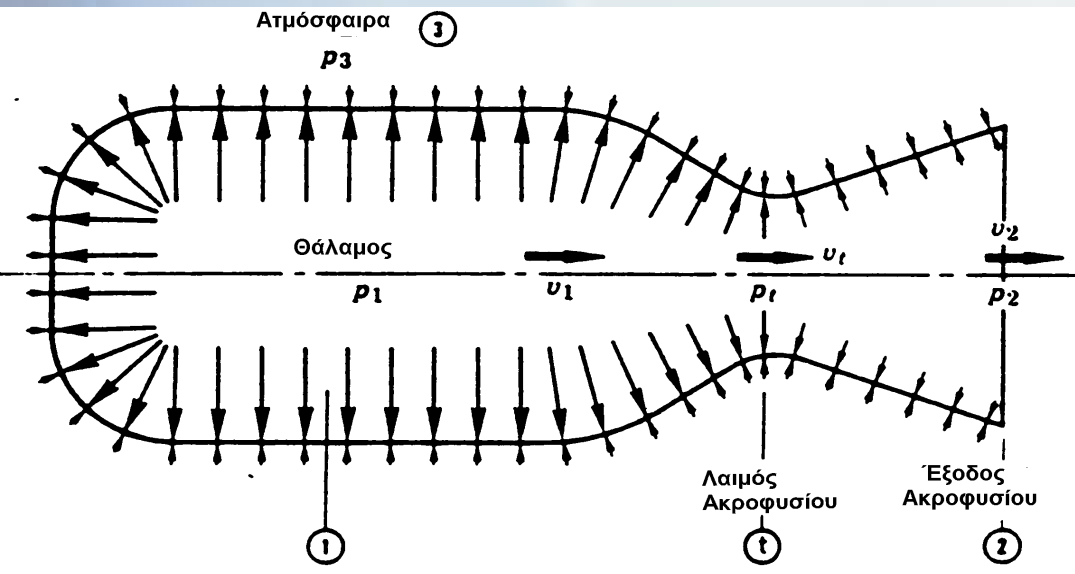
Κριτήρια απόδοσης

- Ειδικά για πυραύλους.
 - Ώση (Thrust)
 - Ειδική ώθηση (Specific Impulse)
 - Ολική ώθηση (Total Impulse)
 - Ενεργός ταχύτητα εκτόξευσης (Effective Exhaust Velocity)
 - Συντελεστής ώθησης (Thrust Coefficient)
 - Χαρακτηριστική ταχύτητα (Characteristic Velocity)



Πώς δουλεύει ένας Θερμοδυναμικός Πύραυλος; Ώση (Thrust) (F_T ή T)

$$F_T = \dot{m}_{\text{eject}} U_{\text{eject}} + A_e (p_e - p_a)$$



\dot{m} = mass flow rate (kg/sec)

U_e = propellant exhaust velocity (m/sec)

p_e = pressure at nozzle exit (Pa)

p_a = ambient pressure (Pa)

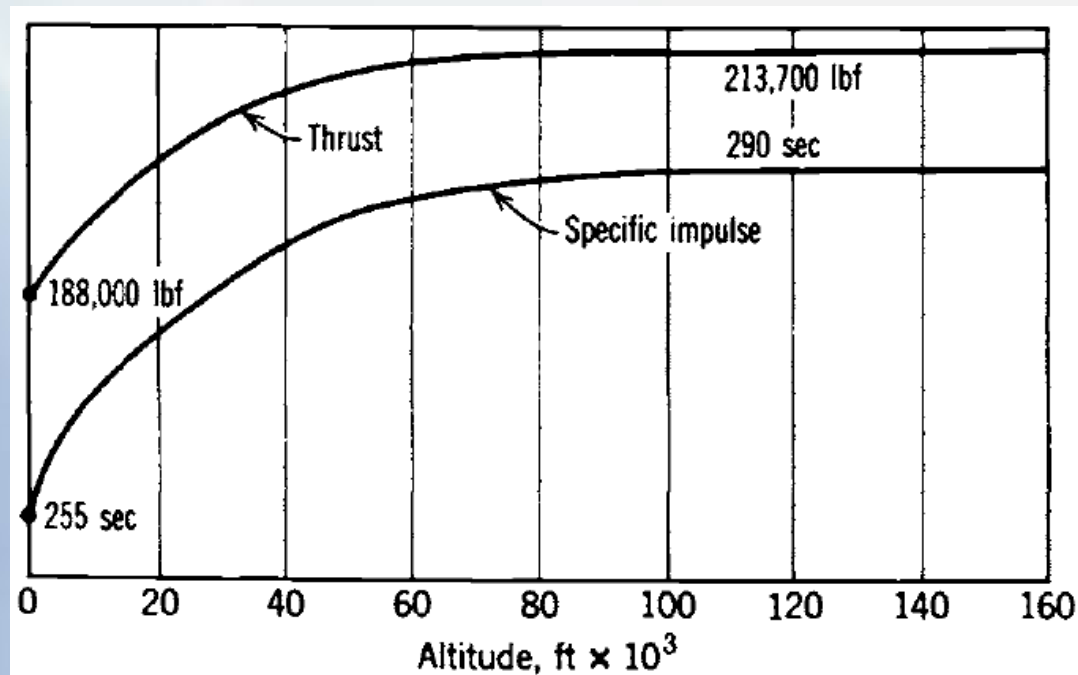
A_e = area of nozzle exit (m^2)

Ιδανική εκτόνωση: ($p_e = p_a$) βέλτιστος λόγος εκτόνωσης:

$$F_T = \dot{m} U_e$$

$$F_T = \dot{m}_{\text{ejects}} U_{\text{ejects}} + A_e (p_e - p_a)$$

- Η ώση μιας πυραυλικής μηχανής είναι **ανεξάρτητη από την ταχύτητα πτήσης**.
- Επειδή οι αλλαγές στην πίεση του περιβάλλοντος P_a επηρεάζουν την **ώση πίεσης**, αναμένεται μια **μεταβολή στην ώση του πυραύλου με το υψόμετρο**.
- Επειδή η ατμοσφαιρική πίεση μειώνεται όσο αυξάνει το ύψος, **η ώση αυξάνει εάν το όχημα προωθείται σε μεγάλο υψόμετρο**.
- Οι μεταβολές στην ώση εξαιτίας των αλλαγών στο υψόμετρο μπορεί να φθάσει το **10 - 30% της συνολικής ώσης**. Οι μεταβολές στην ώση και την ειδική ώθηση συναρτήσει του ύψους φαίνονται στο σχήμα



Ειδική Ώθηση (Specific Impulse) (I or I_{sp})

Ο λόγος ώσης/παροχή προωθητικού (μάζας ή βάρους) ορίζεται ως ειδική ώθηση ενός πυραύλου – είναι το καλύτερο μέτρο για την ολική απόδοση ενός πυραυλικού κινητήρα.

$$I_{sp} = \frac{F_T}{\dot{m}_{ejects}} \text{ (m/s)} \quad \text{ή} \quad I_{sp} = \frac{F_T}{\dot{m}_{ejects} g} \text{ (s)}$$

SI , μονάδες (I) m/s ή Ns/kg.

- In the US:
- with units of seconds - multiply by g (i.e. 9.80665 m/s^2) in order to obtain SI units of m/s or Ns/kg.

Οι απώλειες περιορίζουν τις πραγματικές τιμές σε 92% - 98% των ιδανικών

Ειδική Ώθηση (Specific Impulse) (I or I_{sp})

- Εάν η ώση και ο ρυθμός ροής του εξερχόμενου βάρους των καυσαερίων παραμένουν σταθερά καθ' όλη την διάρκεια της καύσης του προωθητικού, η ειδική ώθηση αντιστοιχεί στον χρόνο για τον οποίο ο πυραυλικός κινητήρας παρέχει ώση ίση με το βάρος του προωθητικού που καταναλώνει.
- Η Ειδική Ώθηση εκφράζει τη μεταβολή ορμής ανά μονάδα μάζας του καυσίμου ή μάλλον πόσο περισσότερη ώθηση συσσωρεύεις καθώς χρησιμοποιείς αυτό το καύσιμο.
- Η Ειδική Ώθηση προωθητικού ενός πυραύλου είναι ένα μέτρο του πόσο γρήγορα το προωθητικό εκτοξεύεται. Ένας πύραυλος με μεγάλη ειδική ώθηση δεν χρειάζεται τόσο καύσιμο όσο ένας πύραυλος με χαμηλή ειδική ώθηση.
- Όσο μεγαλύτερη ειδική ώθηση τόσο μεγαλύτερη ώση παίρνεις από τα καύσιμα που εκτοξεύονται. Ή με άλλο τρόπο, η ειδική ώθηση καθορίζει πόσο καύσιμο πρέπει να χρησιμοποιήσεις για να πάρεις ικανοποιητική ώση.

Συνολική Ώθηση (I_{tot})

- Ορίζεται σαν :

$$I_{total} = \int_0^{t_b} F_T dt$$

όπου t_b = χρόνος καύσης

- Αν F_T είναι σταθερή κατά την διάρκεια της καύσης:

$$I_{total} = F_T \times t_b$$

I_{total} είναι ανάλογο της συνολικής ενέργειας που απελευθερώνεται από όλο το καύσιμο σε ένα προωθητικό σύστημα

Έτσι η ίδια ολική ώθηση μπορεί να επιτευχθεί είτε :

- Μεγάλες ώσεις F_T , μικρά t_b (συνήθως προτιμάται), ή
- Μικρή F_T , μεγάλα t_b

Επίσης, για σταθερούς ρυθμούς κατανάλωσης καυσίμου :

$$I_{\text{total}} = \frac{F_T}{\dot{m}_{\text{ejects}}} \times \dot{m}_{\text{ejects}} t_b = F_T \times t_b$$

Η Ειδική Ώση, I_{sp} , είναι η Συνολική Ώθηση ανά μονάδα μάζας του προωθητικού

Ενεργός Ταχύτητα εκτόξευσης (c) (Effective Exhaust Velocity)

- Μπορεί να οριστεί μια ενεργός ταχύτητα εκτόξευσης (c), όπου:

$$F_T = \dot{m}_{\text{eject}} U_{\text{eject}} + A_e (p_e - p_a) = \dot{m}_{\text{eject}} c$$

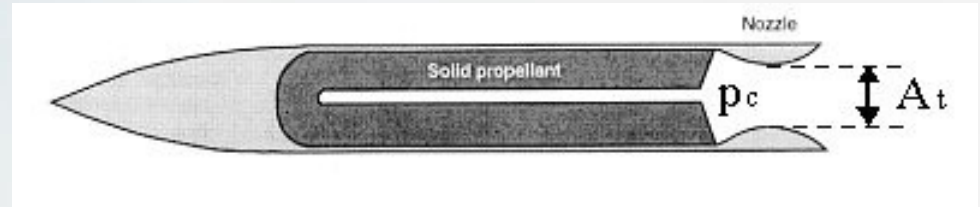
$$c = \frac{F_T}{\dot{m}_{\text{eject}}} (= I_{sp})$$

$$c = \frac{\dot{m}_{\text{eject}} U_{\text{eject}} + A_e (p_e - p_a)}{\dot{m}_{\text{eject}}} = U_e + \frac{(p_e - p_a) A_e}{\dot{m}_{\text{eject}}}$$

Συντελεστής ώσης (Thrust Coefficient) (C_F)

Ορίζεται ως:

$$C_F = \frac{F_T}{P_c A_t}$$



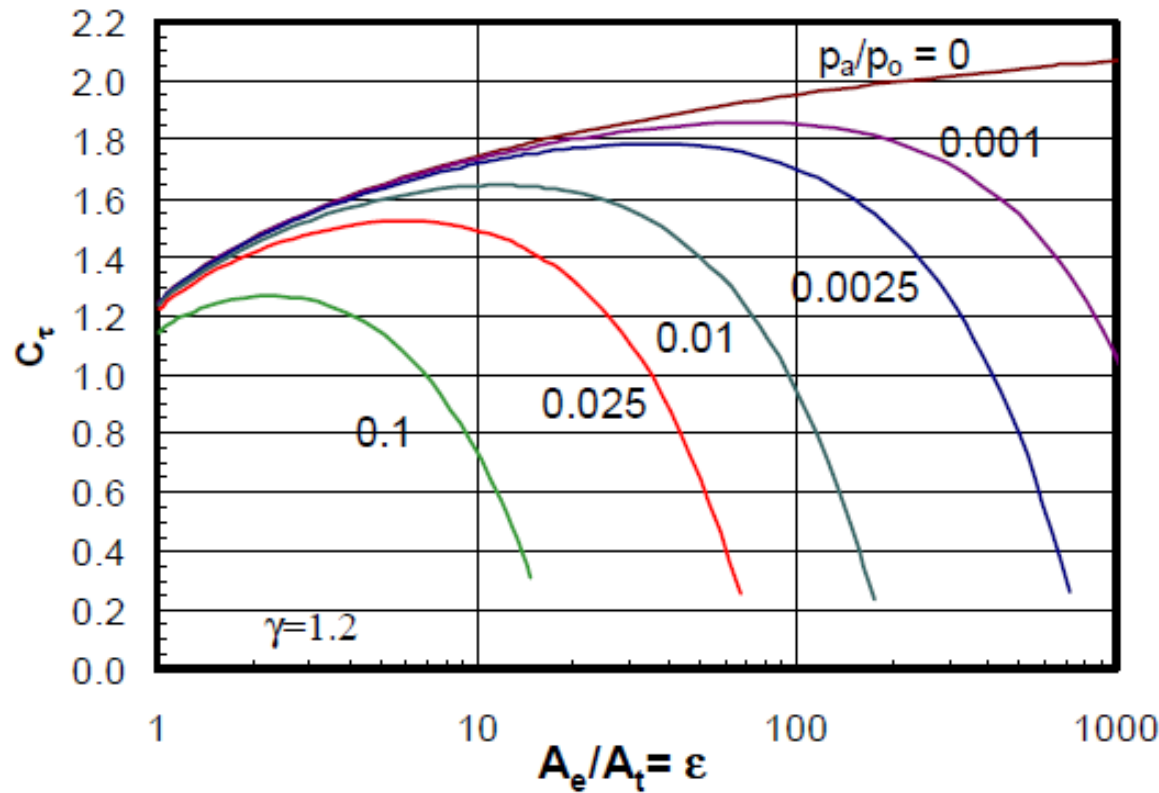
Όπου P_c = πίεση του θαλάμου καύσης,

A_t = επιφάνεια λαιμού του ακροφυσίου

Εξαρτάται πρωτίστως από (p_c/p_a) έτσι είναι ένας καλός δείκτης της απόδοσης του ακροφυσίου – καθορίζεται από τον λόγο πιέσεων.

Συντελεστής ώσης (Thrust Coefficient) (C_F)

Effect of Ambient Pressure on c_τ



- Can get higher thrust coefficient by:
 - reducing ambient pressure
 - increasing rocket pressure

Χαρακτηριστική Ταχύτητα (Characteristic Velocity) (c^*)

Ορίζεται σαν:

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_{\text{eject}}} \quad (6)$$

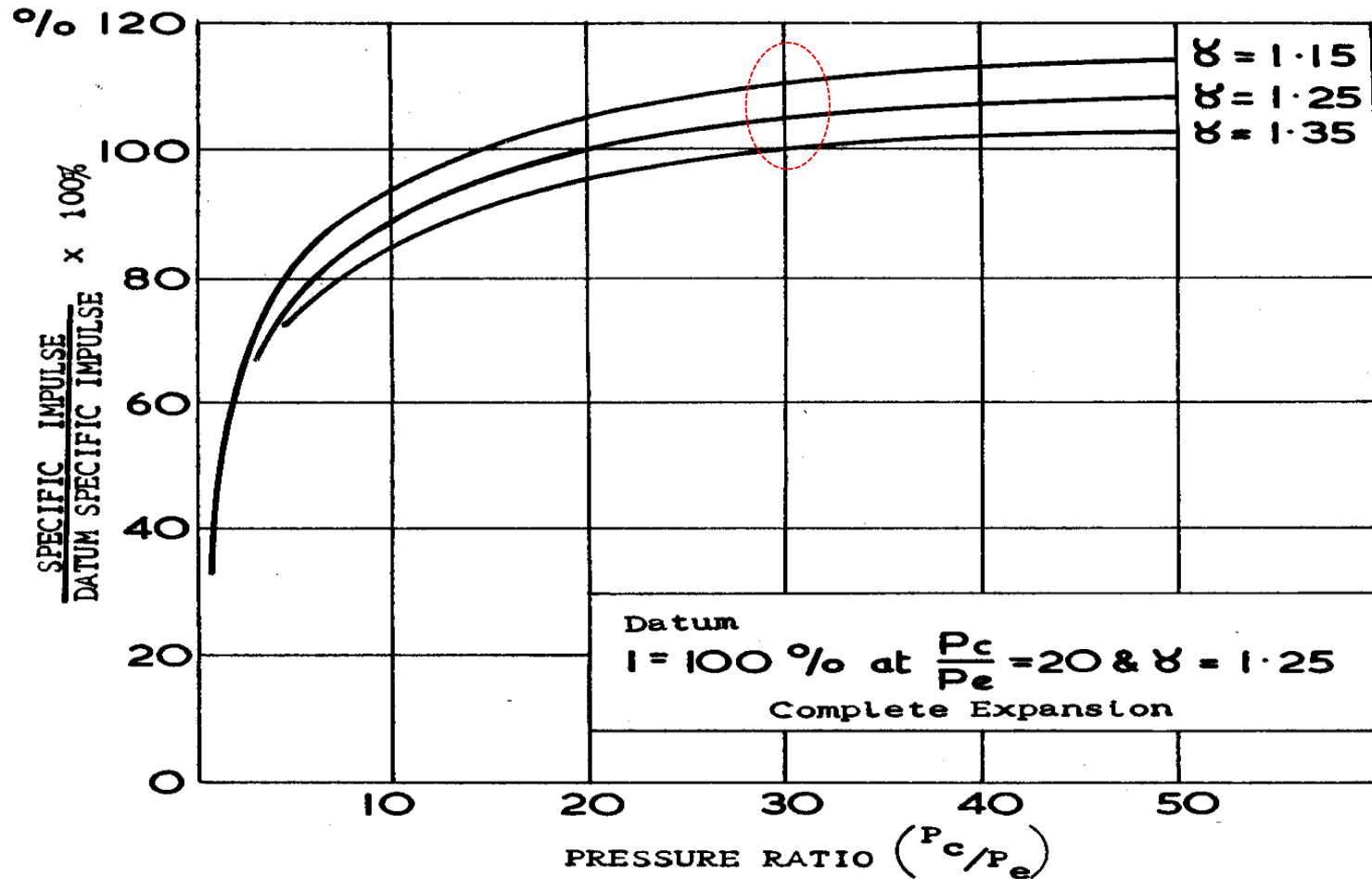
- Υπολογιζόμενη από τυποποιημένα δεδομένα δοκιμών.
- Είναι ανεξάρτητη από την επίδοση του ακροφυσίου και έτσι χρησιμοποιείται σαν μέτρο της απόδοσης της καύσης – κυρίως από την T_c (Θερμοκρασία του θαλάμου καύσης).

Θερμοδυναμική απόδοση- Ώση

- Οι παράμετροι που επηρεάζουν την ώση είναι κυρίως:
 - Παροχή μάζας
 - Ταχύτητα εκτόξευσης
 - Πίεση εκτόξευσης
 - Επιφάνεια εξόδου ακροφυσίου



Θερμοδυναμική απόδοση- Ειδική Ώθηση



Θερμοδυναμική απόδοση- Ειδική Ώθηση

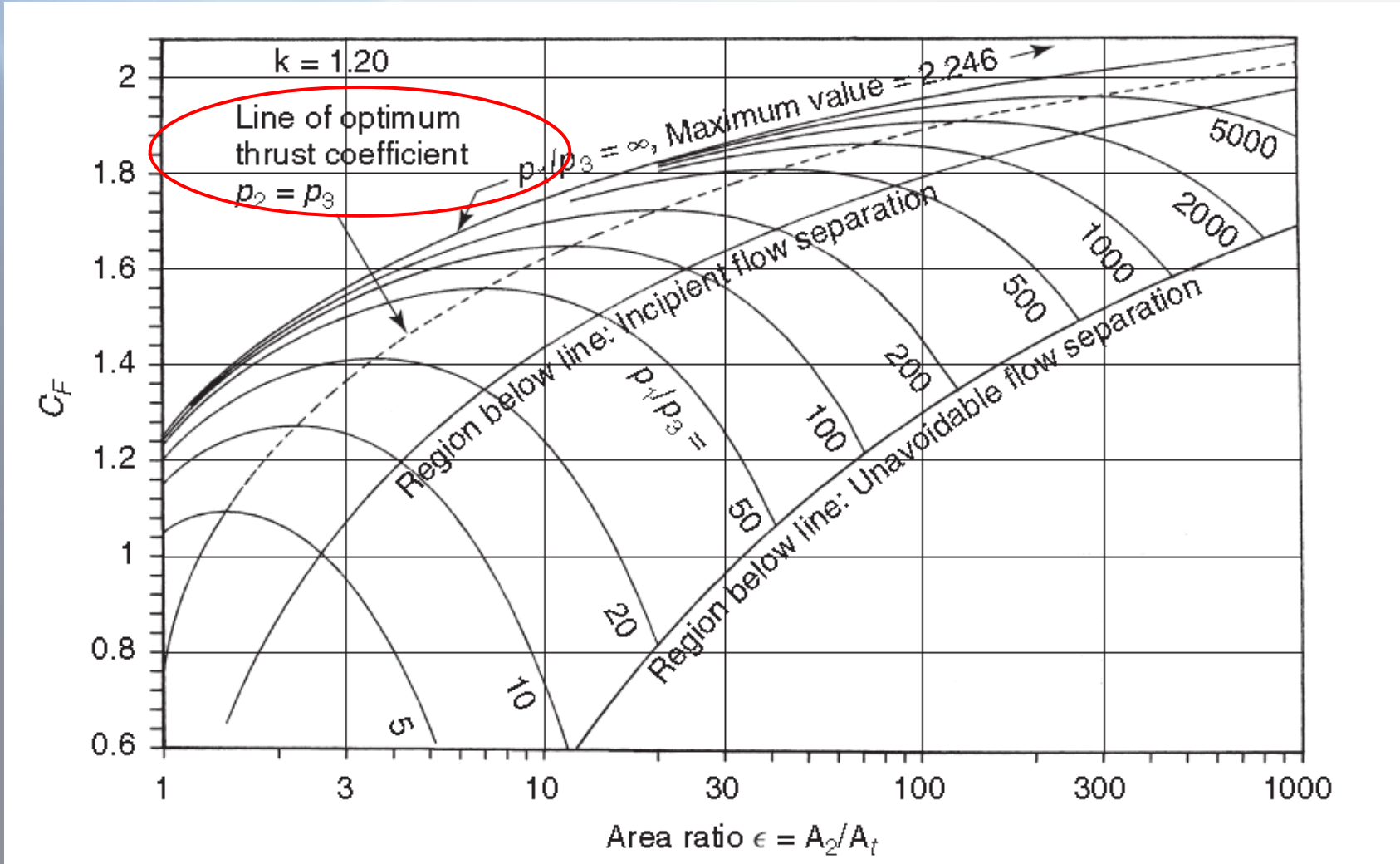
Μεταβλητές Παράμετροι- Παρατηρήσεις

- Ισχυρή επίδραση του λόγου πιέσεων – που όμως μειώνεται δραστικά μετά από τιμές περίπου 30:1.
- Επιθυμητές υψηλές τιμές T_c για υψηλή ειδική ώθηση I_{sp} – αλλά αυτό δημιουργεί προβλήματα με την μετάδοση θερμότητας στα τοιχώματα και την αποσύνθεση (dissociation) των προϊόντων της καύσης– πρακτικά όρια μεταξύ περίπου 2750 και 3500 K, αναλόγως το προωθητικό.
- Οι πιέσεις θαλάμου μπορεί να κυμαίνονται από περίπου 7 έως 250 ατμόσφαιρες
- Επιθυμητές χαμηλές τιμές του μοριακού βάρους– Προτιμώνται καύσιμα με βάση το Υδρογόνο (H_2).
- Επιθυμητές χαμηλές τιμές του λόγου ειδ. θερμοτήτων γ - (k).

Συντελεστής Ώσης (Thrust Coefficient) (C_F)

- Μέγιστη ώση όταν εκτονώνεται στο κενό (πχ στο διάστημα):

$$C_F = \frac{F_T}{P_c A_t}$$



Συντελεστής Ώσης (C_F)

- Παρατηρήσεις

- Είναι προτιμότερη η λειτουργία των ακροφυσίων σε υποεκτόνωση και όχι σε υπερεκτόνωση (αριστερά της βέλτιστης γραμμής)
- Προτιμάται η χρήση κοντύτερων ακροφυσίων με μειωμένο βάρος και μέγεθος
- Η αύξηση του λόγου πιέσεων αυξάνει την απόδοση αλλά ο ρυθμός αύξησης μειώνεται σημαντικά για λόγους 30/1 και πάνω
- Για υψηλούς λόγους πιέσεων απαιτείται μεγάλη επιφάνεια εξόδου

Πραγματική απόδοση πυραύλων

- Η απόδοση μπορεί να επηρεαστεί από οποιαδήποτε από τις παρακάτω απλοποιητικές υποθέσεις:
 - Οι ιδιότητες των προϊόντων της καύσης διαφοροποιείται με τη στατική θερμοκρασία και έτσι τη θέση στο ακροφύσιο
 - Η ειδική θερμότητα των προϊόντων καύσης διαφοροποιείται με τη θερμοκρασία
 - Μη-ισοεντροπική ροή στο ακροφύσιο
 - Απώλειες θερμότητας στα τοιχώματα και το ακροφύσιο
 - Πτώση πίεσης στο θάλαμο καύσης λόγω της έκλυσης θερμότητας
 - Απώλεια ισχύος από την άντληση των υγρών προωθητικών
 - Ύπαρξη αιωρούμενων σωματιδίων στα καυσαέρια

Ενέργεια και αποδόσεις

Ο τύπος της ενέργειας που είναι χρήσιμος στην μελέτη των προωστικών συστημάτων είναι η κινητική ενέργεια του εκχεόμενου υλικού:

$$E_{jet} = \frac{1}{2} m u^2$$

Η ισχύς του jet είναι ο ρυθμός κατανάλωσης αυτής της ενέργειας και για σταθερή ταχύτητα έκχυσης αερίων είναι:

$$P_{jet} = \frac{dE_{jet}}{dt} = \frac{1}{2} \dot{m} u^2 = \frac{1}{2} \dot{m} g l_s^2 = \frac{1}{2} F g l_s \quad (u = g l_s, \quad F = \dot{m} u)$$

Η μέγιστη ενέργεια που είναι διαθέσιμη για κάθε μονάδα μάζας χημικών προωθητηρίων είναι η θερμότητα της αντίδρασης καύσης Q_R . Η προσδιδόμενη ισχύς σε μια πυραυλική μηχανή είναι:

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

Ενέργεια και αποδόσεις

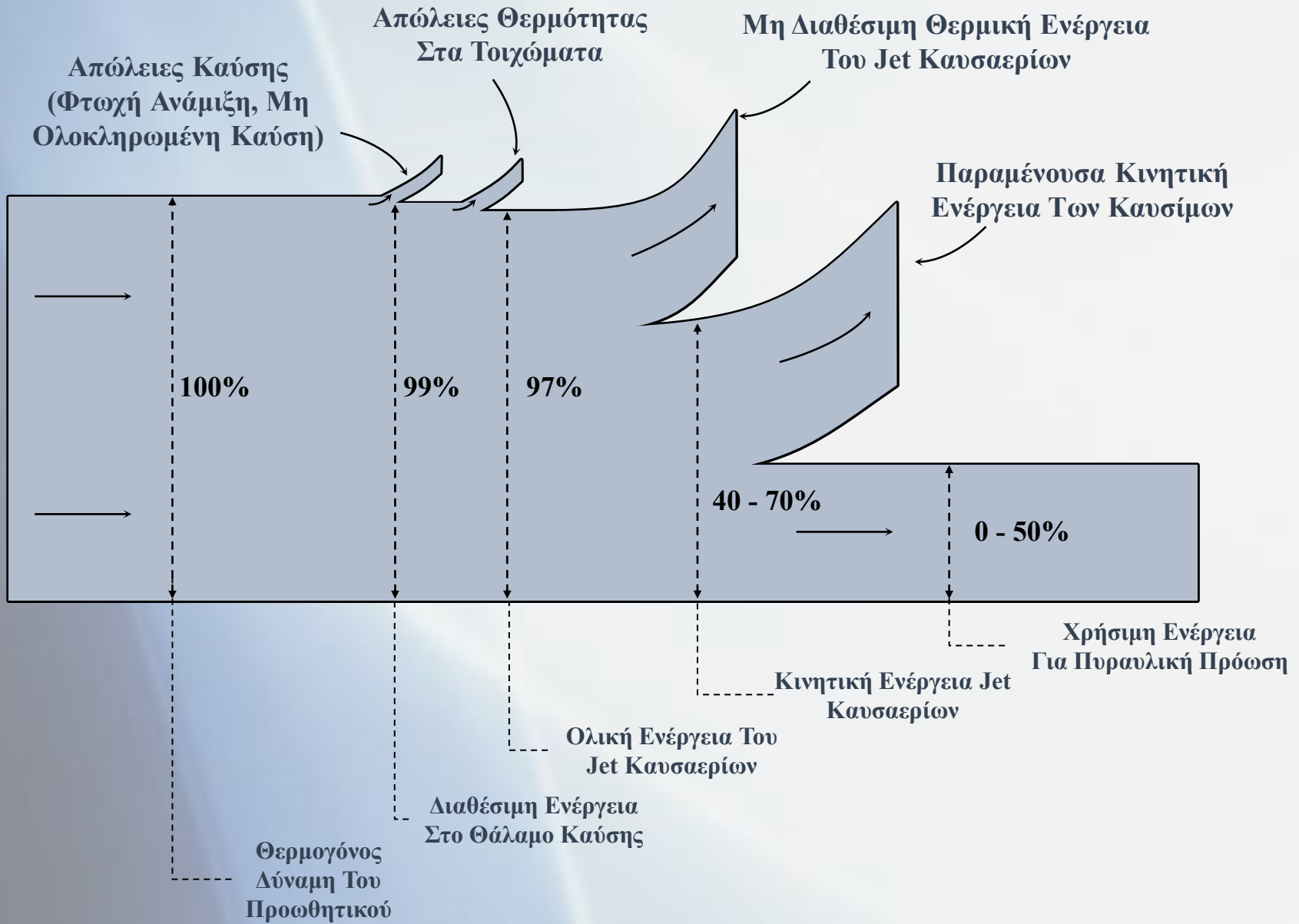
Ένα μεγάλο μέρος της ενέργειας των εκτοξευόμενων αερίων δεν μετατρέπεται σε κινητική ενέργεια και εγκαταλείπει το σύστημα σαν παραμένουσα ενθαλπία. Η ενέργεια αυτή είναι ανάλογη με την ενέργεια που χάνεται με τα υψηλής θερμοκρασίας εκτοξευόμενα αέρια των Μ.Ε.Κ.

Η απόδοση της καύσης για χημικούς πυραύλους εκφράζει την αναλογία της πραγματικής και ιδανικής θερμότητας αντίδρασης για κάθε μονάδα προωθητηρίου και είναι ένα μέτρο της απόδοσης της πηγής στην δημιουργία ενέργειας. Η τιμή της είναι υψηλή (περίπου 94 έως 99%)

Ο εσωτερικός βαθμός απόδοσης είναι ένας δείκτης της αποτελεσματικής ή μη μετατροπής της ενέργειας εισόδου σε κινητική ενέργεια του εκχεόμενου υλικού π.χ. για μια χημική μονάδα είναι ο λόγος της κινητικής ενέργειας του εκχεόμενου υλικού προς την ενέργεια που απελευθερώνεται κατά την καύση.

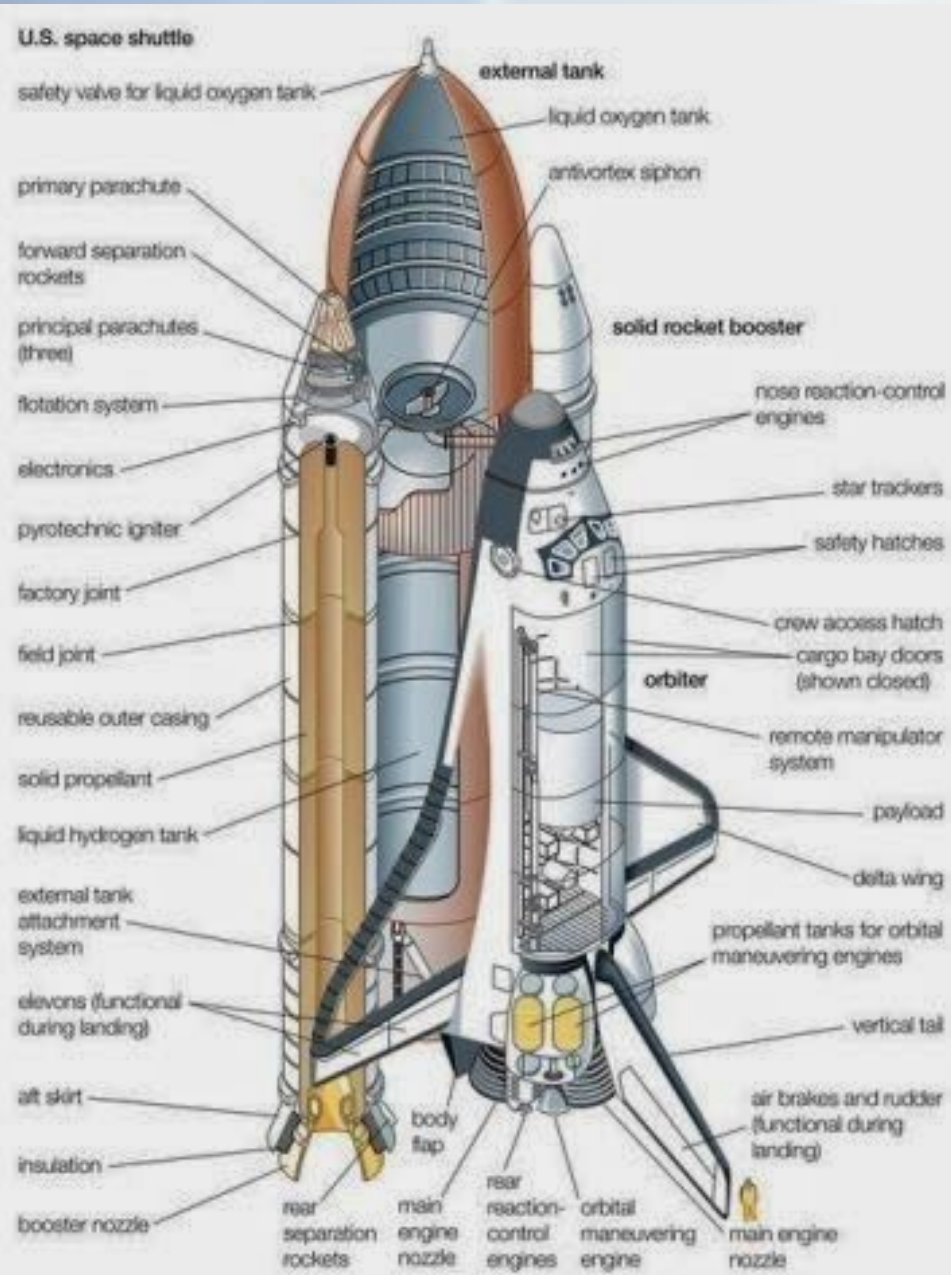
Στο σχήμα 2.3 φαίνεται το ισοζύγιο ενέργειας και οι τυπικές απώλειες ενός χημικού πυραύλου.

Ενέργεια και αποδόσεις



Ισοζύγιο ενέργειας χημικού πυραύλου.

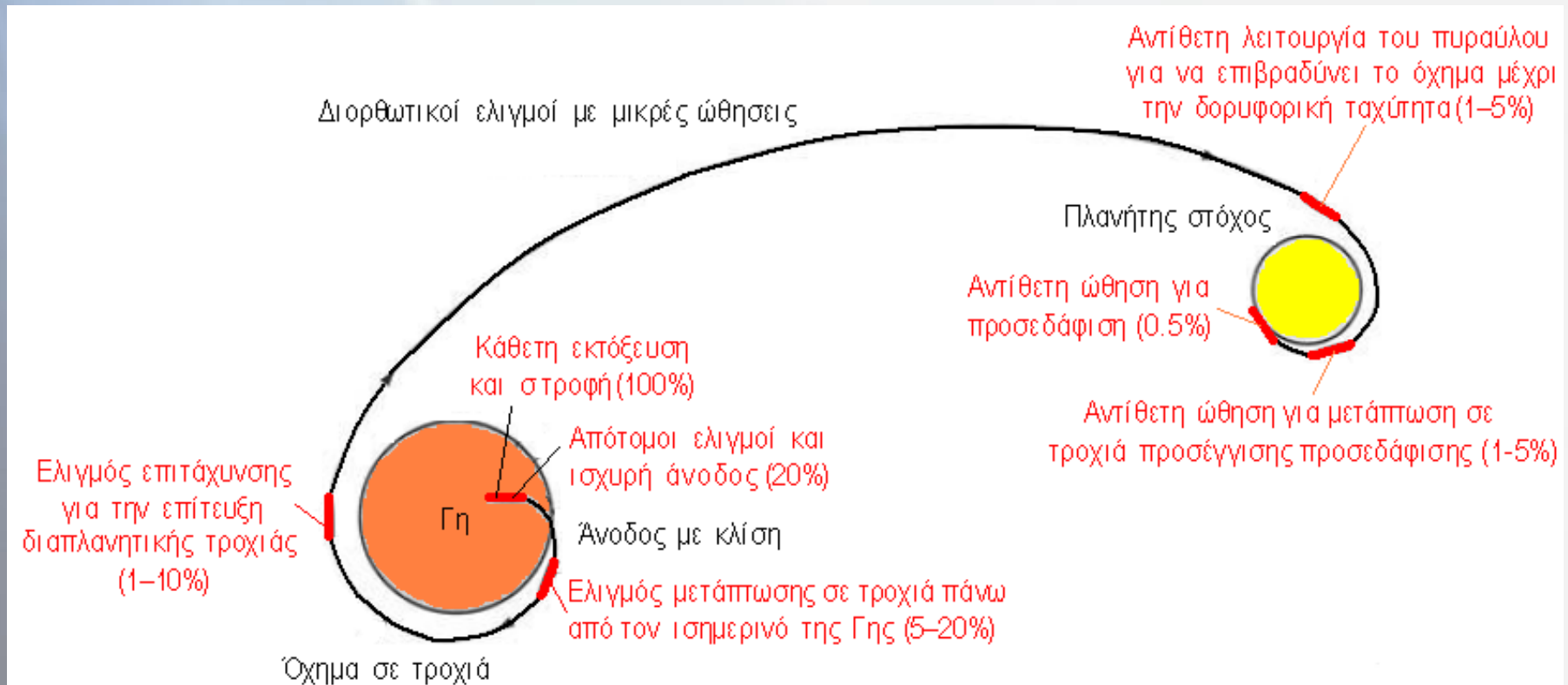
Σύγχρονο διαστημικό σκάφος



Challenger, Columbia, Endeavour, Atlantis, και Discovery, Enterprise (δοκιμαστικό όχημα)

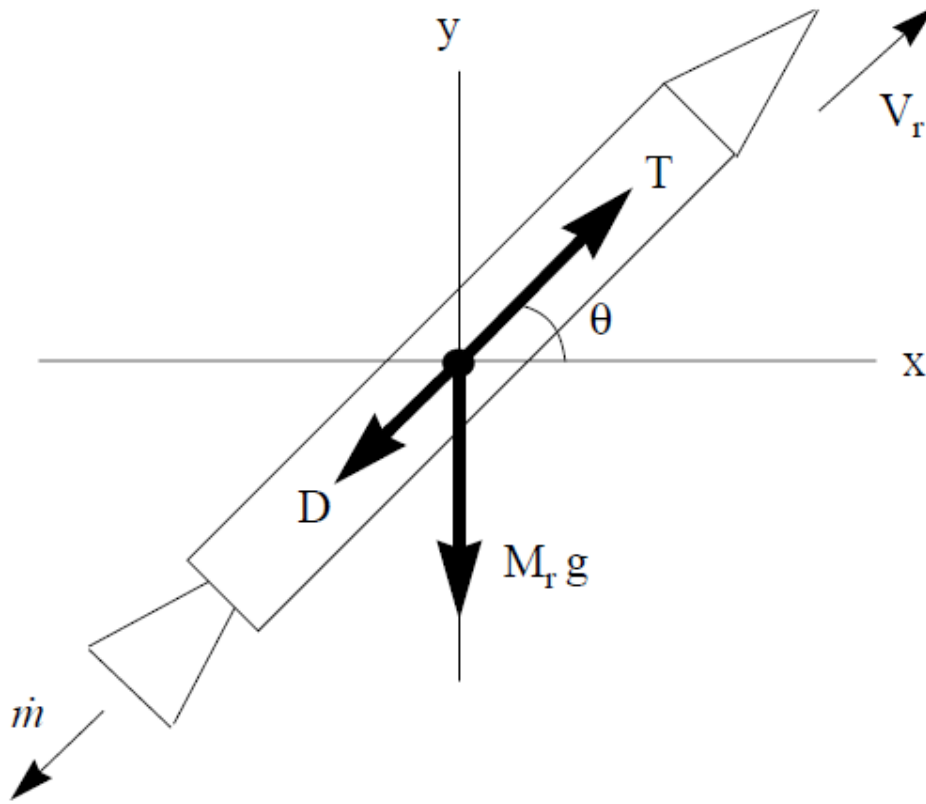
Μακρινό Διάστημα

Η ενέργεια E_s που απαιτείται για να διαφύγει ένα σώμα από τη Γη είναι: $E_s = 6.26 \cdot 10^7 \text{ J/kg}$



Σχηματική απεικόνιση τυπικών ελιγμών κατά τη διάρκεια μιας υποθετικής διαπλανητικής αποστολής με προσγείωση. Οι αριθμοί υποδεικνύουν τα τυπικά μεγέθη ώθησης των ελιγμών σε ποσοστό επί τοις εκατό της ώθησης απογείωσης εκτόξευσης. Αυτό δεν είναι σύμφωνο με την κλίμακα. Οι παχύτερες γραμμές δείχνουν τα τροφοδοτούμενα τμήματα πτήσης.

Η Ιδανική εξίσωση του πυραύλου (TSIOLKOVSKY)



T = vehicle thrust

D = vehicle aerodynamic drag

V_r = vehicle velocity

θ = angle with respect to the horizontal

\dot{m} = nozzle mass flow

M_r = vehicle mass

g = gravitational acceleration

Η Ιδανική εξίσωση του πυραύλου

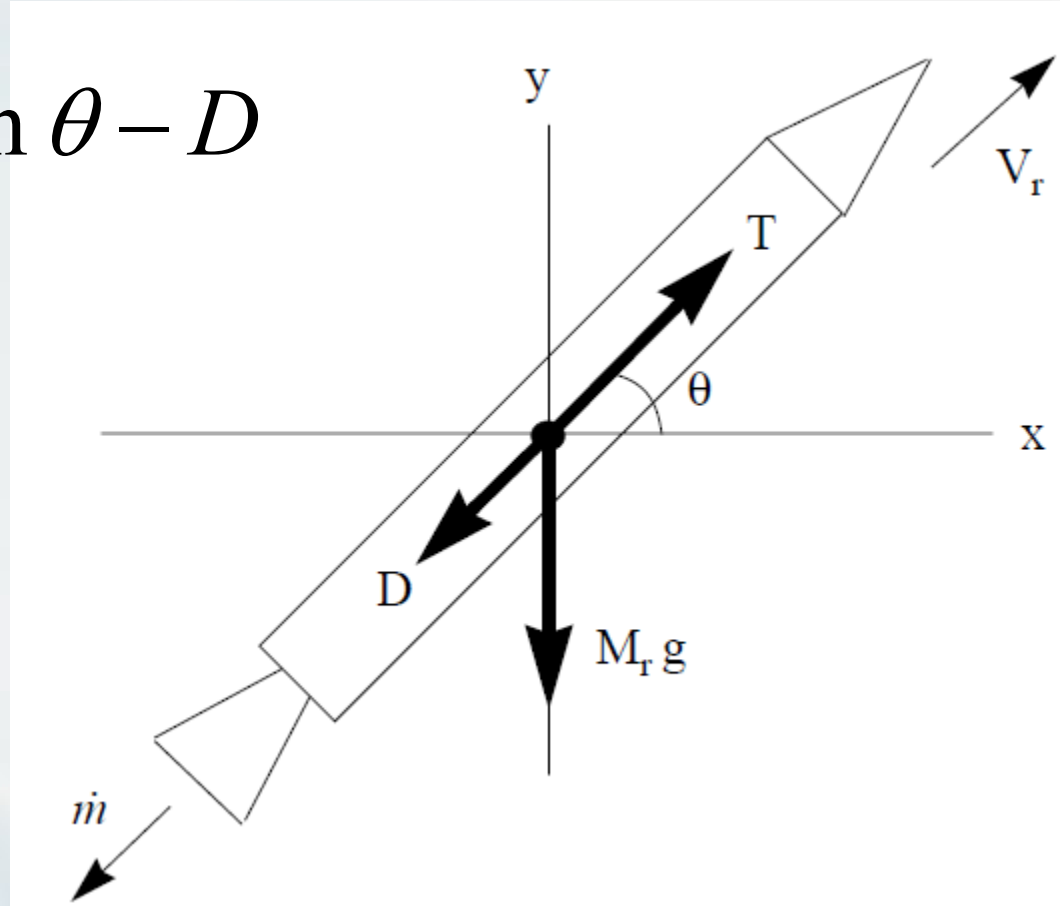
Ισορροπία δυνάμεων σε ένα πύραυλο

$$M_r \frac{dV_r}{dt} = T - M_r g \sin \theta - D$$

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

Αεροδυναμική Αντίσταση-Οπισθέλκουσα

$$T = F_T = \dot{m}_{\text{eject}} c = -\frac{dM_r}{dt} c$$



$$M_r \frac{dV_r}{dt} = -C \frac{dM_r}{dt} - M_r g \sin \theta - D$$

Η Ιδανική εξίσωση του πυραύλου

$$\frac{dV_r}{dt} = \frac{C}{M_r} \frac{dM_r}{dt} - g \sin \theta - \frac{D}{M_r}$$

όπου

M_{ri} = initial mass at $t = 0$

M_{rf} = final mass at $t = t_b$

t_b = time of burnout

$$\Delta V_r = \Delta V_r|_{space} - \Delta V_r|_{gravitational} - \Delta V_r|_{drag}$$

$$\Delta V_r \Big|_{\text{gravitational}} = \int_0^{t_b} g \sin \theta dt \quad \Delta V_r \Big|_{\text{drag}} = \int_0^{t_b} \frac{D}{M_r} dt$$

$$\Delta V_r \Big|_{\text{space}} = - \int_0^{t_b} \frac{C}{M_r} \frac{dM_r}{dt} dt = C \cdot \ln \left(\frac{M_{ri}}{M_{rf}} \right)$$

$$\frac{M_{rf}}{M_{ri}} = \frac{m_{\text{final}}}{m_{\text{initial}}} = \exp\left(\frac{-\Delta V_r}{I_{sp} \cdot g_0}\right) = \exp\left(\frac{-\Delta V_r}{u_e}\right)$$

Για την περίπτωση ενός τυπικού οχήματος εκτόξευσης προς γήινη τροχιά, οι **αεροδυναμικές απώλειες** είναι τυπικά πολύ μικρές, της τάξης των 100 έως 500 m/sec.

Οι βαρυτικές απώλειες είναι μεγαλύτερες, γενικά κυμαινόμενες από 700 έως 1200 m/sec ανάλογα με την διαδρομή προς την τροχιά .

Ο όρος της αύξησης της ταχύτητας προς το διάστημα είναι μακράν ο μεγαλύτερος.

Η Ιδανική εξίσωση του πυραύλου

$$\frac{m_{final}}{m_{initial}} = \exp\left(\frac{-\Delta V}{I_{sp} \cdot g_o}\right) = \exp\left(\frac{-\Delta V}{u_e}\right)$$

Space Shuttle (STS) Delta-V Budget (3 stages):

Desired (nominal) orbital velocity	7790 m/s
Gravity losses	1220 m/s
Pitch angle trajectory adjustment	360 m/s
Atmospheric drag losses	118 m/s
Final orbital insertion	145 m/s
Minor correction manoeuvres	62 m/s
Inertial assist from Earth rotation, lat. = 28.5	- 408 m/s

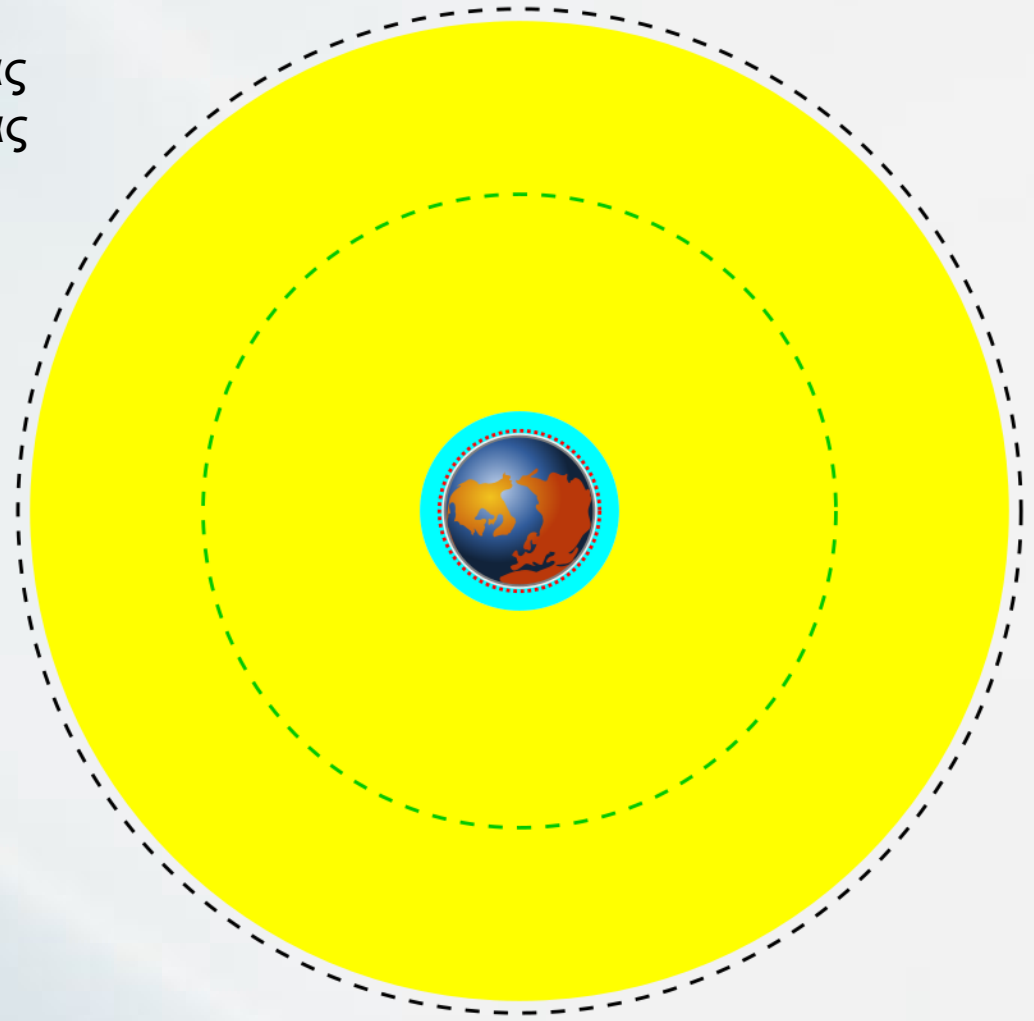
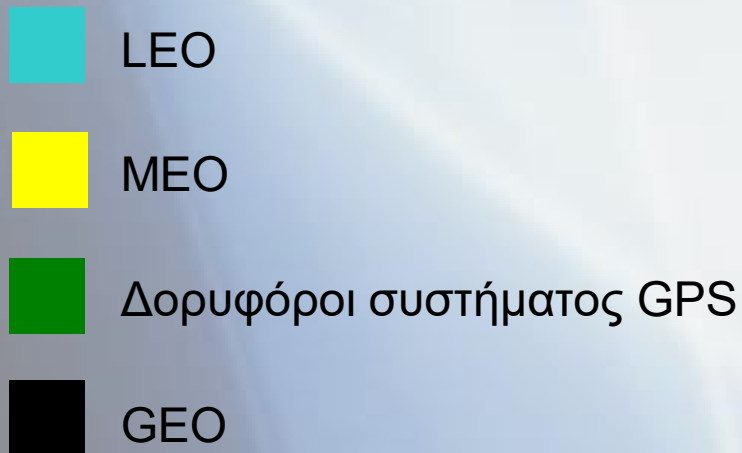
Total required mission velocity (V)	9287 m/s

Άνοδος σε Τροχιά

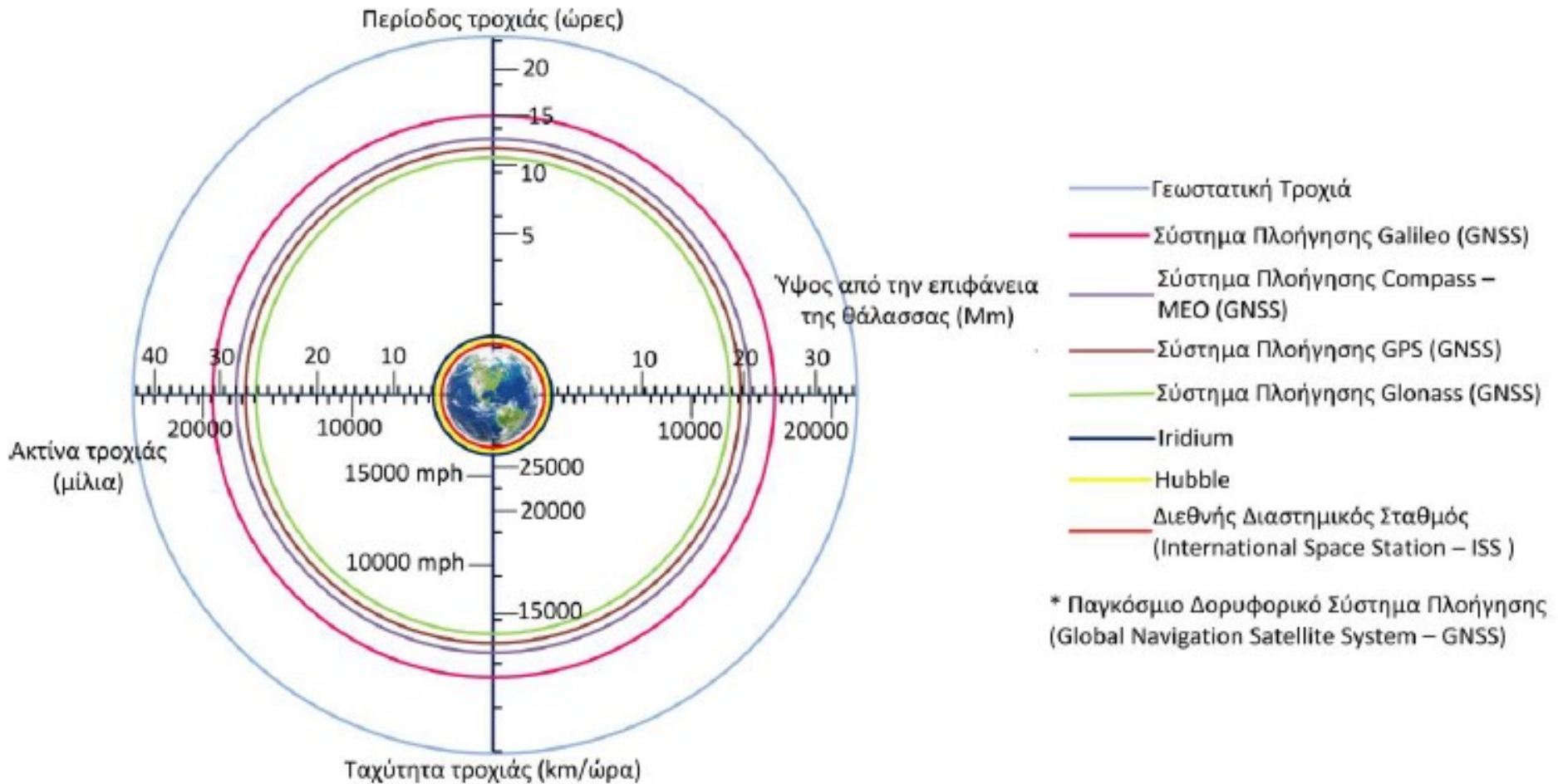
- Το χαμηλότερο ύψος που μπορεί να διατηρηθεί μια σταθερή τροχιά είναι τα 185 km.
- Αυτό απαιτεί μια τροχιακή ταχύτητα περίπου 7777 m/sec.
- Για επίτευξη αυτής της ταχύτητας από το σημείο εκτόξευσης ένας πύραυλος πρέπει να έχει ιδανική αύξηση ταχύτητας 9050 m/sec.
- Η ταχύτητα λόγω της γήινης περιστροφής είναι περίπου 427 m/sec, υποθέτοντας απώλειες λόγω βαρύτητας και αντίστασης περίπου 1700 m/sec.
- Ένα σύστημα Υδρογόνου-Οξυγόνου με μια μέση ενεργό ταχύτητα εκτόξευσης (από το επίπεδο της θάλασσας στο διαστημικό κενό) 4000 m/sec θα απαιτούσε $M_i / M_f = 6.98$

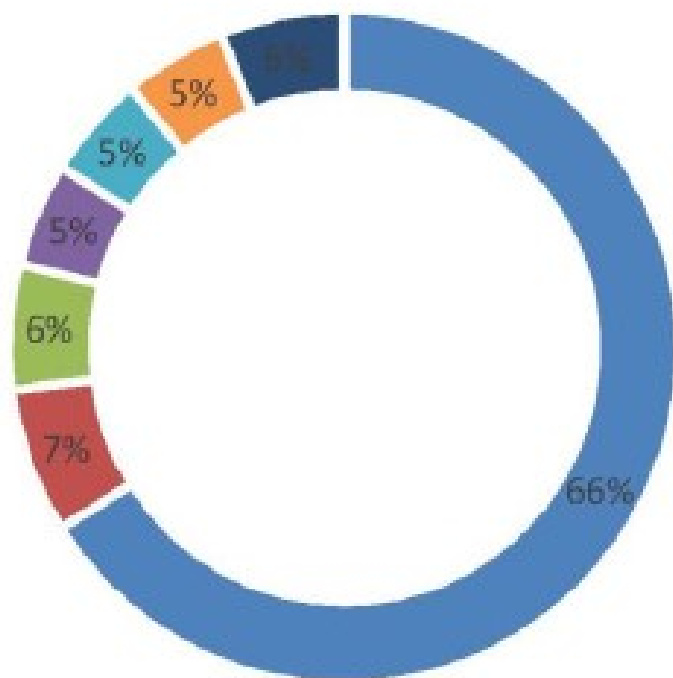
Τροχιές

- α. LEO: χαμηλής περί τη γη τροχιάς
- β. MEO: μεσαίας περί τη γη τροχιάς
- γ. GEO: γεωσύγχρονης τροχιάς



Τροχιές





- Επικοινωνίες
- Πλοήγηση
- Υπηρεσίες Στρατού
- Παρακολούθηση / Τηλεανίχνευση
- Αστροφυσική / Διάστημα
- Μετεωρολογία

Δορυφόροι χαμηλής περιίτη γη τροχιάς (LEO)

Αυτού του είδους οι δορυφόροι δεν είναι γεωστατικοί (δε βρίσκονται συνεχώς πάνω από το ίδιο σημείο). Έχουν επίσης την πιο μικρή σε ύψος τροχιά από όλους τους δορυφόρους (100-300 μίλια από την επιφάνεια της γης). Συμπληρώνουν τον κύκλο της τροχιάς τους σε 15 λεπτά.

Πλεονεκτήματα

- α. μικρότερο κόστος εκτόξευση-τροχιοθέτησης, κατανάλωσης ενέργειας
- β. μικρές καθυστερήσεις στη μετάδοση
- γ. ασήμαντα σφάλματα (path loss errors)
- δ. λήψη σήματος από αδύνατους πομπούς

Μειονεκτήματα

- α. μικρός χρόνος ζωής (1-3 μήνες), ανάγκη για αντικατάσταση
- β. συγκρούσεις των ζωνών ραδιοσυχνοτήτων, παρεμβολές στην μετάδοση του σήματος

Δορυφόροι μεσαίας περι τη γη τροχιάς (ΜΕΟ)

Είναι δορυφόροι οι οποίοι κινούνται με μεγαλύτερη ταχύτητα από τη γη, οπότε δεν φαίνονται στατικοί από κάποιο σημείο. Βρίσκονται σε τροχιές μεταξύ των LEO και GEO, ύψους από 6.000-12.000 μίλια. Συμπληρώνουν τον κύκλο της τροχιάς τους σε 2-4 ώρες. Έχουν ίδια τεχνολογία μετάδοσης με τους LEO.

Πλεονεκτήματα

- α. μέτριο κόστος τροχιοθέτησης
- β. μεσαίες καθυστερήσεις στη μετάδοση

Μειονεκτήματα

- α. τακτά σφάλματα (path loss errors)

Γεωσύγχρονης τροχιάς δορυφόροι (GEO)

Γεωσύγχρονη τροχιά ονομάζεται η τροχιά ενός τεχνητού δορυφόρου γύρω από τη Γη, κατά την οποία ο δορυφόρος κινείται με γωνιακή ταχύτητα ίση με την γωνιακή ταχύτητα περιστροφής της Γης.

Αυτού του είδους οι δορυφόροι είναι οι πιο οικονομικοί για επικοινωνία σε μεγάλες αποστάσεις σε σχέση με τα υπερπόντια καλώδια. Βρίσκονται σε τροχιά 22.300 μιλίων από την επιφάνεια της γης (35.800 km). Συμπληρώνουν μια τροχιά κάθε 24 ώρες (23 ώρες, 56 λεπτά και 4,09 δευτερόλεπτα, κινούνται με ταχύτητα 7.000 μίλια την ώρα από την ανατολή στη δύση) και βρίσκονται πάνω από τον Ισημερινό της γης. Επειδή κινούνται με την ίδια ταχύτητα και κατεύθυνση με τη γη φαίνονται ακίνητοι όταν παρατηρούνται από ένα συγκεκριμένο σημείο. Ο πρώτος επικοινωνιακός δορυφόρος αυτού του είδους ήταν ο Syncom 2, τον οποίο έθεσε σε τροχιά η [NASA](#) (*National Aeronautics and Space Administration*) το 1963. Τα κύρια κανάλια συχνοτήτων που χρησιμοποιούν αυτού του είδους οι δορυφόροι είναι το κανάλι ζώνης C (4–6 GHz) και Ku (12–14 GHz).

Πλεονεκτήματα

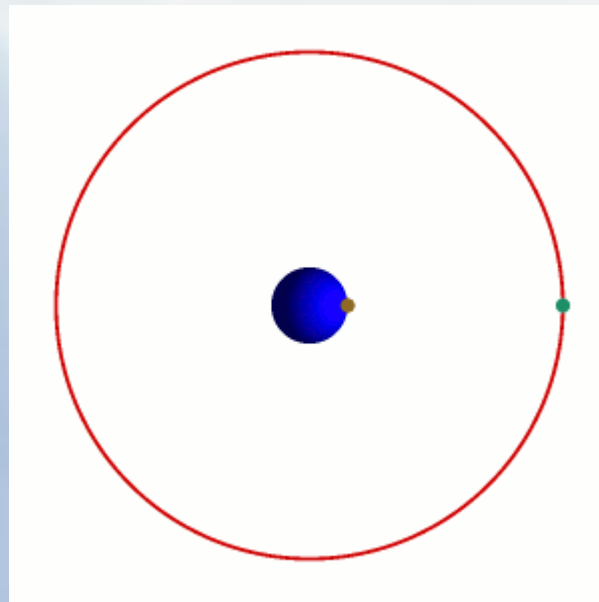
- α. καλύπτει το 42,2% της γήινης επιφάνειας
- β. «βλέπει» πάντα την ίδια περιοχή
- γ. δεν έχει προβλήματα εξαιτίας του [φαινομένου Ντόπλερ](#)
- δ. δυνατότητα μετάδοσης σήματος (σημείο-πολυσημειακή σύνδεση)

Μειονεκτήματα

- α. τροχιά μεγάλης περιφέρειας
- β. ακριβοί σταθμοί σε σχέση με τα ασθενή σήματα

Γεωστατική τροχιά

- Μια κυκλική γεωσύγχρονη τροχιά στο επίπεδο του γήινου Ισημερινού, έχει ακτίνα περίπου 42164 km (26199 mi) από το κέντρο της Γής.
- Ένας δορυφόρος σε τέτοια τροχιά βρίσκεται σε ύψος περίπου 35786 km (22236 mi) από το μέσο επίπεδο της θάλασσας.
- Διατηρεί σταθερή θέση σχετικά με την επιφάνεια της Γής.
- Ένας δορυφόρος σε γεωσύγχρονη τροχιά εμφανίζεται σταθερά στο ίδιο σημείο του ουρανού.
- Η τροχιακή ταχύτητα είναι 11066 km/hr = 3.07 km/sec (6,876 miles/hr).



Πολυβάθμιοι Πύραυλοι

- Με την υπάρχουσα τεχνολογία και καύσιμα ένας μονοβάθμιος πύραυλος δεν μπορεί να φτάσει σε τροχιά.
- Πρέπει να χρησιμοποιηθεί ένα πολυβάθμιο σύστημα όπου ένα μέρος της μάζας του οχήματος απορρίπτεται μετά την χρήση ώστε το μη ωφέλιμο φορτίο να είναι το μικρότερο δυνατό.
- Η τελική ταχύτητα ενός *n*-βάθμιου συστήματος εκτόξευσης είναι το άθροισμα των κερδών σε ταχύτητα των επί μέρους βαθμίδων.

$$V_n = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 + \dots + \Delta V_n$$

Ανάλυση πολυβάθμιων πυραύλων

Η συνολική μάζα του πυραύλου, μπορεί να γραφεί ως το άθροισμα τριών κύριων παραμέτρων:

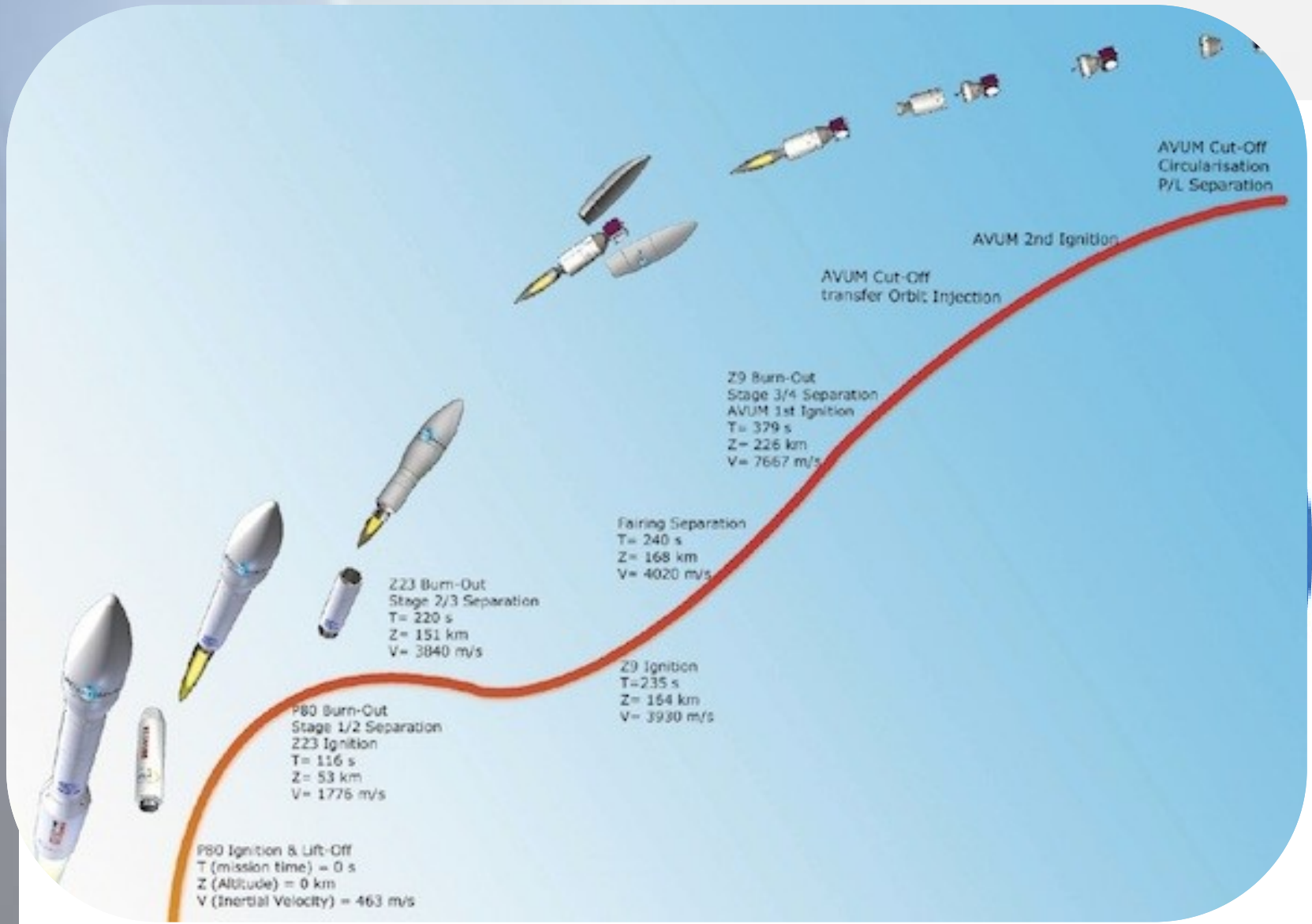
- Ωφέλιμη Μάζα (Payload mass), m_L
- Μάζα Προωθητικού (Propellant mass), m_p
- Αδρανής ή Δομική Μάζα (Structural mass), m_s
 - Περιλαμβάνει τα πάντα εκτός από ωφέλιμο φορτίο και προωθητικό
 - Μηχανές, Δεξαμενές, Στοιχεία Ελέγχου, κλπ.

$$m_t = m_L + m_p + m_s$$

Εάν ο πύραυλος καταναλώνει όλο το προωθητικό του κατά τη διάρκεια της πυροδότησης, η τελική μάζα αποτελείται από τη δομή και το ωφέλιμο φορτίο:

$$m_b = m_L + m_s$$

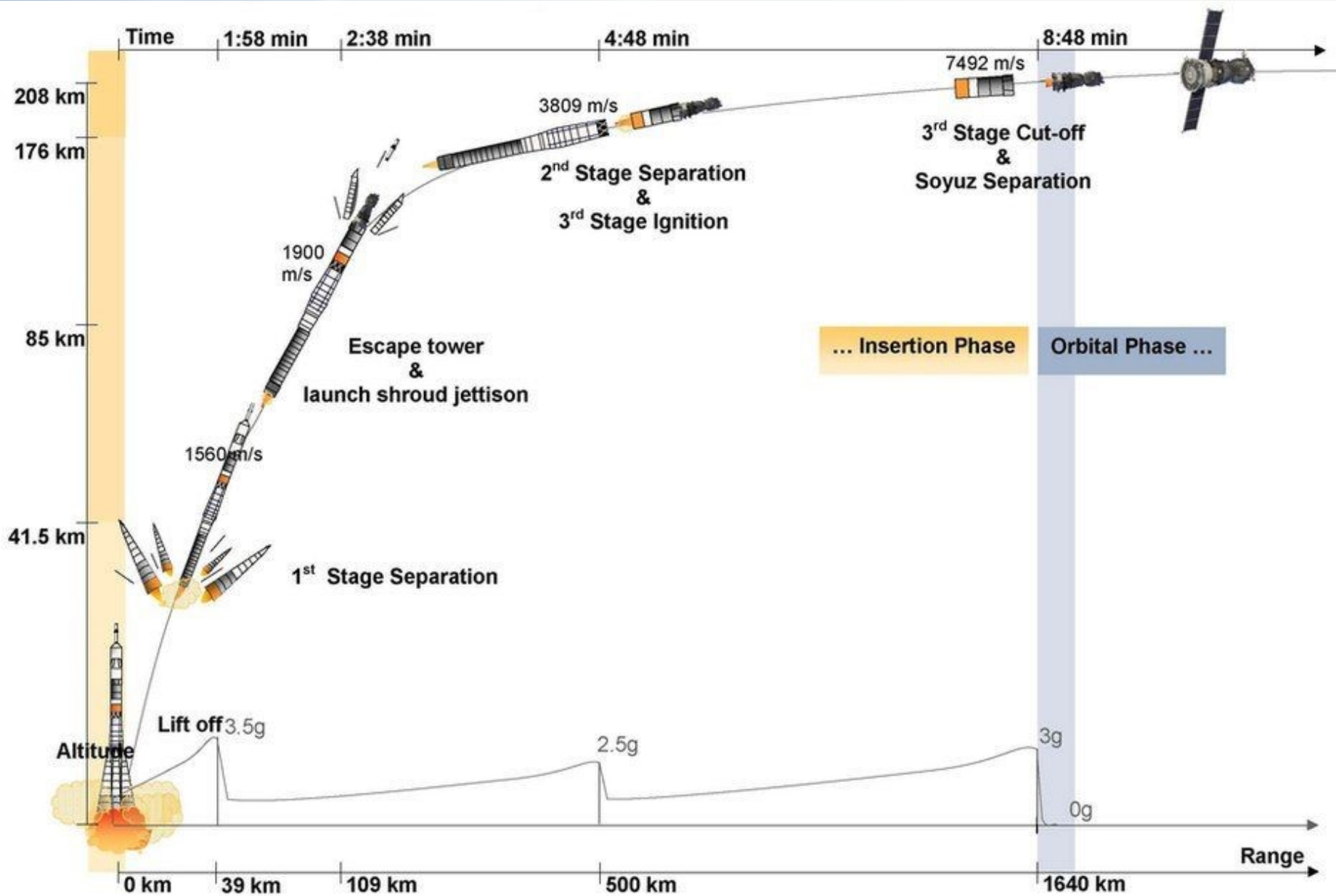
Στάδια Απώλειας Μάζας Πυραύλου σε Τροχιά



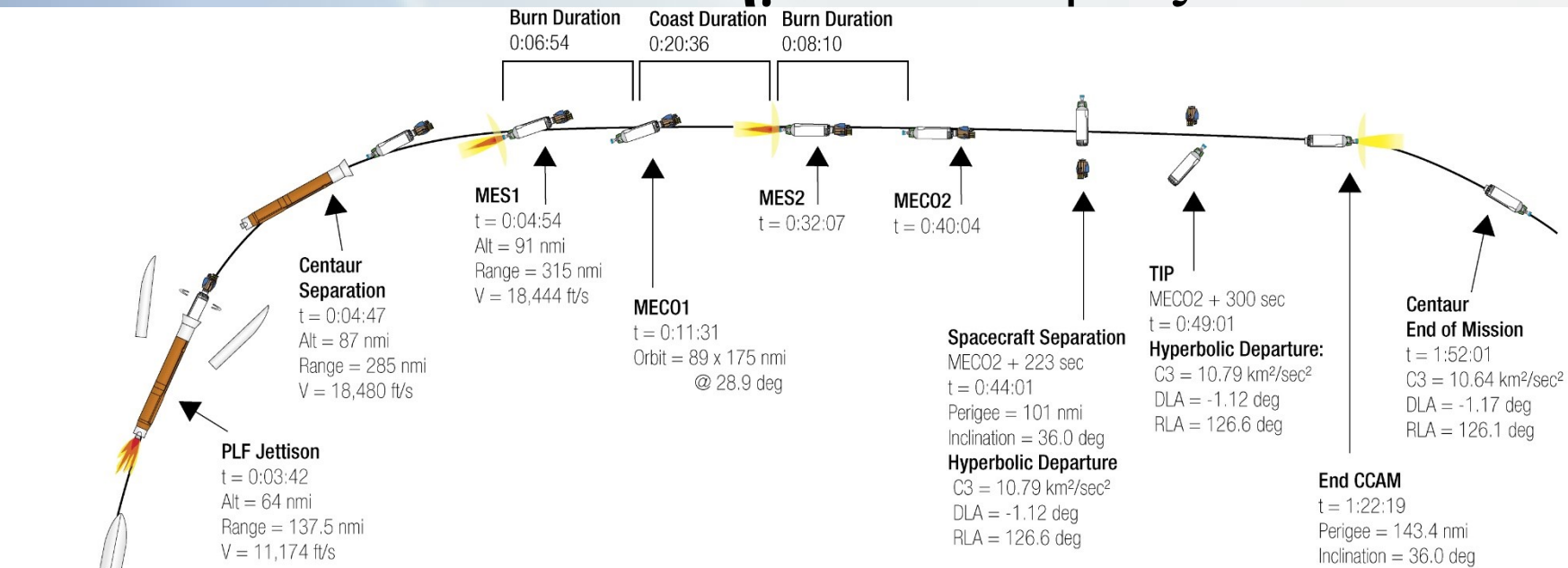
Ταξιδιωτικός κύκλος ενός σύγχρονου διαστημικού σκάφους



Ταξιδιωτικός κύκλος ενός σύγχρονου διαστημικού σκάφους



Ταξιδιωτικός κύκλος ενός σύγχρονου διαστημικού σκάφους



Launch:

Flight Azimuth: 97.0 deg

Orbit at Spacecraft Separation:

Perigee Altitude: 100.6 nmi

Inclination: 36.0 deg

Hyperbolic Departure:

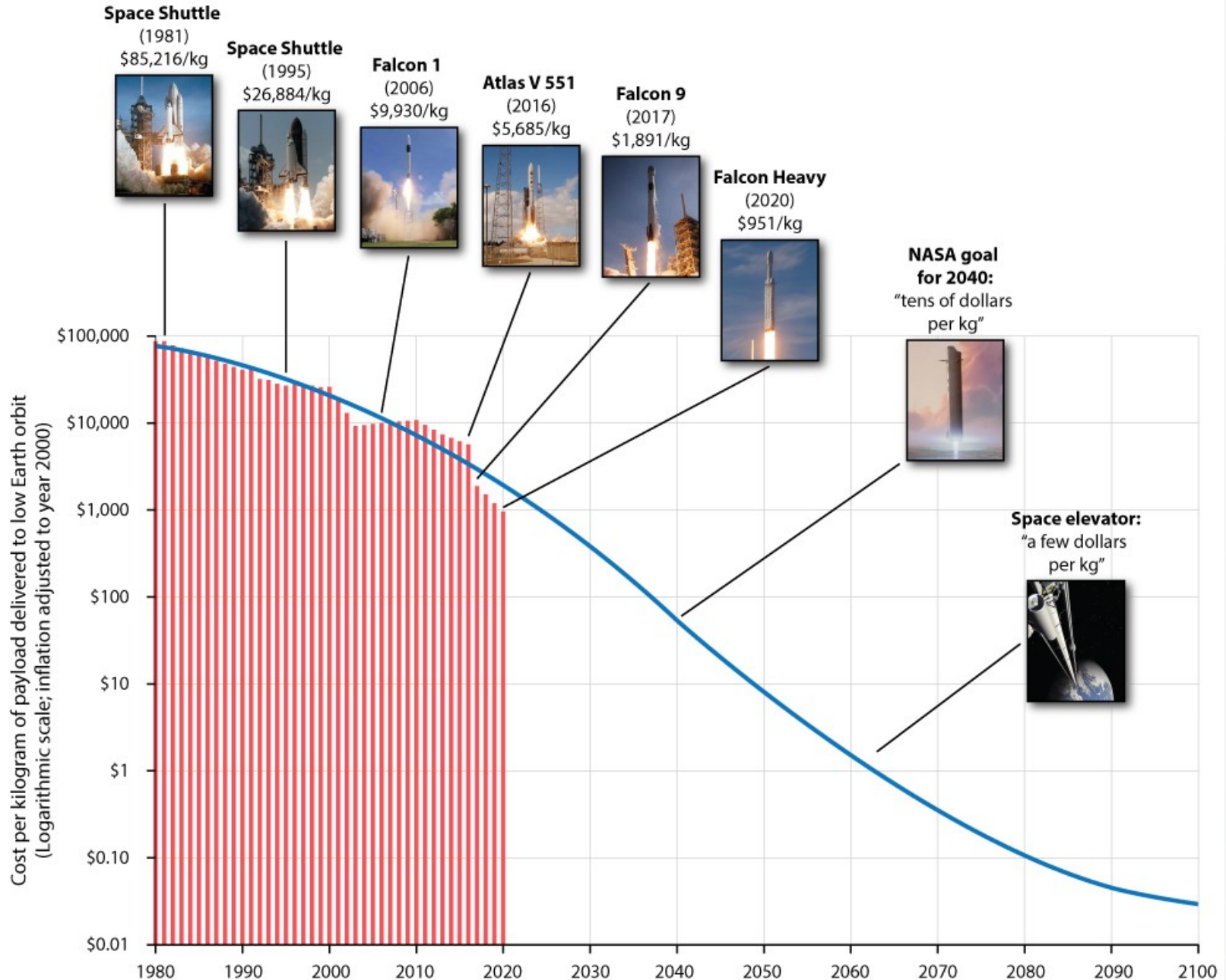
C3: $10.78 \text{ km}^2/\text{sec}^2$

DLA: -1.12 deg

RLA: 126.6 deg

Approximate Values

Κόστος Τροχοθέτησης Οχήματος



Προβλήματα για εξάσκηση (Σειρά 1^η)

1.1 Η μηχανή ενός διαστημοπλοίου εκτοξεύει από το ακροφύσιο μάζα προωθητικού με ρυθμό 30 kg/s και με ταχύτητα 3,100 m/s. Η πίεση στην έξοδο του ακροφυσίου είναι 5 kPa και η επιφάνεια εξόδου 0.7 m². Πόση είναι η ώση του διαστημοπλοίου στο κενό.

1.2 Το διαστημόπλοιο του προβλήματος 1.1 έχει αρχική μάζα 30,000 kg. Πόση είναι η μεταβολή της ταχύτητας (ΔV) αν η μηχανή του (προωθητικό σύστημα) λειτουργήσει για ένα λεπτό.

1.3 Η τελική μάζα ενός διαστημοπλοίου είναι 75,000 kg και η ενεργός ταχύτητα εκτόξευσης των καυσαερίων της μηχανής του είναι 3,100 m/s. Πόσο προωθητικό πρέπει να μεταφέρει αν το προωθητικό του σύστημα πρέπει να παράξει διαφορά ταχύτητας (ΔV) 700 m/s?

1.4 Ένα διαστημόπλοιο 5,000 kg είναι σε γήινη τροχιά και κινείται με ταχύτητα 7,790 m/s. Από την κατάσταση αυτή η μηχανή του λειτουργεί για να το επιταχύνει σε μια ταχύτητα 12,000 m/s για να το μεταφέρει σε τροχιά διαφυγής. Η μηχανή του διαστημοπλοίου εκτοξεύει από το ακροφύσιο μάζα προωθητικού με ρυθμό 10 kg/s με ενεργό ταχύτητα 3,000 m/s. Υπολογίστε το χρονικό διάστημα λειτουργίας της μηχανής (χρόνος καύσης προωθητικού συστήματος).

1.5 Η μηχανή ενός πυραύλου παράγει ώση 1,000 kN στο επίπεδο της θάλασσας με ροή προωθητικού 400 kg/s. Υπολογίστε την ειδική ώθηση.