

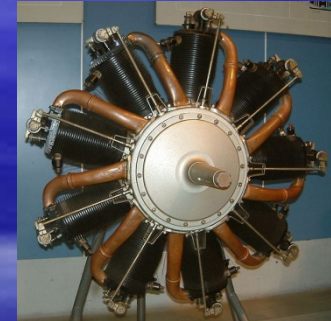
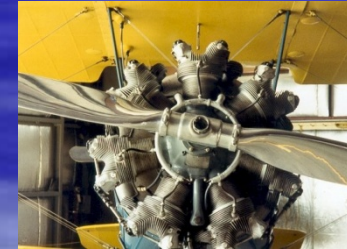
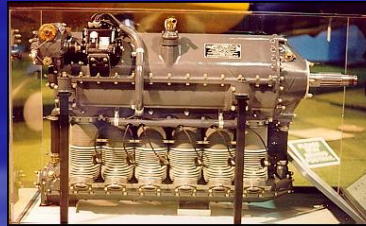
# Κινητήρες Αεροσκαφών & Διαστημοπλοίων: παρελθόν- παρόν και μέλλον

Νίκος Ζαφειρίου-Γυπαράκης  
Αεροναυπηγός Μηχανικός

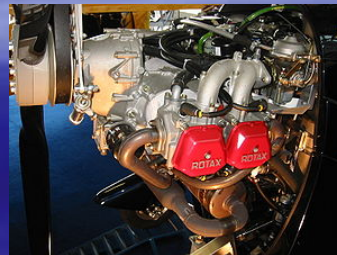
**E-mail** [yipazafeir@yahoo.gr](mailto:yipazafeir@yahoo.gr)  
Κiv 6977 703060

# Πρώτα Βήματα: Ελικοφόρα αεροσκάφη

- Μηχανές Εσωτερικής Καύσεως
- Εμβολοφόροι κινητήρες (Ελικοφόρα Α/φη)
  - Εν σειρά
  - Εγκάρσια διάταξης
  - Αστεροειδείς
  - Περιστροφικοί
  - Τύπου V

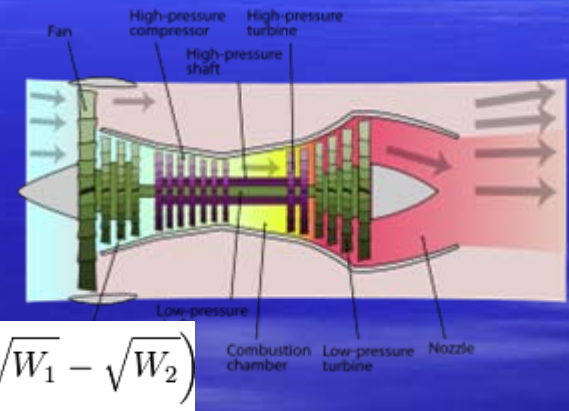
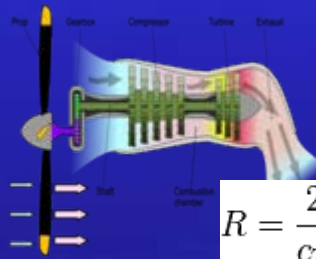


$$R = \frac{\eta_j C_L \ln \frac{W_1}{c_p C_D W_2}}{c_p C_D W_2}$$



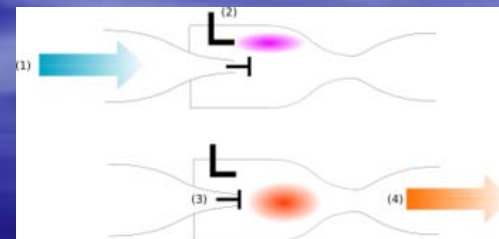
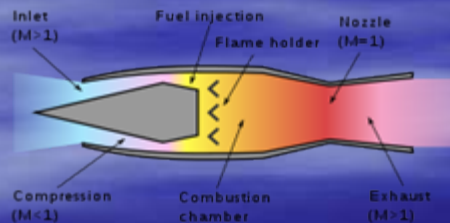
# Εξέλιξη: Αεροσκάφη Jet

- Κινητήρες Αντιδράσεως-ενδοατμοσφαιρικές πτήσεις
- Στροβιλοκινητήρες (turbojet)
- Ελικοστροβιλωθές (turboprop)
- Στροβιλοκινητήρες διπλής ροής (turbofan)



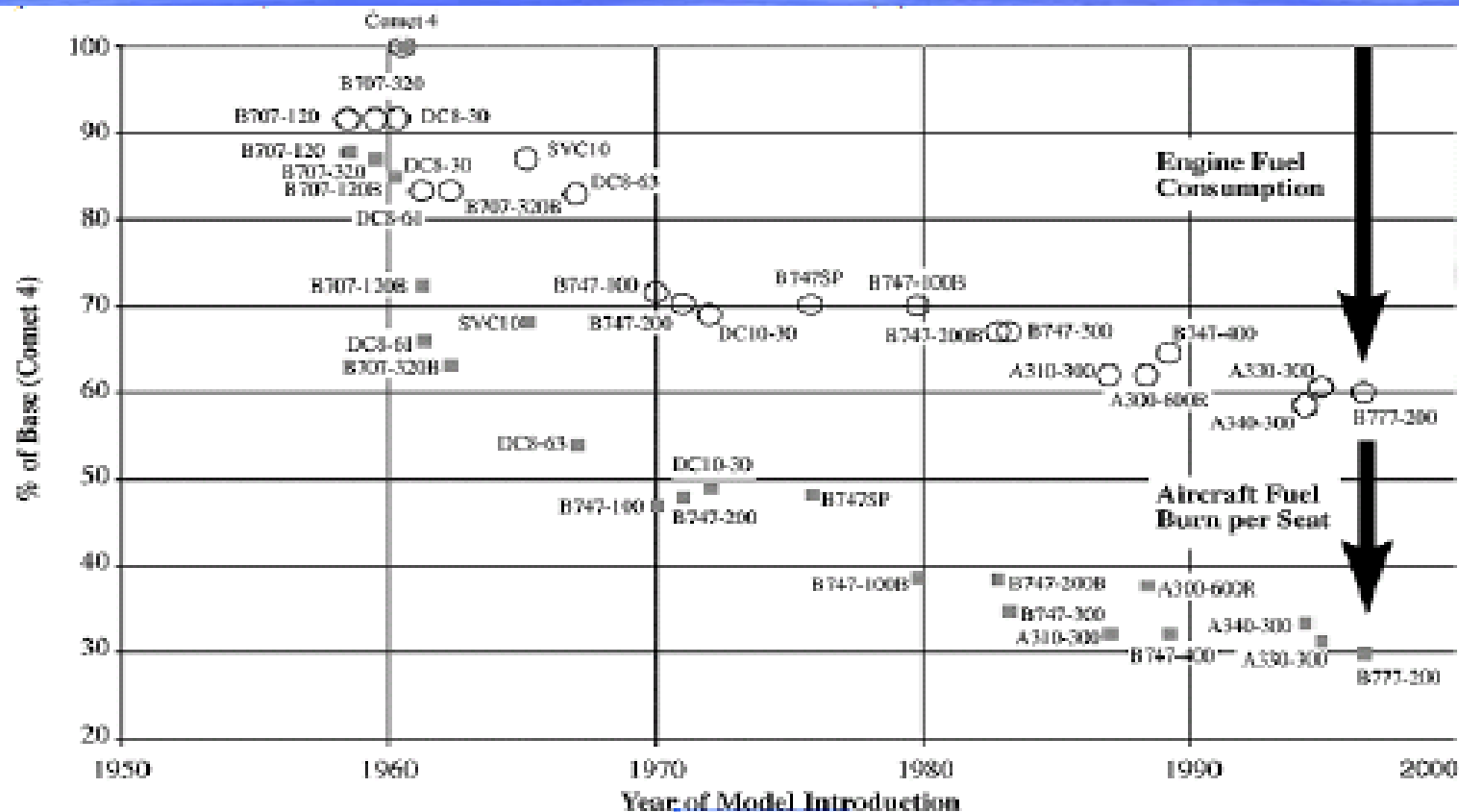
$$R = \frac{2}{c_T} \sqrt{\frac{2 C_L}{S \rho C_D^2}} (\sqrt{W_1} - \sqrt{W_2})$$

- Αυλωθές (ramjet & scramjet)
- Παλμωθές (pulsejet)

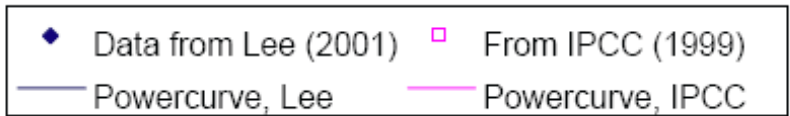
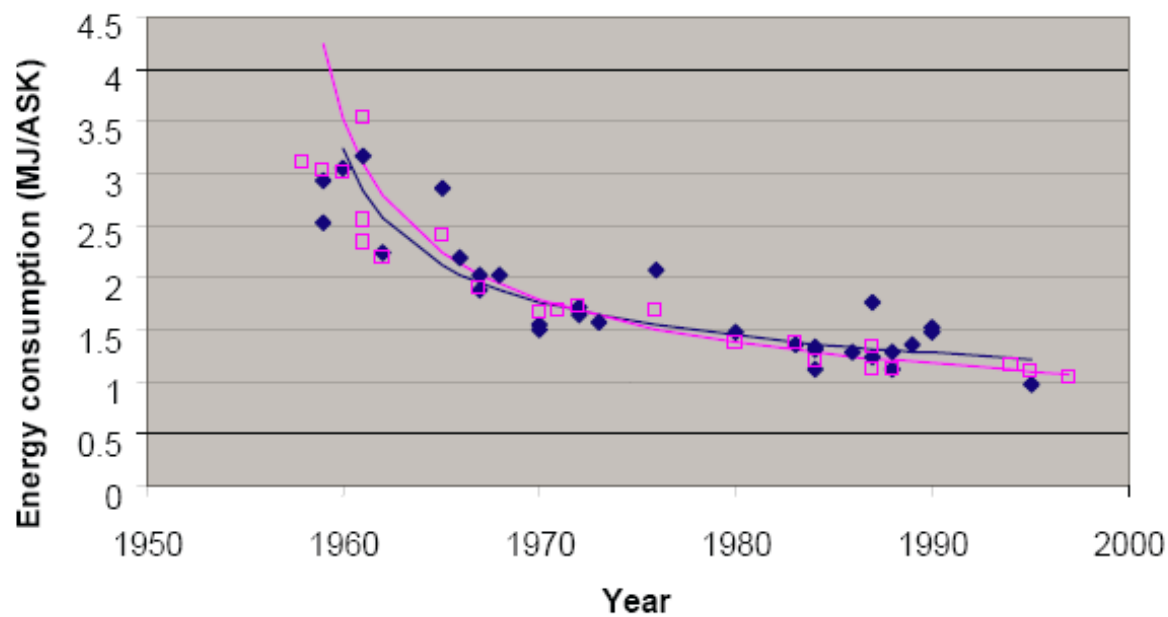


# Σύγκριση κινητήρων

- Βαθμός απόδοσης
- Ισχύς ανά μοναδα μάζας
- Ειδική κατανάλωση καυσίμου
- Δαπανώμενη ενέργεια ανά διαθέσιμη θέση ανά χιλιόμετρο



## Aircraft energy efficiency data sets compared



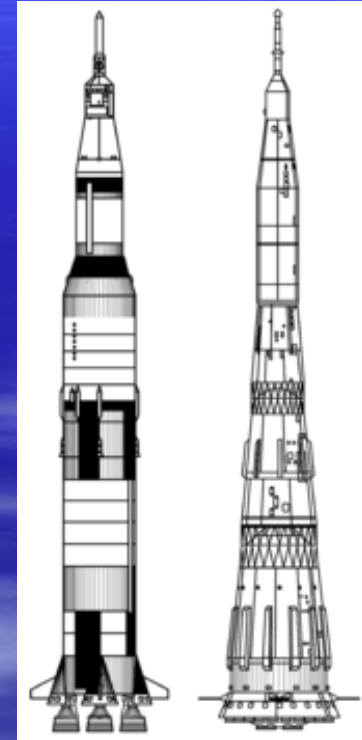
# Διαστημικές πτήσεις

- Κινητήρες αντιδράσεως: Πυραυλικοί κινητήρες
- Ειδική ώθηση,  $I_{sp}$
- Υγρών Καυσίμων
  - LOX + Βενζίνη
  - LOX + RP 1

$I_{sp}$  = η διαφορά στην ορμή που προκύπτει ανά μονάδα χρησιμοποιούμενου προωθητικού

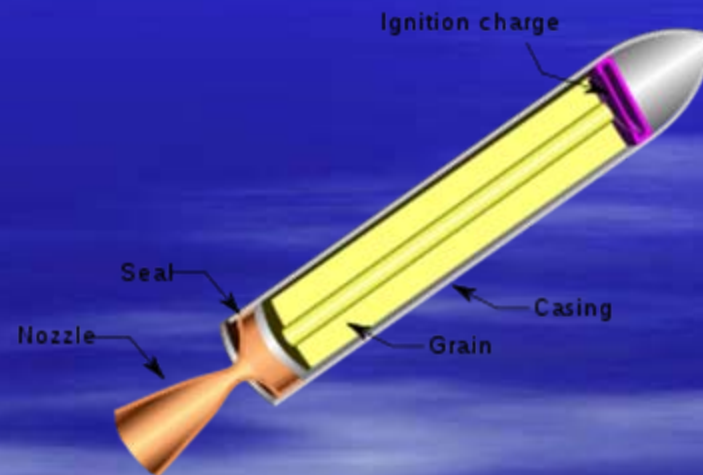
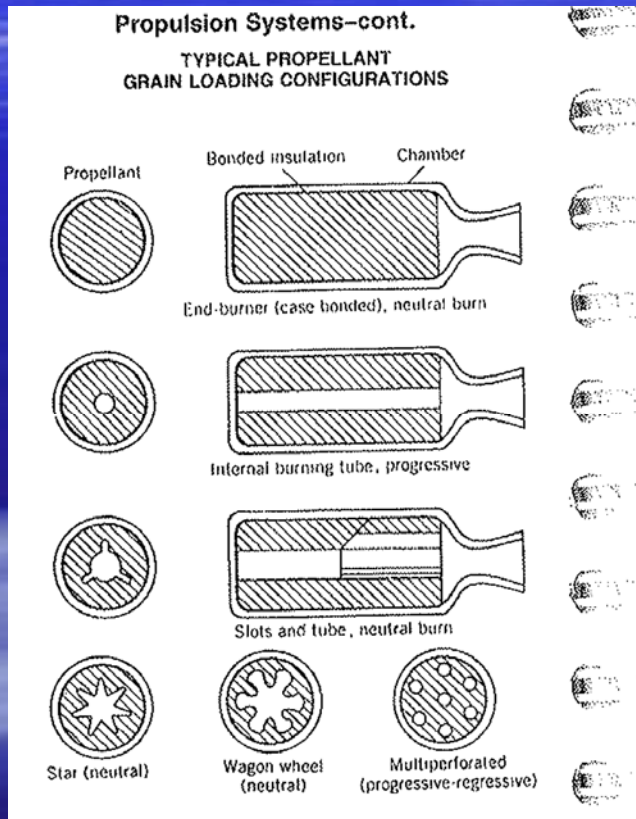


# Υγρών καυσίμων



# Πυραυλικοί κινητήρες

## ■ Στερεών Καυσίμων



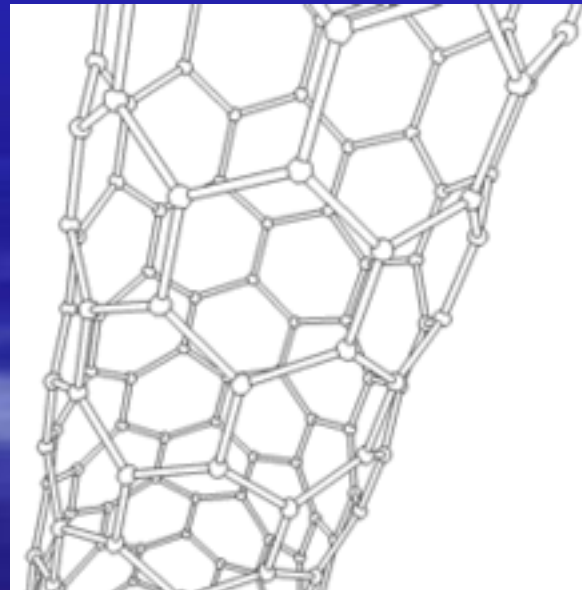
# Πυραυλικοί κινητήρες

- Στερεών Καυσίμων



# Εναλλακτικές μέθοδοι

## ■ Διαστημικός Ανελκυστήρας



# Βασικές εξισώσεις

$$g = -K \cdot M/r^2 + r \cdot \omega^2$$

$$g_0 = K \cdot M/r_0^2$$

$$\Rightarrow K \cdot M = g_0 \cdot r_0^2$$

$$0 = - (g_0 \cdot r_0^2) / r_1^2 + r_1 \cdot \omega^2$$

$$r_1 = (g_0 \cdot r_0^2 / \omega^2)^{1/3}$$

$$\sigma \cdot dS = g \cdot \rho \cdot S \cdot dr$$

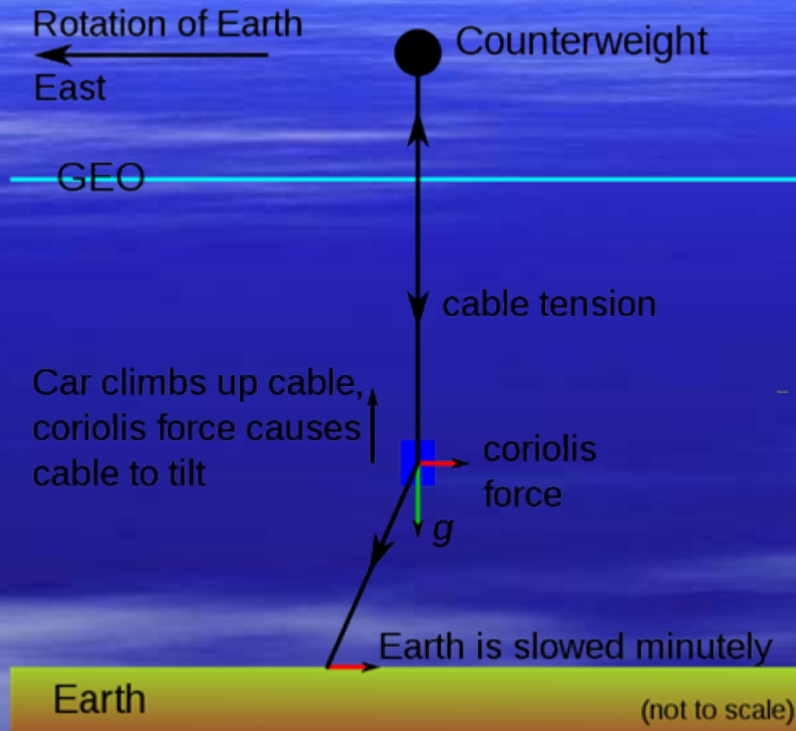
$$[\ln(S)]_{S_1}^{S_0} = \rho / \sigma [K \cdot M / r + r^2 \cdot \omega^2 / 2]_{r_1}^{r_0}$$

$$x = r_0 \omega^2 / g_0$$

$$\ln [S_0 / S_1] = \rho / \sigma \cdot g_0 r_0 \cdot (1 + x/2 - (3/2) \cdot x^{1/3})$$

$$\Rightarrow S_0 = S_1 \cdot e^{\rho / \sigma \cdot g_0 r_0 \cdot (1 + x/2 - (3/2) \cdot \sqrt[3]{x})}$$

# Εναλλακτικές Μέθοδοι – χαμηλότερο κόστος



# Πυραυλικοί Κινητήρες

- Στερεών καυσίμων
- Υγρών καυσίμων
  - Μονο προωθητικοί
  - Διπλού προωθητικού υγρού
  - Διτού τύπου
  - Τριπλού προωθητικού υγρού
  - Υβριδικού τύπου
  - Αυλωθητές-αεριοβοηθούμενου τύπου

# Συγκριτικά Στοιχεία

Τύπος	Περιγραφή	Πλεονεκτήματα	Μειονεκτήματα
Στερεών καυσίμων (200-410)	Αναφλέξιμο στερεό καύσιμο μίγμα με οξειδωτικό με κεντρικό διάκενο έως το ακροφύσιο	Απλοί χωρίς κινούμενα μέρη με σχετικά χαμηλό κλάσμα μάζης και καλή ειδική ώση / δυνατός ο σχεδιασμός του χρονικού προφίλ της ώσης μέσω σχήματος διάκενου	Μετά την εκκίνηση δύσκολο να σβήσουν / αδύνατος η αυξομείωσή τους επί πραγματικού $t$ / χαμηλότερη απόδοση & χαμηλότερη ειδική ώση των Υγρ. Καυσ. / παρουσία ρωγμών έχει καταστροφικές συνέπειες / δυσκολότερη αναγώμωση
Υγρών καυσίμων			
Μονο Προωθητικοί (180-225)	Π.χ., υδραζίνη, υπεροξειδίο του υδρογόνου ή οξειδίο του αζώτου καταλύεται μέσω εξώθερμου καύσης σε θερμά καυσαέρια στο ακροφύσιο	Σχετικά απλής σχεδίασης / δυνατότητα αυξομείωσης ισχύος / χαμηλές σχετικά $T_s$ στο θάλαμο καύσης	Εύκολη αλλοίωση καταλυτών / συνεπάγεται επικίνδυνη έκρηξη μονο προωθητικών / χαμηλή ειδική ώση
Διπλού προωθητικού (200-410)	Δύο τύπων υγρά καύσιμα εγχύονται στον θάλαμο καύσης όπου αναφλέγονται	Μεγάλου βαθμού απόδοσης / δυνατότητα αυξομείωσης ισχύος / άριστος έλεγχος ανάμιξης / σε συνδυασμό με πιεστικές αντλίες, Πολύ μικρές δεξαμενές	Υψηλότατου κόστους αντλίες / τεράστια θερμική ροή στο θάλαμο καύσης / πολύπλκες υδραυλικές σωληνώσεις

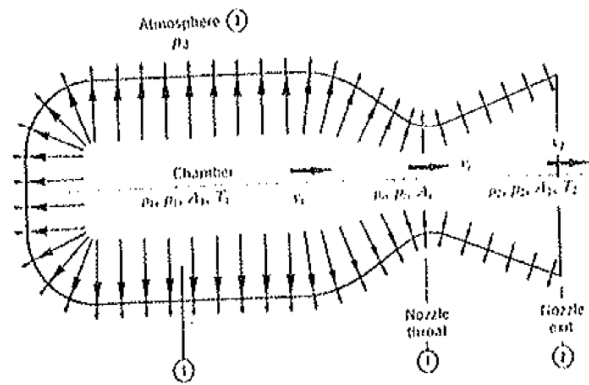
# Συγκριτικά Στοιχεία

Τύπος	Περιγραφή	Πλεονεκτήματα	Μειονεκτήματα
-------	-----------	---------------	---------------

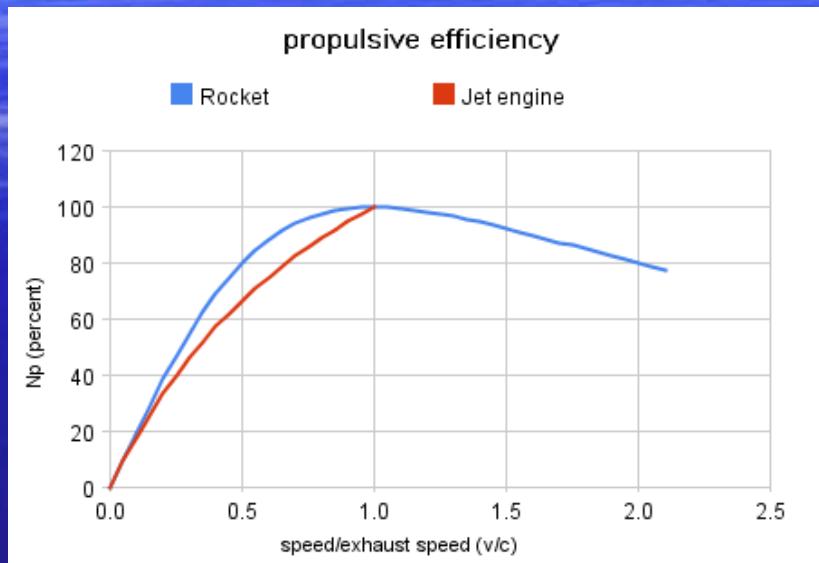
Διπού τύπου	Αρχικά ως διπλού προωθητικού, μετά ως μονοπρωθητικοί	Απλά συστήματα & ευχέρεια ελέγχου	Χαμηλότερος βαθμός απόδοσης από τα Διπλού προωθητικού
Τριπλού προωθητικού	Είτε Τρία είδη καυσίμων + LOX, π.χ., λίθιο / υδρογόνο / φθόριο Είτε υδρογόνο / υδρογονάνθρακες που εναλλάσσονται με την καύση με LOX	Μειώνει το βάρος απογείωσης / συνδυάζουν καλό λόγο βάρους – ώσης με μέσης τιμής Isp / Αυξάνουν φορτίο εκτοξεύσιμο από την γη	Παρόμοια προβλήματα με τους διπλο προωθητικούς αλλά με ακόμη περισσότερες υδραυλικές σωληνώσεις
Ηλεκτροστατικοί Ιόντων  1200- 5000	Αέριο Ξένο ιονίζεται μέσω βομβαρδισμού $e^-$ / τα θετικά ιόντα διαπερνούν 2-3 πολλαπλά διαφράγματα με επιτάχυνση κάθε φορά / έτσι δημιουργείται Ώση	Πολύ υψηλή Isp	Χαμηλή Ώση, κατάλληλοι μόνο για διαπλανητικές αποστολές
Πυρηνικής Σχάσης > 900	H <sub>2</sub> διέρχεται μέσω αντιδραστήρα ώστε να αυξηθεί η T	Υψηλή Isp, λόγος Ώσης / Βάρους >1	Θερμοκρασιακοί περιορισμοί στα υλικά, ραδιενέργεια πιθανώς εκλύεται στα καυσαέρια, βαριά πυρηνική θωράκιση, ακατάλληλοι για εκτόξευση απ τη γη

### Propulsion Systems-cont.

#### SUMMARY OF KEY EQUATIONS FOR IDEAL ROCKETS

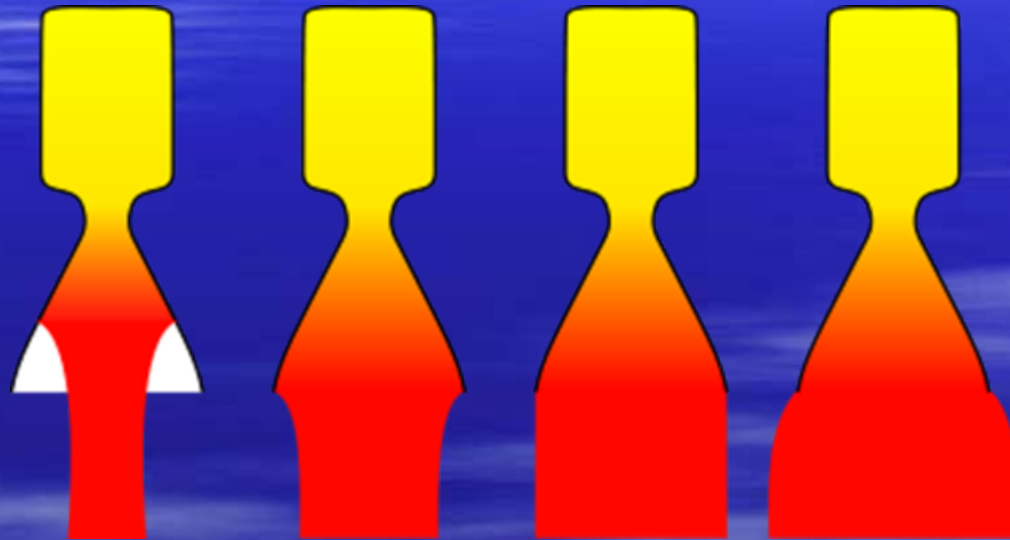


# Βαθμός Απόδοσης



$$\eta_p = \frac{2\frac{v}{c}}{1 + \left(\frac{v}{c}\right)^2}$$

# Καυσαέρια Ώσης



# Πυραυλικοί Κινητήρες

