



**ΔΙΔΡΥΜΑΤΙΚΟ ΠΡΟΓΡΑΜΜΑ  
ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΩΝ ΣΠΟΥΔΩΝ  
ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΕΣ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΕΣ,  
ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ και ΥΠΗΡΕΣΙΕΣ**

**M802 Fundamentals of Satellite Systems &  
Subsystems**

**Διάλεξη 11  
Υποσύστημα Θερμικού Ελέγχου  
17.1.23**

**Καθ. Β. Λάππας**

**Email: [vlappas@upatras.gr](mailto:vlappas@upatras.gr)**



**ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ  
ΠΑΤΡΩΝ**  
UNIVERSITY OF PATRAS



ΕΛΛΗΝΙΚΗ ΔΗΜΟΚΡΑΤΙΑ  
Εθνικόν και Καποδιστριακόν  
Πανεπιστήμιον Αθηνών

— ΙΔΡΥΘΕΝ ΤΟ 1837 —



# Πρόγραμμα

- **Εβδομάδα 1:** Εισαγωγή στην Διαστημική. Ιστορία του Διαστήματος. Διαστημικές Αποστολές, οικονομία του Διαστήματος.
- **Εβδομάδα 2:** Διαστημικό Περιβάλλον, Ταχύτητα Διαφυγής
- **Εβδομάδα 3/4:** Διαστημικοί Φορείς, Εξίσωση Tsiolkovsky
- **Εβδομάδα 5-6:** Υποσυστήματα Δορυφόρων – Προσδιορισμός/Υπολογισμός Προσανατολισμού I, II
- **Εβδομάδα 7/8:** Τροχιακή Μηχανική
- **Εβδομάδα 9:** Υποσυστήματα Δορυφόρων – Δομές και Μηχανισμοί
- **Εβδομάδα 10:** Υποσυστήματα Δορυφόρων – Ισχύς και Αποθήκευσης/Διανομής Δεδομένων
- **Εβδομάδα 11:** Υποσυστήματα Δορυφόρων – Θερμικής Προστασίας, Τηλεπικοινωνιών/Ζεύξεων



# Εισαγωγή

- Σε αυτήν την ενότητα θα:
  - αναθεωρήσετε τη φυσική της μεταφοράς θερμότητας.
  - Περιγράψετε ένα θερμικό μοντέλο διαστημικού σκάφους.
  - μελετήσετε τεχνικές θερμικού ελέγχου.
  - εξετάσετε την επαλήθευση θερμικού σχεδιασμού.

# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

Η ανάγκη για θερμικό σχεδιασμό:

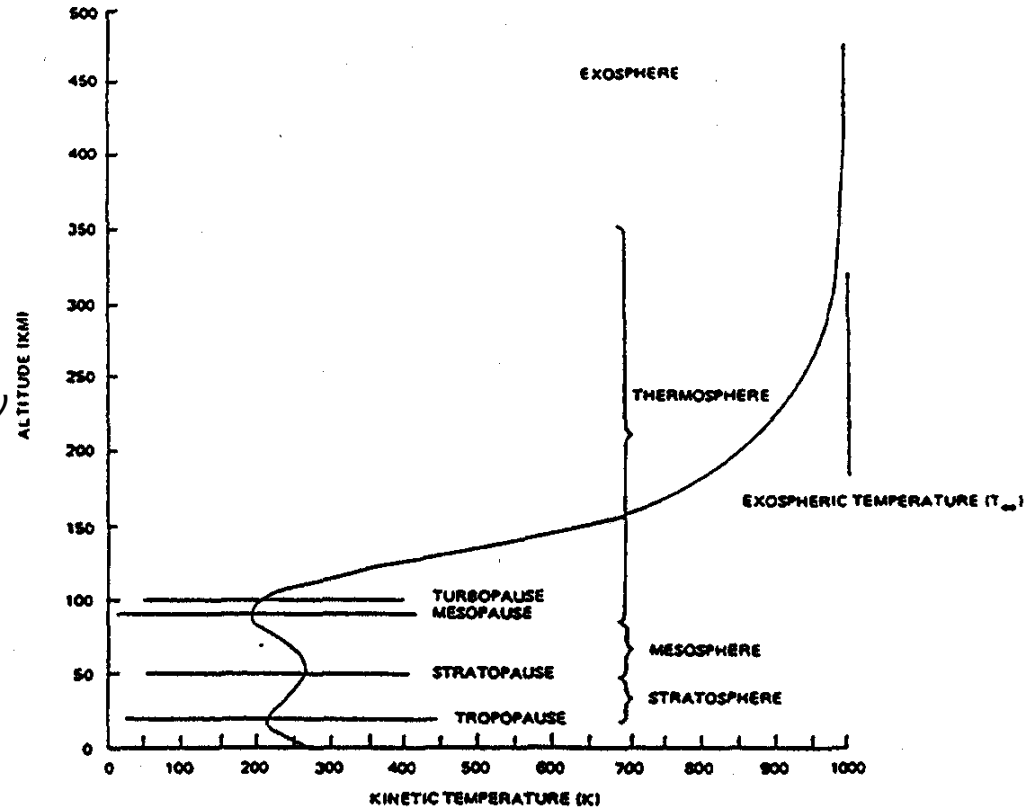
- Στη Γη, τα αντικείμενα λειτουργούν σε σχετικά «ήπιο» θερμικό περιβάλλον.
- Η μεταφορά θερμότητας πραγματοποιείται μέσω ενός ή περισσότερων τρόπων
  - ΑΓΩΓΙΜΟΤΗΤΑ (όταν τα αντικείμενα βρίσκονται σε άμεση επαφή)
  - ΣΥΝΑΓΩΓΗ (π.χ με κίνηση ενός υγρού)
  - ΑΚΤΙΝΟΒΟΛΙΑ (με την ανταλλαγή ηλεκτρομαγνητικής ακτινοβολίας - φωτονίων)
- Η διαδικασία μεταφοράς θερμότητας συνήθως οδηγεί σε αλλαγή της θερμοκρασίας ενός αντικειμένου - την οποία μπορούμε να μετρήσουμε και την οποία συχνά θέλουμε να ελέγξουμε.

## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Τα όρια θερμοκρασίας για τυπικά μέρη του διαστημικού σκάφους είναι:
  - Ηλεκτρονικός εξοπλισμός (τυπικός, λειτουργικός)  $0^{\circ}\text{C}$  έως  $+70^{\circ}\text{C}$
  - Ηλεκτρονικός εξοπλισμός (MILSPEC)  $-55^{\circ}\text{C}$  - έως  $+125^{\circ}\text{C}$
  - Μπαταρία (NiCad Cells)  $0^{\circ}\text{C}$  έως  $+20^{\circ}\text{C}$
  - Καύσιμο ελέγχου προσανατολισμού (υδραζίνη - $\text{N}_2\text{H}_4$ )  $+9^{\circ}\text{C}$  έως  $+40^{\circ}\text{C}$
  - Μηχανισμοί ρουλεμάν  $-45^{\circ}\text{C}$  έως  $-65^{\circ}\text{C}$
  - Ηλιακά κύτταρα (τυπικά)  $-60^{\circ}\text{C}$  έως  $-60^{\circ}\text{C}$
- Ο στόχος της διαδικασίας θερμικής σχεδίασης είναι να διασφαλιστεί ότι όλα τα εξαρτήματα λειτουργούν εντός κατάλληλων ορίων θερμοκρασίας, λαμβάνοντας υπόψη όλα τα πιθανά θερμικά περιβάλλοντα που μπορεί να συναντήσει το διαστημικό σκάφος.

# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

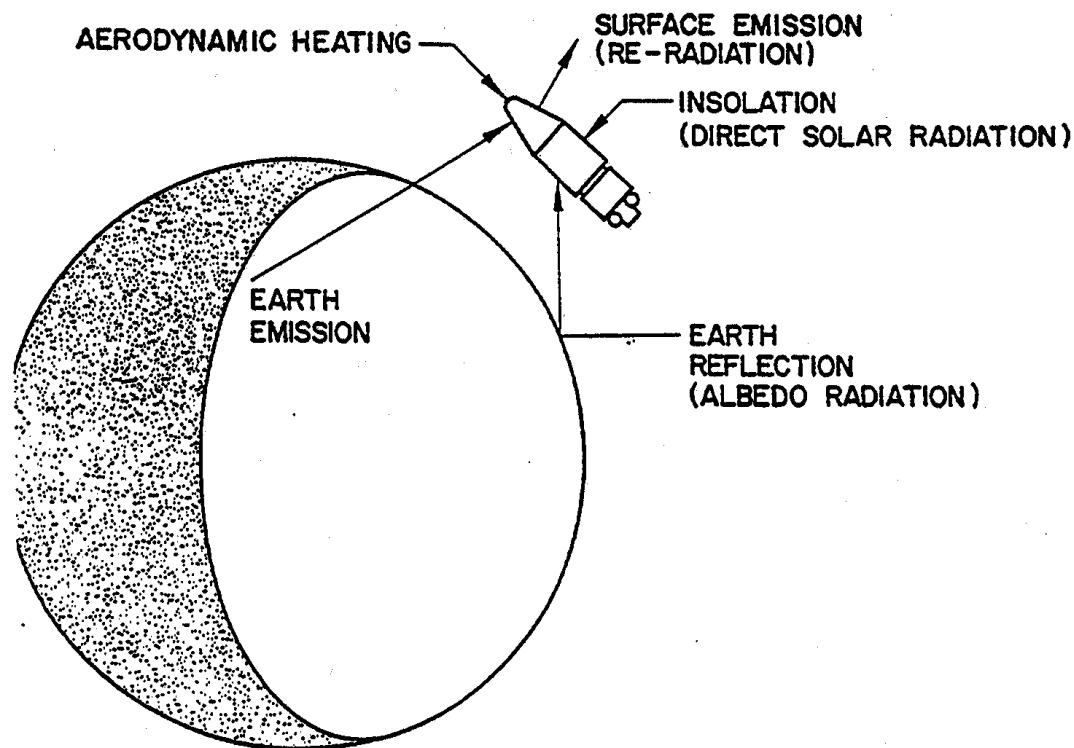
- Παράγοντες που ελέγχουν τη θερμοκρασία:
  - Στο διάστημα κοντά στη Γη, η θερμοκρασία της εναπομένουσας ατμόσφαιρας (εξώσφαιρας) είναι  $\sim 1000\text{ K}$  ( $\sim 730\text{ }^\circ\text{C}$ ).
  - Ωστόσο, το διαστημικό σκάφος δεν θα επιτύχει θερμική ισορροπία με την ατμόσφαιρα, καθώς η ελεύθερη μέση διαδρομή των σωματιδίων της ατμόσφαιρας είναι πολύ μεγαλύτερη από τις διαστάσεις του διαστημικού σκάφους
  - Η μεταφορά θερμότητας γίνεται με ακτινοβολία.



Mean Atmospheric Temperature as a Function of Altitude

# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Θερμικό περιβάλλον διαστημικού σκάφους



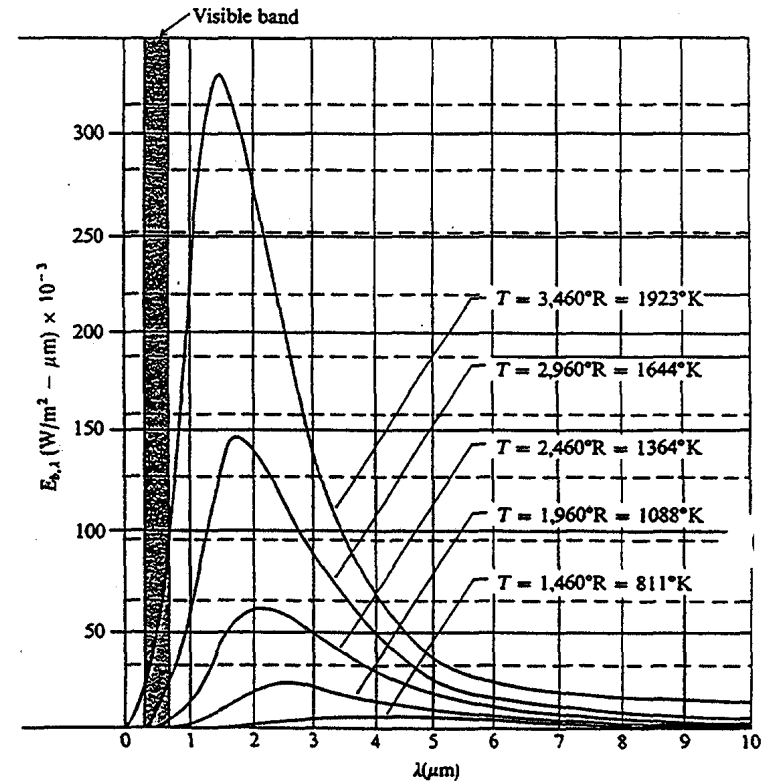
Λευκαύγεια/ανακλαστικότητα Γης



# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Ακτινοβολία μέλανος σώματος (Blackbody):

- Η ακτινοβολία που εκπέμπεται από ένα σώμα είναι συνάρτηση της απόλυτης θερμοκρασίας του.
- Η καμπύλη Planck περιγράφει την ακτινοβολία (ισχύς ανά μονάδα εμβαδού ανά μονάδα μήκους κύματος) ενός τέλει μέλανος σώματος (Blackbody) ως συνάρτηση της θερμοκρασίας.
- Το φάσμα δείχνει μέγιστη εκπομπή σε μήκος κύματος που δίνεται από τον νόμο του Wien:
- $\lambda_{peak} T = 2890 [\mu m K]$





# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Νόμος Stefan-Boltzmann:

- Εάν ολοκληρώσουμε τη συνάρτηση Planck σε όλα τα μήκη κύματος (δηλαδή βρούμε την περιοχή κάτω από την καμπύλη), τότε βρίσκουμε τη συνολική ισχύ που εκπέμπεται από ένα μέλαν σώμα ανά μονάδα περιοχής. Το αποτέλεσμα είναι εξαιρετικά απλό:

$$E_b(T) = \sigma T^4 [W m^{-2}]$$

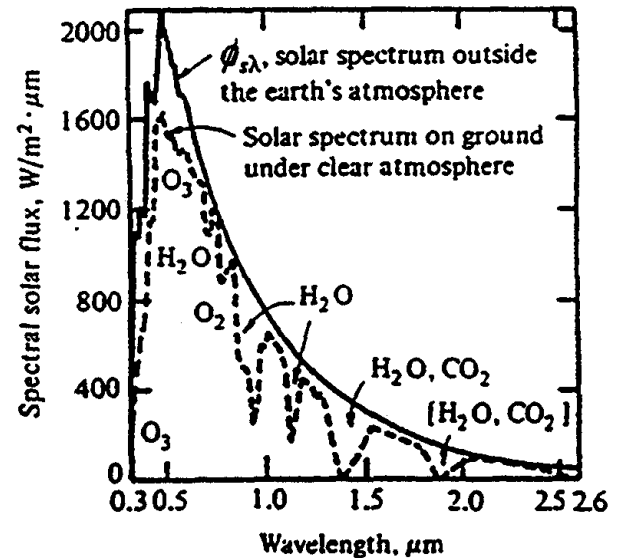
- όπου:  $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} W m^{-2} K^{-4}$  (σταθερά Stefan-Boltzmann)
- Εάν η θερμοκρασία της επιφάνειας του σώματός σας είναι  $\sim 300K$  ( $27^\circ C$ ) - τότε έχετε μέγιστη εκπομπή στα  $9,7 \text{ nm}$  (υπέρυθρη) και ακτινοβολείτε  $459 W$  για κάθε  $m^2$  της περιοχής του σώματός σας.
- Ευτυχώς, το δωμάτιο εκπέμπει επίσης θερμότητα σε εσάς.
- Εάν το δωμάτιο είναι στους  $\sim 20^\circ C$ , τότε έχετε καθαρή απώλεια μόνο  $\sim 0.1-0.2 \text{ mW}$  ανά  $m^2$  λόγω ακτινοβολίας.

# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Ηλιακό Φάσμα:
  - Ο Ήλιος δίνει μια πυκνότητα ισχύος (ροή)  $\phi = 1353 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}$ , μετρούμενη ακριβώς πάνω από την ατμόσφαιρα της Γης (μάζα αέρα = μηδέν) στη μέση απόσταση της Γης από τον Ήλιο (1 AU - αστρονομική μονάδα).
  - Αυτή η ροή πρέπει να προσπίπτει σε περιοχή ίση με αυτή μιας σφαίρας με ακτίνα  $\alpha = 1 \text{ AU} = 1.469 \times 10^{11} \text{ m}$ .
  - Αυτή η δύναμη προήλθε από την ηλιακή επιφάνεια, μια σφαίρα ακτίνας  $r = 6.9598 \times 10^8 \text{ m}$ .

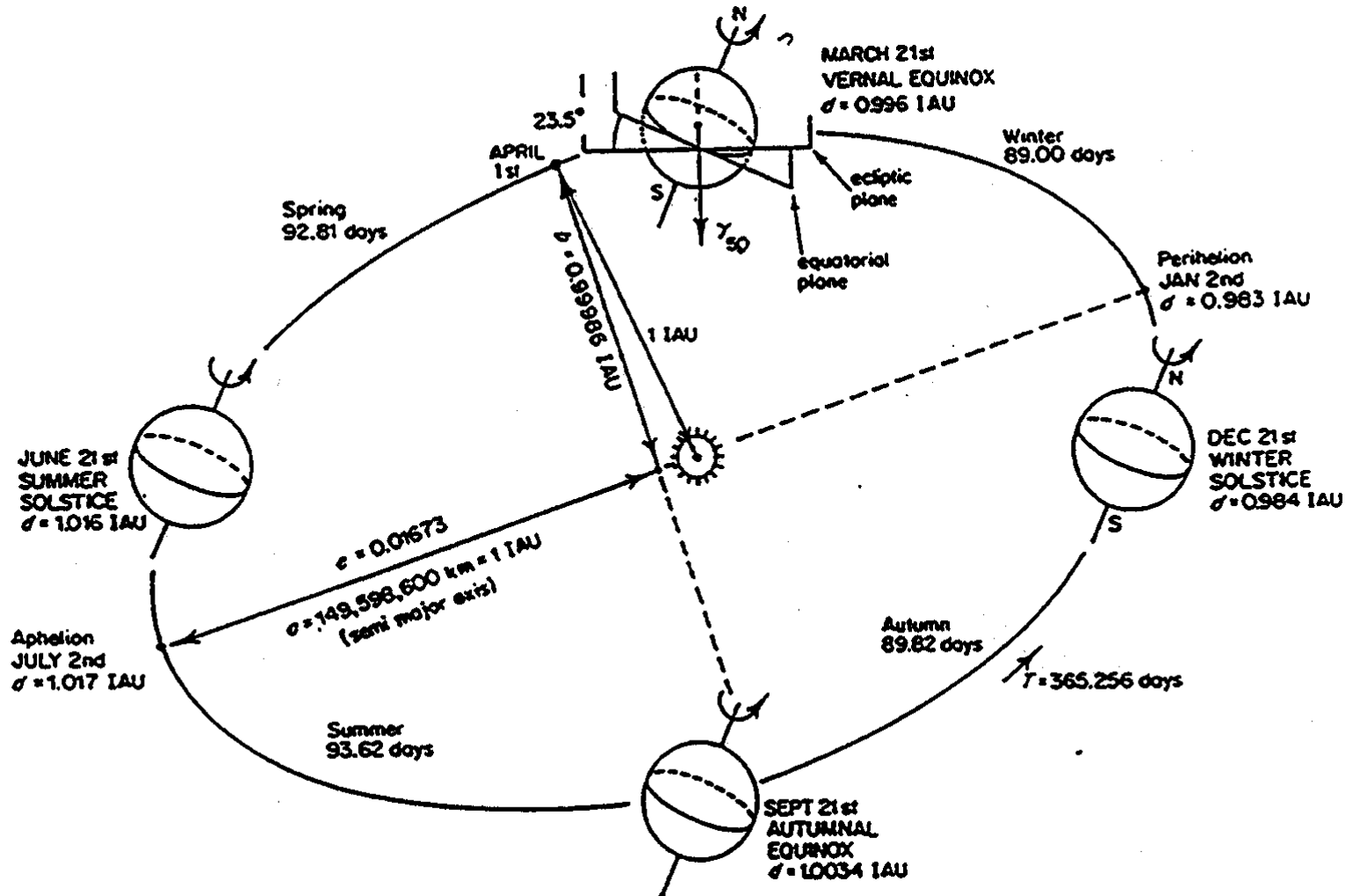
- Έτσι, η θερμοκρασία μέλανος σώματος της ηλιακής επιφάνειας δίνεται από:

$$\phi = 1353 = \left(\frac{r}{\alpha}\right)^2 \sigma T^4 \Rightarrow T \sim 5800 \text{ K}$$



# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Η τροχιά της Γης γύρω από τον Ήλιο:





## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Ικανότητα εκπομπής:
  - Η φασματική ημισφαιρική ικανότητα εκπομπή είναι η αναλογία της πραγματικής ακτινοβολίας ενός σώματος (επίσης γνωστή ως ροή φασματικής ακτινοβολίας),  $q_\lambda$  προς την ακτινοβολία ενός μέλανος σώματος (επίσης γνωστή ως εκπεμπόμενη ακτινοβολία μέλανος σώματος),  $E_{b\lambda}$ , στην ίδια θερμοκρασία:
  - $\varepsilon_\lambda = q_\lambda(T)/E_{b\lambda}(T)$
  - Ο μέσος όρος σε όλα τα μήκη κύματος δίνει την ημισφαιρική εκπομπή,  $\varepsilon$  αλλιώς γνωστή και ως ικανότητα εκπομπής ή εκπομπή
  - Ικανότητα εκπομπής = 1 σημαίνει ότι το σώμα εκπέμπει ακτινοβολία τέλεια.
  - Η ικανότητα εκπομπής = 0 σημαίνει ότι δεν εκπέμπει καθόλου ακτινοβολία. Όλα τα πραγματικά αντικείμενα βρίσκονται κάπου στο ενδιάμεσο.

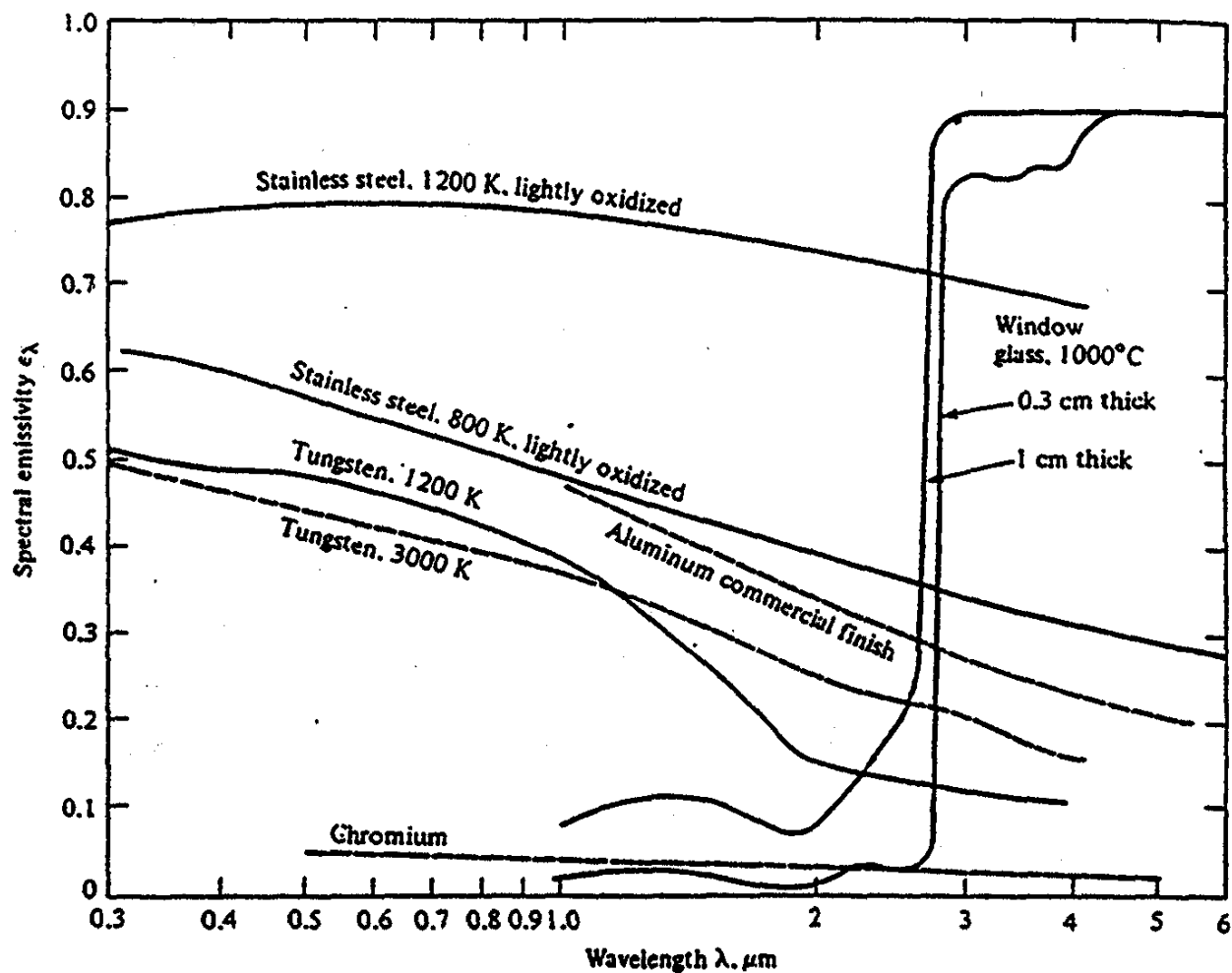


## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Ικανότητα εκπομπής:
  - Η εκπομπή χρησιμοποιείται ως συντελεστής βαρύτητας για τον υπολογισμό της ροής που εκπέμπεται από ένα αντικείμενο. Έτσι:
$$E_b = \sigma T^4 [W m^{-2}] \text{ (για μέλαν σώμα)}$$
$$E = \varepsilon \sigma T^4 [W m^{-2}] \text{ (για σώμα εκπομπής } \varepsilon)$$
  - Σε γενικές γραμμές, τα χρώματα, τα οργανικά υλικά και το γυαλί έχουν υψηλή εκπομπή (π.χ. μαύρο χρώμα,  $\varepsilon \sim 0,90$ , λευκό χρώμα,  $\varepsilon \sim 0,95$ ). τα γυαλισμένα μέταλλα έχουν χαμηλές εκπομπές (π.χ. ασήμι  $\varepsilon \sim 0,01$ , αλουμίνιο  $\varepsilon \sim 0,05$ ). τα οξειδωμένα μέταλλα έχουν υψηλότερα επίπεδα εκπομπής  $\varepsilon \sim 0,2$

# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

Ικανότητα εκπομπής / Εκπομπή:



## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Ικανότητα απορρόφησης:
  - Εάν το  $q_{\lambda}^i(T)$  είναι η ροή φασματικής ακτινοβολίας που προσπίπτει σε μια επιφάνεια, και
  - $q_{\lambda}^a(T)$  είναι η ποσότητα της ακτινοβολίας που απορροφάται, τότε η φασματική ημισφαιρική απορροφητικότητα,  $a_{\lambda}$  ορίζεται ως:

$$a_{\lambda} = q_{\lambda}^a(T)/q_{\lambda}^i(T)$$

- Ο μέσος όρος σε όλα τα μήκη κύματος δίνει την ημισφαιρική απορροφητικότητα,  $\alpha$ , αλλιώς γνωστή ως ικανότητα απορροφητικότητας ή απορροφητικότητα.
- Απορροφητικότητα = 1 σημαίνει ότι το σώμα απορροφά τέλεια την ακτινοβολία (απόλυτα μαύρο) ενώ απορροφητικότητα = 0 σημαίνει ότι δεν απορροφά καθόλου την ακτινοβολία - δηλαδή είναι απόλυτα ανακλαστικό ή απόλυτα διαφανές.



# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Ικανότητα Απορροφητικότητας:
- Η απορροφητικότητα χρησιμοποιείται ως συντελεστής βαρύτητας για τον υπολογισμό της ισχύος που απορροφάται από ένα αντικείμενο. Έτσι:  
$$Q_b = A_{projected} \varphi \quad [W] \text{ (για μέλαν σώμα)}$$
$$Q = a A_{projected} \varphi \quad [W] \text{ (για ένα σώμα απορροφητικότητας } a \text{) όπου}$$
$$A_{projected} = \eta \text{ περιοχή που προβάλλεται προς τη ροή, } \varphi.$$
- Τα χρώματα μπορούν να έχουν ένα ευρύ φάσμα απορροφητικότητας (π.χ. μαύρο χρώμα,  $\sim 0,95$ , λευκό χρώμα,  $\sim 0,2$ ); τα γυαλισμένα μέταλλα έχουν χαμηλή απορροφητικότητα (π.χ. ασήμι  $\alpha \sim 0,1$  · αλουμίνιο  $\alpha \sim 0,2$ ).
- Τα «χρωματισμένα μέταλλα» έχουν υψηλότερη απορροφητικότητα (π.χ. χρυσός  $\alpha \sim 0,5$ ).



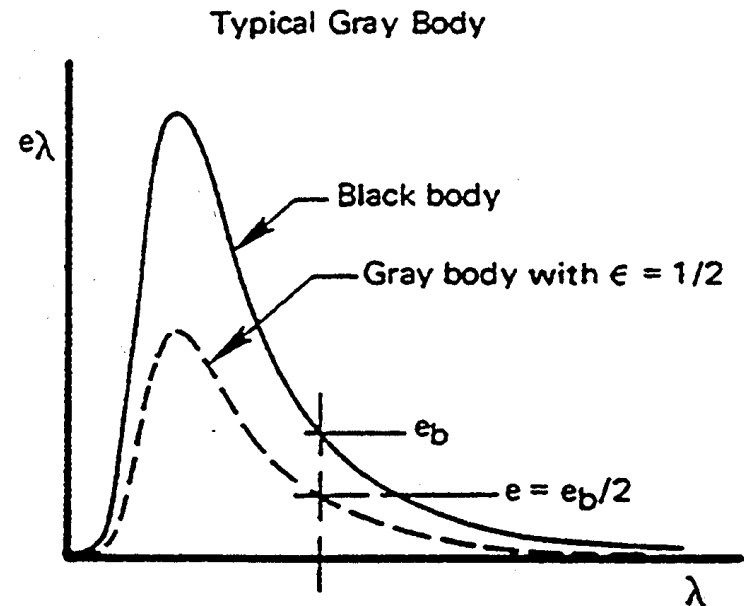
## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Ανακλαστικότητα / Διαπερατότητα:
  - Ένα αντικείμενο μπορεί να αντανακλά την ακτινοβολία κατοπτρικά (όπως ένας καθρέφτης). Διάχυτα (όπως ένα φύλλο λευκού χαρτιού), ή κάπου ενδιάμεσα. Για έναν διάχυτο ανακλαστήρα (Lambertian) μπορούμε να ορίσουμε την ημισφαιρική ανακλαστικότητα,  $\rho$ , με παρόμοιο τρόπο με την απορροφητικότητα - στην περίπτωση αυτή ο αριθμητής είναι η ποσότητα της ακτινοβολίας που ανακλάται.
  - Ομοίως, ένα αντικείμενο μπορεί να είναι ημιδιαφανές (όπως το γυαλί), και μπορούμε να ορίσουμε την ημισφαιρική διαπερατότητα,  $\tau$ , ομοίως, με τον αριθμητή τώρα την ποσότητα της ακτινοβολίας που μεταδίδεται.
    - Για ένα αδιαφανές αντικείμενο:  $\alpha + \tau = 1$
    - Για ένα ημιδιαφανές αντικείμενο:  $\alpha + \rho + \tau = 1$

## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

Γκρι σώμα:

- Στη θερμική ανάλυση, η παραδοχή του γκριζου σώματος γίνεται συχνά για την απλοποίηση του προβλήματος - δηλαδή, τα  $\alpha_\lambda, \epsilon_\lambda$ , κ.λπ., θεωρείται ότι είναι ομοιόμορφα στο εύρος ενδιαφέροντος του μήκους κύματος.
- Σύμφωνα με την υπόθεση του γκριζου σώματος, εφαρμόζεται ο Νόμος του Kirchhoff - δηλαδή  $\alpha = \epsilon$





## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

Ο νόμος του Kirchhoff:

- Αυτό δηλώνει ότι η φασματική ικανότητα εκπομπής για την εκπομπή ακτινοβολίας σε θερμοκρασία  $T$  είναι ίση με τη φασματική απορροφητικότητα για ακτινοβολία που προέρχεται από ένα μέλαν σώμα στην ίδια θερμοκρασία:

$$\varepsilon_{\lambda}(T) = \alpha_{\lambda}(T)$$

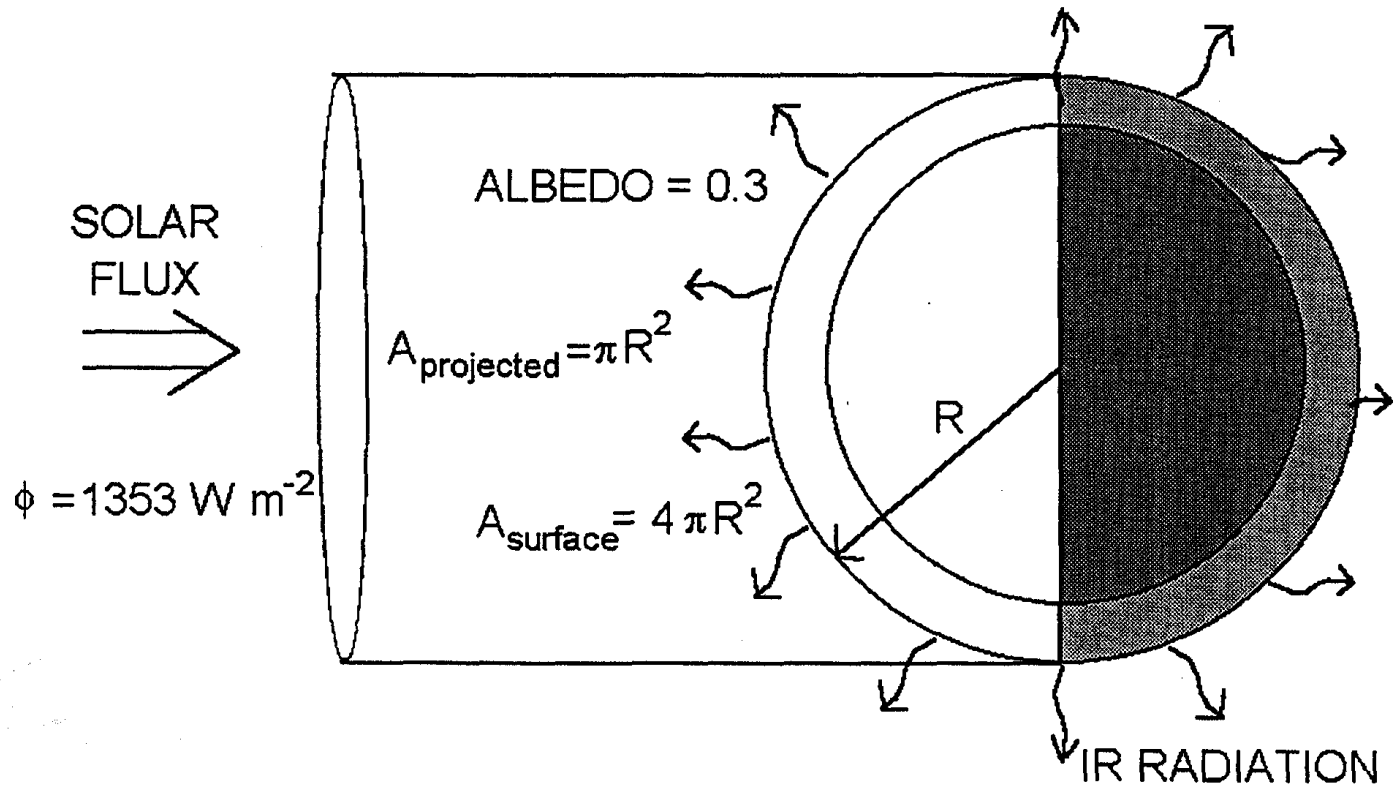
- Αυτή η εξίσωση ισχύει γενικά. Ωστόσο, στην ειδική περίπτωση ενός γκριζου σώματος, η σχέση  $\varepsilon_{\lambda}(T) = \alpha_{\lambda}(T)$  είναι επίσης αληθής.
- Πολλά πραγματικά αντικείμενα είναι περίπου «γκρίζα» αν περιορίσουμε το εύρος του υπό εξέταση μήκους κύματος - π.χ. στο «ηλιακό φάσμα»  $0,3-3,0 \mu\text{m}$ , ή στο «IR φάσμα»  $\sim 3,0-30 \mu\text{m}$ .
- Έτσι μπορούμε να πούμε ότι  $\alpha_S = \varepsilon_S$  και  $\alpha_{IR} = \varepsilon_{IR}$  αλλά όχι  $\alpha_{IR} = \varepsilon_S$  ή  $\alpha_S = \varepsilon_{IR}$



## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Πρόβλεψη της θερμοκρασίας της Γης:
  - Μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε τις σχέσεις μέλανος σώματος για να προβλέψουμε τη θερμοκρασία της Γης:
  - Η ανακλαστικότητα της Γης είναι  $\sim 30\%$  - δηλαδή περίπου το 30% της ηλιακής ροής αντανακλάται κατευθείαν πίσω στο διάστημα κατά μέσο όρο.
  - Έτσι, η αποτελεσματική απορροφητικότητα ( $\alpha$ ) της Γης είναι 70% (αφού  $\alpha + \rho = 1$  για ένα αδιαφανές σώμα).
  - Έτσι, η συνολική ισχύς που απορροφάται [W] από τη Γη είναι:  
$$Q_{absorbed} = 70\% \varphi A_{projected}, \text{ όπου } \varphi = 1353 \text{ Wm}^{-2} \text{ σε } 1 \text{ AU}$$
  - Υποθέτοντας ότι η Γη είναι μια σφαίρα, το  $A_{projected} = \pi R^2$ , R = Ακτίνα της Γης.

# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους





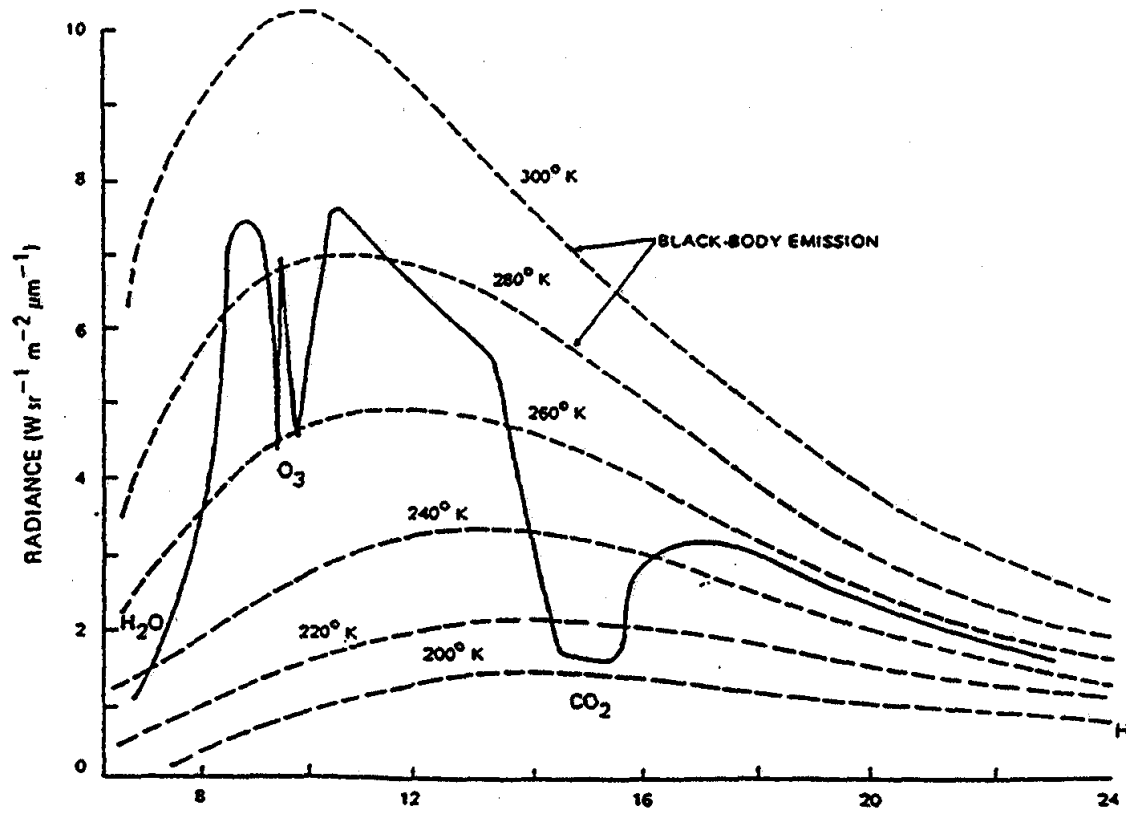
## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Υποθέτοντας τώρα ότι η Γη δεν έχει εσωτερική πηγή θερμότητας, ο πλανήτης θα φτάσει τη θερμοκρασία ισορροπίας όταν η θερμική ισχύς που ακτινοβολείται,  $Q_{radiated}$ , είναι ίση με τη θερμική ισχύ που απορροφάται,  $Q_{absorbed}$  (δηλ. ισχύς εισόδου = ισχύς εξόδου).
- Η ακτινοβολούμενη ισχύς είναι:  
$$Q_{radiated} = A_{surface} \varepsilon \sigma T^4 \text{ [W]} (\varepsilon = 1 \text{ υποθέτοντας ότι η Γη είναι μέλαν σώμα})$$
- Έτσι,  $\alpha \varphi \pi R^2 = 4\pi R^2 \varepsilon \sigma T^4 \Rightarrow T^4 = \left(\frac{\alpha}{\varepsilon}\right) \frac{\varphi}{4\sigma} \Rightarrow T = 255\text{K} (-28^\circ\text{C})$
- Δηλ. Η Γη θα έπρεπε να είναι ένας παγωμένος πλανήτης!



# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

Θερμική εκπομπή γης:



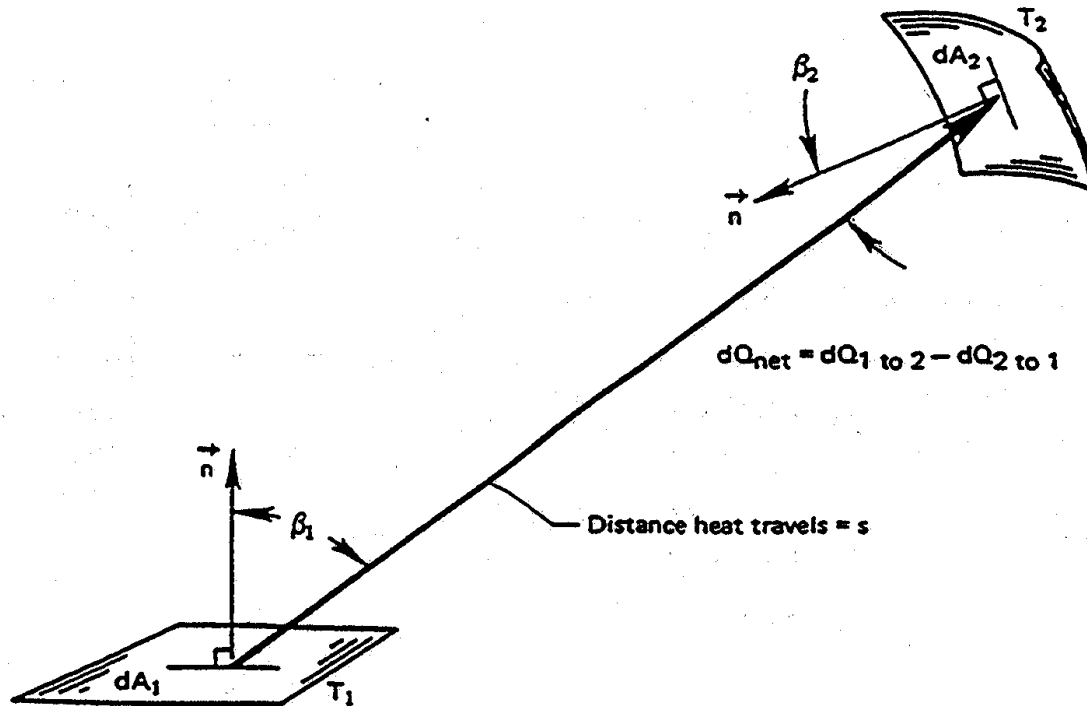


## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε την ίδια μέθοδο για να προβλέψουμε τη θερμοκρασία ενός σφαιρικού διαστημικού σκάφους - π.χ. "Σπούτνικ-1";
- Όχι - υπάρχουν άλλες πηγές θερμότητας - τόσο εσωτερικά όσο και από τη Γη (δηλ. ανακλαστική ακτινοβολία και θερμικές εκπομπές της Γης).
- Πρόβλημα: Για δορυφόρο που περιστρέφεται γύρω από τη Γη - η Γη δεν είναι "σημειακή πηγή" θερμότητας - η απλή προβολή δεν είναι κατάλληλη - γι' αυτό και η έννοια ενός συντελεστή προβολής
- Ένας συντελεστής προβολής αντιπροσωπεύει το ποσοστό της ακτινοβολούμενης ενέργειας που αφήνει μια επιφάνεια και χτυπά μια άλλη επιφάνεια απευθείας.

# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

Γεωμετρία συντελεστή προβολής



## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Ο συντελεστής προβολής από την επιφάνεια 1 στην επιφάνεια 2 δίνεται από

$$F_{1-2} = \frac{1}{A_1} \oint_{A_1} \oint_{A_2} \frac{\cos\beta_1 \cos\beta_2}{\pi S^2} dA_1 dA_2$$

- Ο συντελεστής προβολής από την επιφάνεια 2 στην επιφάνεια 1 δίνεται από:

$$F_{2-1} = \frac{1}{A_2} \oint_{A_2} \oint_{A_1} \frac{\cos\beta_2 \cos\beta_1}{\pi S^2} dA_2 dA_1$$

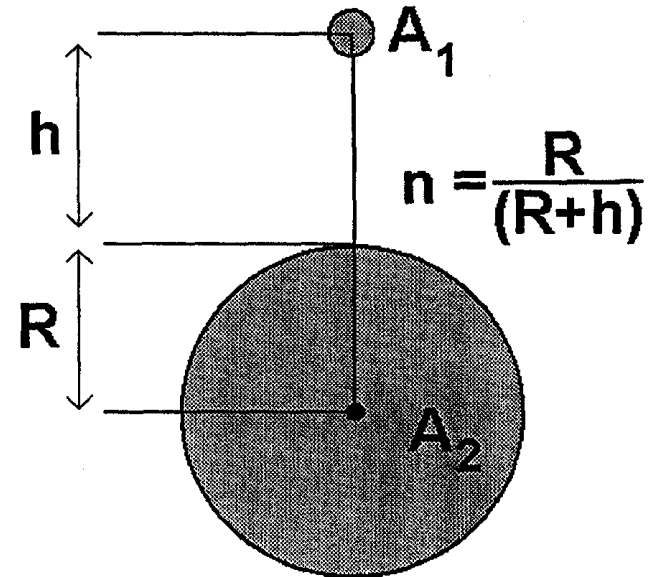
- Έτσι, λόγω συμμετρίας μπορούμε να γράψουμε τη σχέση αμοιβαιότητας:

$$A_1 F_{1-2} = A_2 F_{2-1}$$

## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Οι συντελεστές προβολής είναι δύσκολο να υπολογιστούν εκτός από τις απλές γεωμετρίες - και αυτοί παρουσιάζονται σε οποιοδήποτε βιβλίο μεταφοράς θερμότητας.
- Για παράδειγμα, ο συντελεστής προβολής από ένα σφαιρικό επιφανειακό στοιχείο,  $A_1$ , ακτίνας  $r$ , έως μια σφαίρα ακτίνας  $R$  και επιφάνειας  $A_2$ , όπου το στοιχείο είναι σε μια απόσταση  $h$  πάνω από τη σφαίρα, δίνεται από:

$$F_{1-2} = \frac{1}{2} [1 - \sqrt{(1 - n^2)}]$$



# Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

Μπορούμε τώρα να χρησιμοποιήσουμε αυτά τα αποτελέσματα για να βρούμε τη θερμική ισχύ που προσκρούει σε ένα σφαιρικό δορυφόρο (π.χ. "Sputnik-1") λόγω θερμικής εκπομπής (IR) από τη Γη:

- (Ύψος δορυφόρου,  $h = 227$  km, Ακτίνα γης,  $R = 6378$  km)
  - Βήμα 1: Βρείτε τη θερμική ισχύ στην "επιφάνεια" της Γης:
  - Λαμβάνοντας τη θερμοκρασία του μέλανος σώματος (Γης) στα 255 K, μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε τη «Stefan-Boltzmann» για να υπολογίσουμε τη ροή στην επιφάνεια της Γης:  $\varphi_{\gamma\eta\varsigma}$
- $$\varphi_{\gamma\eta\varsigma} = E_b = \sigma T^4 = 5.67 \times 10^{-8} \times (255)^4 = 240 \text{ Wm}^{-2}$$
- Αν η επιφάνεια της Γης είναι η  $A_2$ , τότε η συνολική εκπεμπόμενη ισχύς είναι  $240A_2$  W.

- Βήμα 2: Βρείτε πόση από αυτή την ισχύ που «χτυπά» τον δορυφόρο:
- Το απαιτούμενο ποσότητα είναι απλώς ο συντελεστής προβολής  $F_{2-1}$ .

- Όμως, μας δίνεται  $F_{1-2} = \left(\frac{1}{2}\right) [1 - (1 - n^2)^{\frac{1}{2}}]$ , όπου

$$n = \frac{R}{(R + h)} = 6378 \text{ km} / (6378 \text{ km} + 227 \text{ km}) = 0.9656$$

- Πρέπει λοιπόν να χρησιμοποιήσουμε την αμοιβαιότητα:

$$A_1 F_{1-2} = A_2 F_{2-1} \Rightarrow F_{2-1} = A_1 / A_2 F_{1-2}$$



## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Βήμα 3: Συνδυάστε αυτό το κλάσμα με την επιφανειακή θερμική ισχύ της Γης για να αποκτήσετε τη θερμική ισχύ στον δορυφόρο:
- Ισχύς θερμότητας στον δορυφόρο =  $(240 A_2) \left(\frac{A_1}{A_2}\right) F_{1-2} = 240 A_1 \times 0.37 = 89A_1 W$  ( $A_1 = \text{εμβαδόν δορυφόρου}$ )



## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

- Η καταστατική εξίσωση για τη θερμική ισορροπία ενός δορυφόρου είναι:

$$\text{Απορροφούμενη θερμική ισχύς} = \text{Ακτινοβολούμενη θερμική ισχύς} + (mc) dT/dt$$

όπου, η θερμική ισχύς που απορροφάται ( $Q_{in}$ ) περιλαμβάνει:

$$Q_{\eta\lambda\iota\alpha\kappa\eta\varsigma\alpha\kappa\tau\iota\nu\omicron\beta\omicron\lambda\iota\alpha\varsigma} = \alpha_s \varphi_{\eta\lambda.\alpha\kappa\tau.} A_{\pi\rho\omicron\beta}$$
$$Q_{\alpha\nu\alpha\kappa\lambda} = f(\alpha_s, \varphi_{\eta\lambda.\alpha\kappa\tau.}, A_{\epsilon\pi\iota\varphi}, \text{κατεύθυνση ηλίου κ. α})$$

$$Q_{\gamma\eta\varsigma-IR} = \epsilon_{IR} \varphi_{\gamma\eta\varsigma} F_{\delta\omicron\rho\upsilon\varphi-\gamma\eta\varsigma} A_{\epsilon\pi\iota\varphi} [\alpha_{IR} = \epsilon_{IR}]$$

$$Q_{\epsilon\sigma\omega\tau} = \text{ισχύς από τό εσωτερικό}$$

- Η θερμική ισχύς που ακτινοβολήθηκε ( $Q_{out}$ ) =  $\epsilon_{IR} A_{\epsilon\pi\iota\varphi} \sigma T^4$
- "(mc)" είναι η θερμική ικανότητα/χωρητικότητα (μάζα x ειδική θερμική ικανότητα) του δορυφόρου.
- Σε θερμική ισορροπία (μέγιστη ή ελάχιστη θερμοκρασία),  $dT/dt = 0$

## Θερμικός σχεδιασμός διαστημικού σκάφους

Εύρεση της μέγιστης θερμοκρασίας του Sputnik-1:

- Δεδομένα Sputnik-1:
- Γυαλισμένη σφαίρα αλουμινίου ακτίνας 29 cm ( $\alpha_s = 0.2$ ;  $\epsilon_{IR} = 0.05$ ) με ελάχιστο τροχιακό υψόμετρο: 227 χλμ.
- Θεωρήστε  $Q_{\text{ανακλ}} = Q_{\text{γησ-IR}}$ ,  $Q_{\text{εσωτ}} = 5W$  και  $\varphi_{\text{ηλ.ακτ.}} = 1353 Wm^{-2}$

Λύση:

$$Q_{\text{ηλ.ακτ.}} = \alpha_s \varphi_{\text{ηλ.ακτ.}} A_{\text{προβ}} = 0.2 \times 1353 \times \pi(0.29)^2 = 71.5 W$$

$$Q_{\text{γησ-IR}} = \epsilon_{IR} \varphi_{\text{γησ}} F_{\text{δορυφ-γησ}} A_{\text{επιφ}} = 0.05 \times 89 \times 4\pi(0.29)^2 = 4.7 W$$

$$Q_{in} = 71.5 + 4.7 + 4.7 + 5 = 85.9 W$$

$$Q_{out} = 0.05 \times 89 \times 4\pi(0.29)^2 = 4.7 W$$

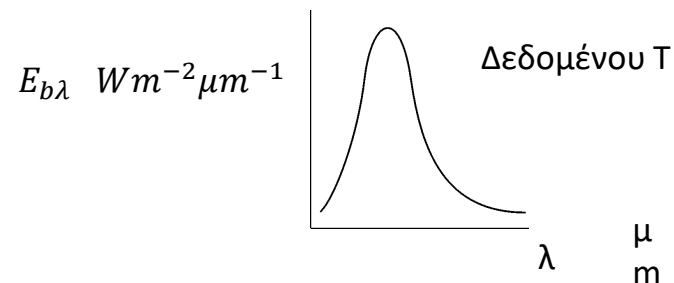
$$Q_{out} = \epsilon_{IR} A_{\text{επιφ}} \sigma T^4 = 0.05 \times 4\pi \times (0.29)^2 \times 5.67 \times 10^{-8} \times T^4 \Rightarrow T^4$$

$$= \frac{85.9}{3 \times 10^{-9}} \Rightarrow T = 411K (138^\circ C)$$

Επειδή  $dT/dt = 0$  (δεν έχουμε έκλειψη) @  $T_{\text{max}} \Rightarrow Q_{out} = Q_{in}$

## Σύνοψη

- Ακτινοβολία μέλανος σώματος:



- Νόμος Stefan-Boltzmann:

$$E_b(T) = \int_{\lambda=0}^{\infty} E_{b\lambda}(T) d\lambda = \sigma T^4 \text{ Wm}^{-2}$$

$$\sigma = \text{σταθερά Stefan - Boltzmann} = 5.67 \times 10^{-8} \text{ Wm}^{-2}\text{K}^{-4}$$

- Πραγματικά σώματα:

$$\text{Ολική εκπομπή: } \varepsilon = \int_0^{\infty} \frac{E_{\lambda}(\lambda, T)}{\sigma T^4} d\lambda$$

- Γκρι σώμα:

$\varepsilon_{\lambda}$  ανεξάρτητο του  $\lambda$

# Υποσύστημα Τηλεπικοινωνιών, Τηλεμετρίας & Εντολών (ΥΤΤΕ)



# Υποσύστημα Τηλεπικοινωνιών, Τηλεμετρίας & Εντολών (ΥΤΤΕ)

Οι κύριες εφαρμογές των διαστημικών επικοινωνιών είναι:

- Επικοινωνία φωνής και δεδομένων
- Αναμετάδοση σήματος
- Πλοήγηση
- Μετεωρολογία
- Επιστημονικές αποστολές (π.χ. εξερεύνησης)

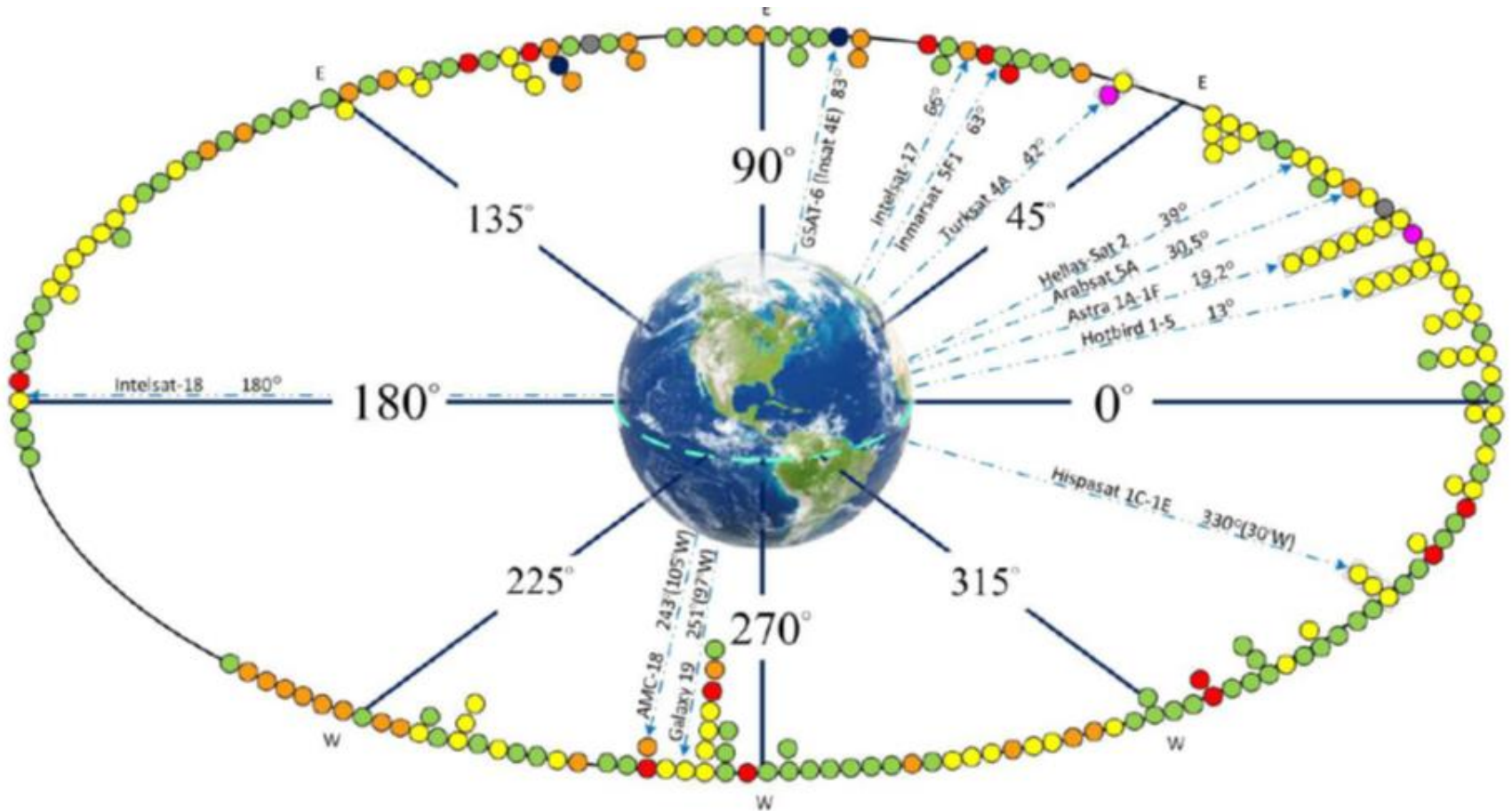
Οι δορυφορικές επικοινωνίες χωρίζονται ουσιαστικά σε δύο υποκατηγορίες:

- 1) στις εφαρμογές, όπως τηλεφωνία, αναμετάδοση τηλεόρασης, παροχή ευρυζωνικού διαδικτύου
- 2) δορυφορικές ζεύξεις για την επικοινωνία, τηλεμετρία και παροχή εντολών/λήψη δεδομένων από και προς σταθμών εδάφους.

# Δορυφορική Επικοινωνία

- Οι δορυφορικές επικοινωνίες για την τηλεφωνία, αναμετάδοση βίντεο, δεδομένων, διαδικτύου, τηλεόρασης είναι η πιο διαδομένη εφαρμογή διαστημικών τεχνολογιών.
- Οι περισσότεροι τηλ/οι δορυφόροι βρίσκονται σε γεωστατική τροχιά σε υψόμετρο 36000 km ώστε να έχουν την ίδια περίοδο με την Γη, άρα μένουν σταθεροί πάνω από μια γεωγραφική επικράτεια
- Η πρώτη αναφορά στην χρήση τηλ/ων δορυφόρων σε γεωστατική τροχιά έγινε το 1945 από τον συγγραφέα Arthur C. Clarke, όπου υποστήριξε ότι ένας τηλ/ός δορυφόρος σε αυτήν την τροχιά μπορεί να βλέπει το 48% της επιφάνειας της Γης, που πρακτικά σημαίνει ότι τρεις τέτοιοι δορυφόροι μπορούν να παρέχουν παγκόσμια κάλυψη σε όλη την επιφάνεια της Γης.
- Το 2020 βρίσκονται περίπου 500 δορυφόροι σε γεωστατική τροχιά

# Δορυφόροι σε γεωστατική τροχιά



● Ultra High Frequency (UHF) – 0,3 έως 1 GHz

● Ζώνη L – 1 έως 2 GHz

● Mobile Satellite Service (MSS) – 2 GHz

● Ζώνη S – 2 έως 4 GHz

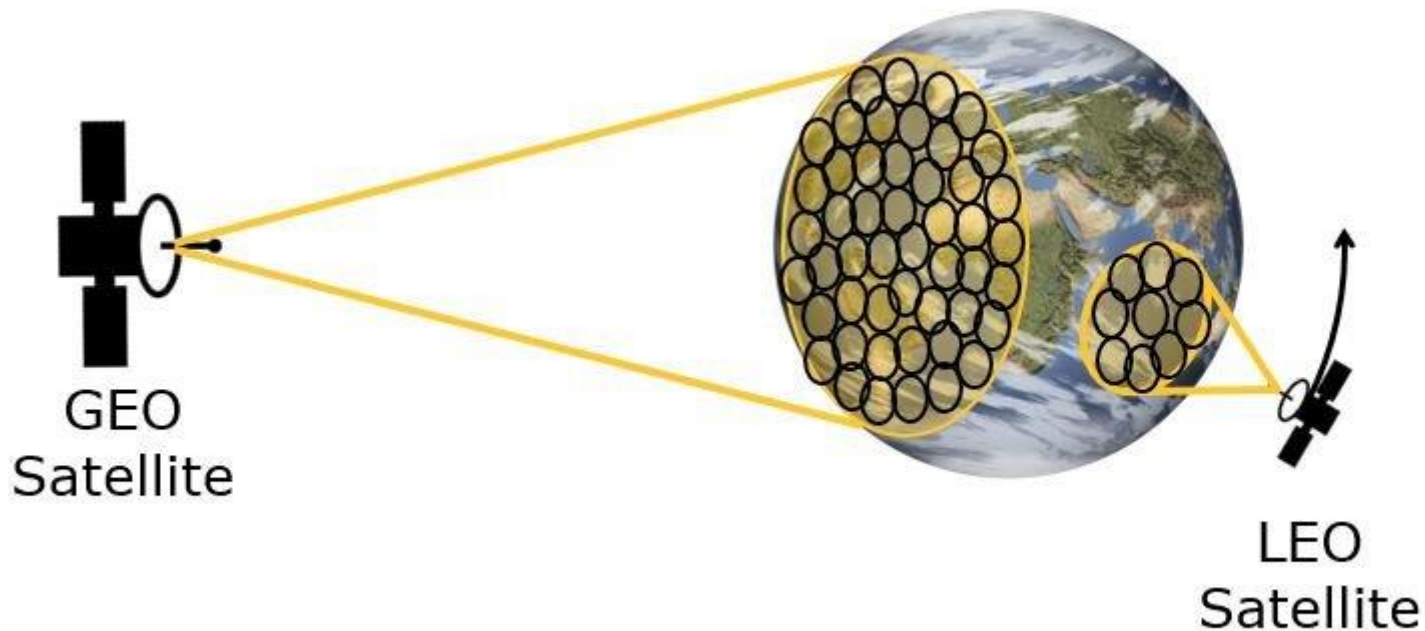
● Ζώνη C – 4 έως 8 GHz

● Ζώνη Ku – 12 έως 18 GHz

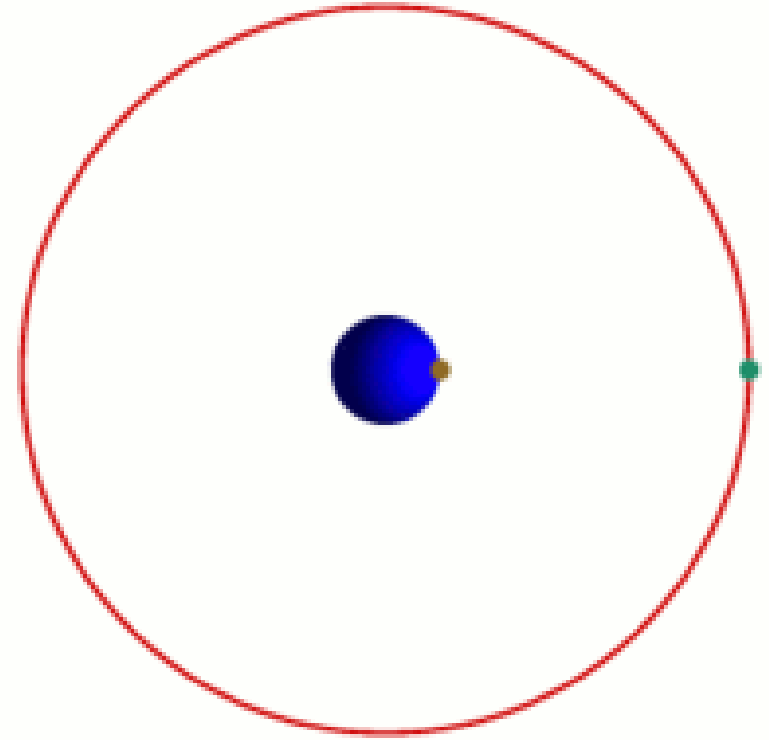
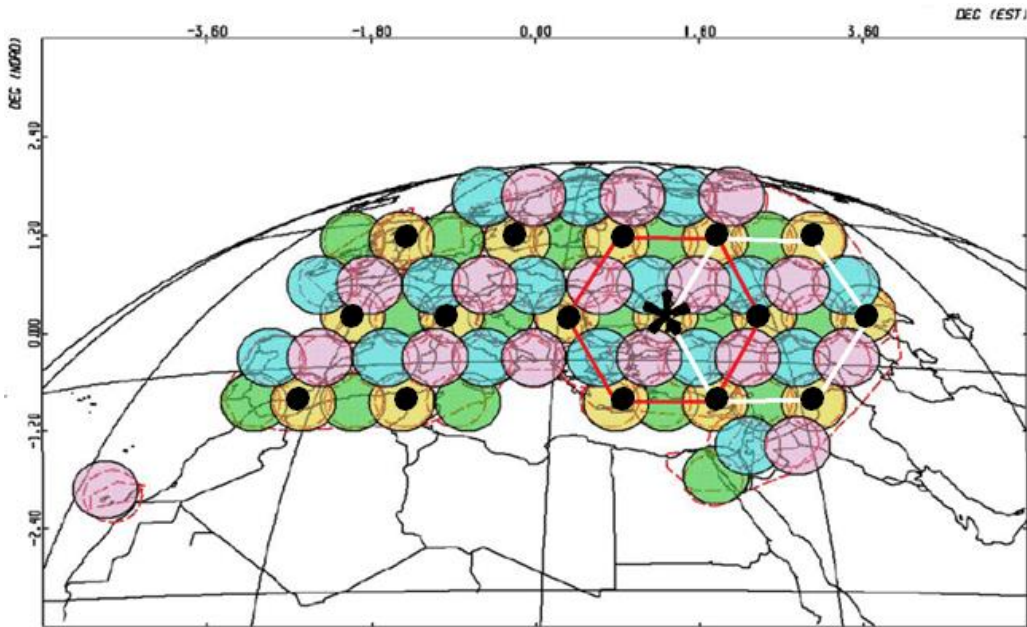
● Ζώνη Ka – 27 έως 40 GHz



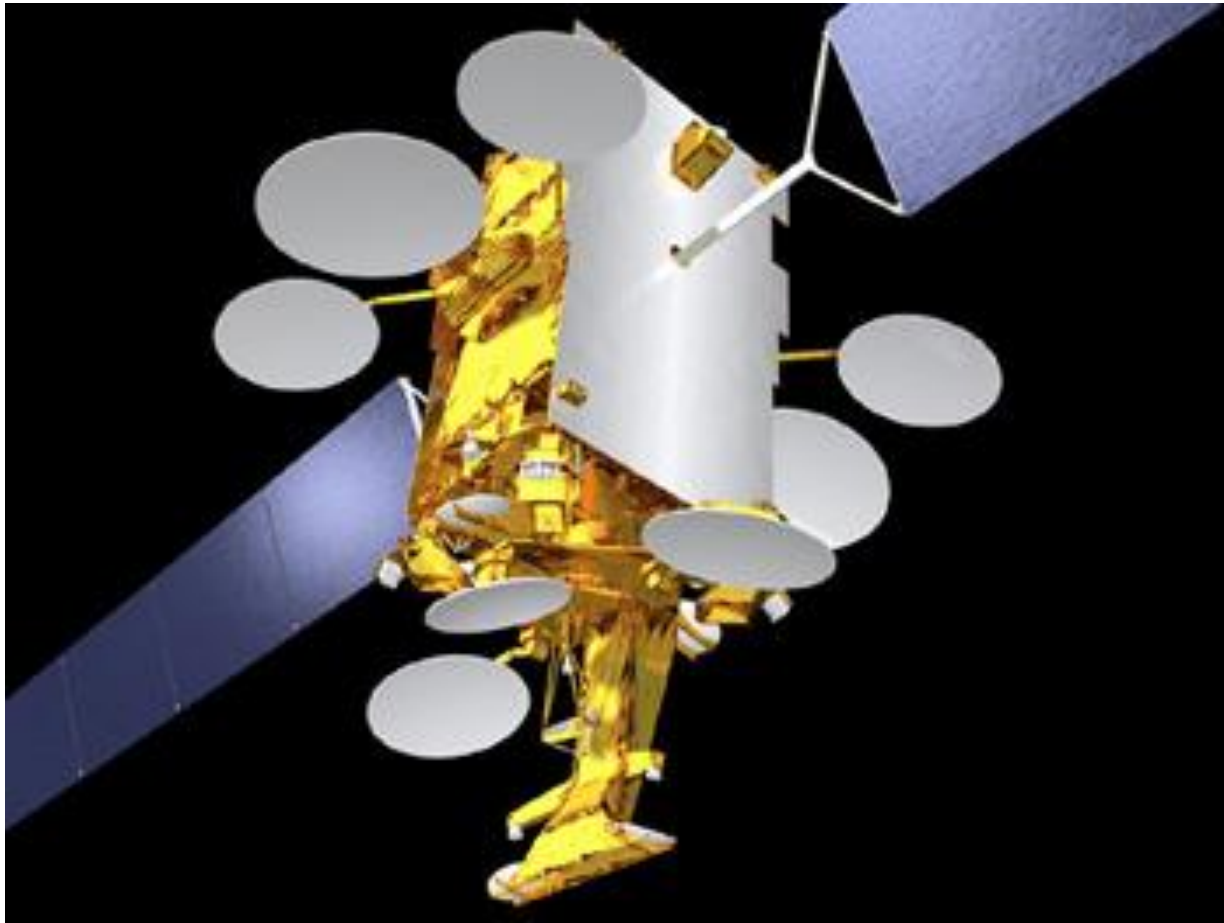
# Δορυφόροι GEO και LEO για εφαρμογές Τηλεπικοινωνιών



# GEO Τροχιά



# Satellite Communications



AlphaSat: Largest GEO Satellite, 6-8 tonnes (Airbus DS/Thales)


# Τηλεπικοινωνία από LEO



OneWeb



less than **150 kg**  
weight



up to **4**  
built every day



**900**  
satellites  
to be built

- 
- 648 satellites circling the Earth – 1200kms up, 7.21km/s
  - 10 Terabits per second of new capacity into hard-to-reach areas around the globe
  - 50 Mbps service
  - 30ms latency through ground stations
  - End user estimated Cost \$250/Mb
  - Small, low-cost terminals talk to the satellites and emit LTE, 3G and WiFi to the surrounding areas, providing high-speed access for everyone.



# Τάσεις - Satcoms: Data Growth

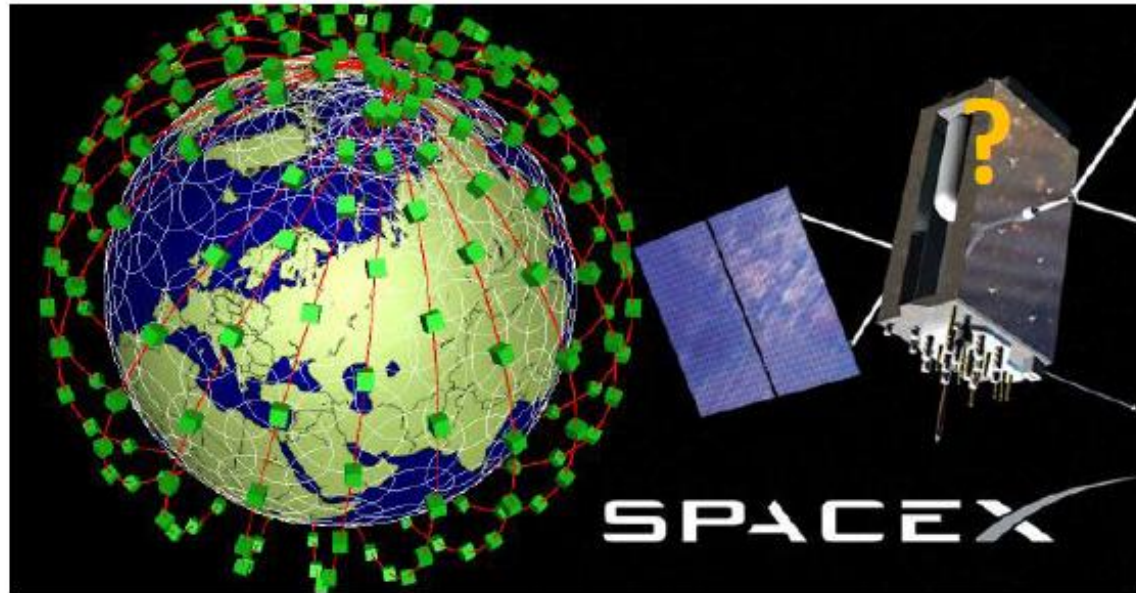
**Huge data growth/demand;** Northern Sky Research believe that high throughput satellites will supply at least 1.34 TBps of capacity by 2020



- Source: Northern Sky Research 2018

# LEO Coms Mega Constellations

SPACEX  
+  
Google

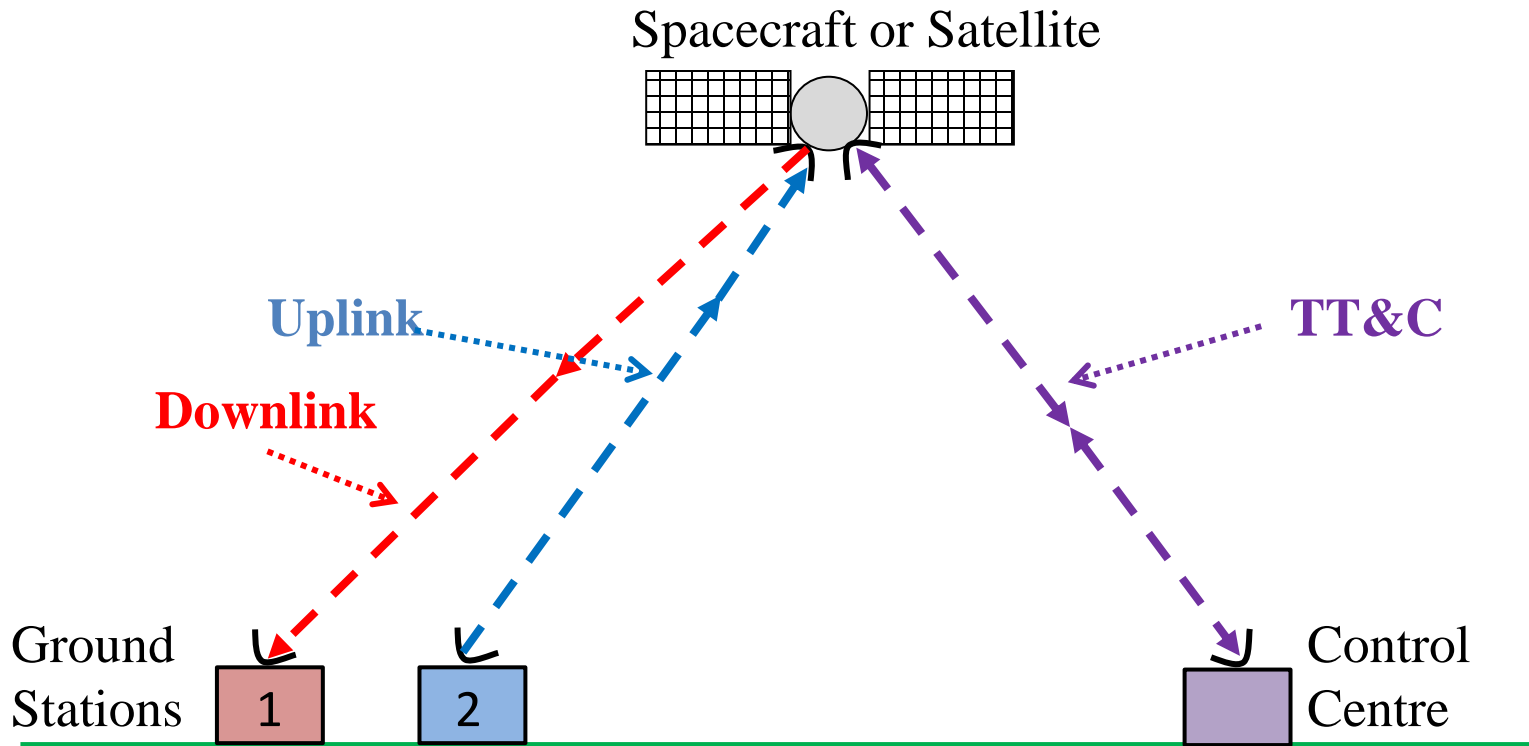


- SpaceX plans to build and launch 4,000 satellites to low-Earth orbit, in a bid to provide cheap Internet access to people around the world.
- \$1 Billion raised so far; Google as the major sponsor; And financial firm Fidelity

# Πλεονεκτήματα/Μειονεκτήματα Τηλ/ων Δορυφόρων

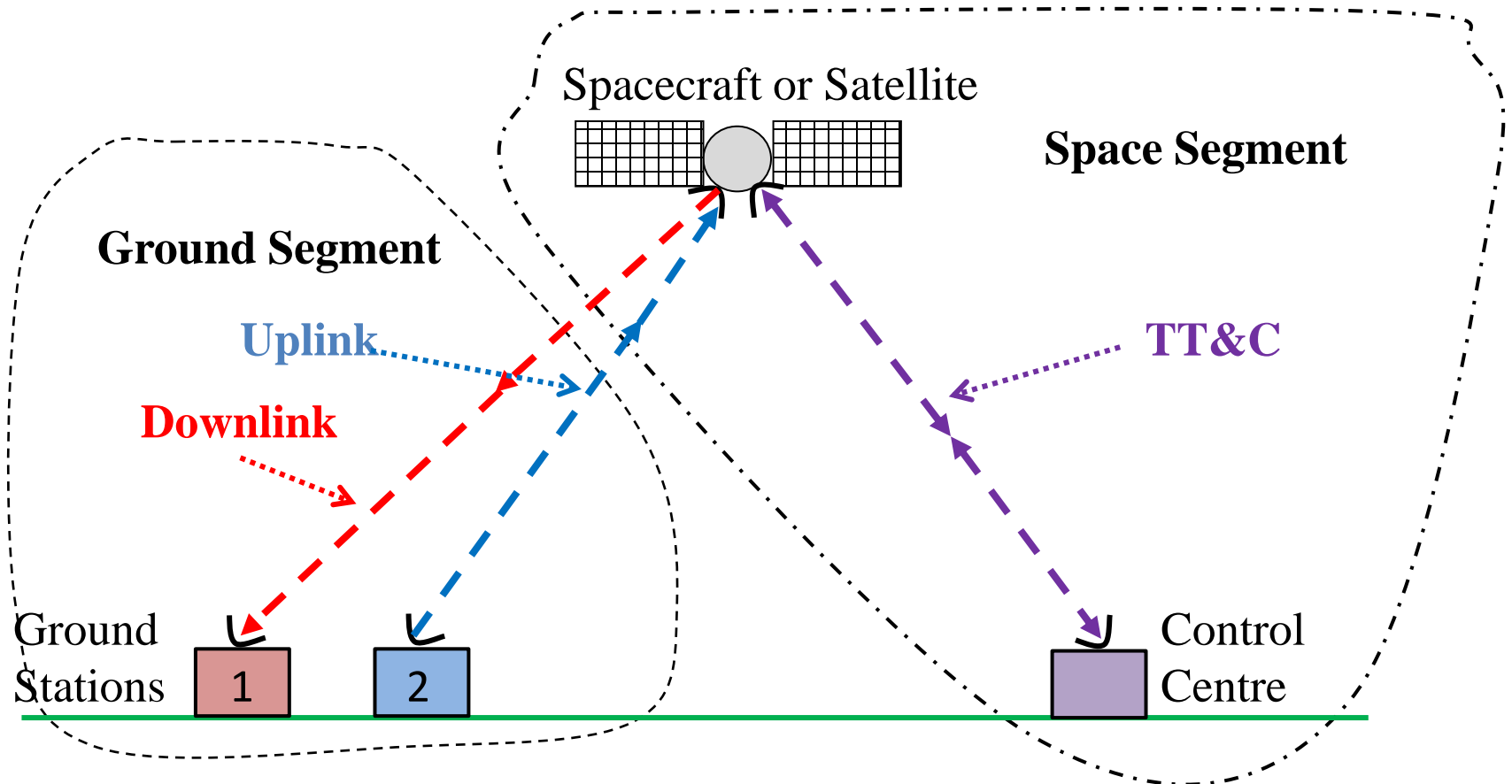
- Η χρήση τεχνητών (artificial) δορυφόρων σε διάφορες εφαρμογές παρουσιάζει αρκετά πλεονεκτήματα, τα σημαντικότερα από τα οποία είναι τα εξής (Maral & Bousquet, 2012):
  - Χρήση ανεξαρτήτως απόστασης.
  - Μοναδική λύση για δυσπρόσιτες περιοχές και περιοχές, όπου τα επίγεια δίκτυα αδυνατούν να παρέχουν επικοινωνία (π.χ. πλοία, αεροπλάνα).
  - Παγκόσμια κάλυψη εκπομπής σημάτων ευρείας ζώνης συχνότητας.
  - Παράκαμψη των επίγειων δικτύων.
  - Παροχή κινητών υπηρεσιών συμπληρωματικά ως προς τα επίγεια.
  - Ευκολία εγκατάστασης και αναδιάταξης.
  - Διασύνδεση επίγειων δικτύων ανεξάρτητα από την τεχνολογία και τον τύπο του δικτύου.
  - Λειτουργία ακόμη και σε περιόδους φυσικών καταστροφών.
- Αλλά και μειονεκτήματα:
  - Καθυστέρηση μετάδοσης της τάξης των 240ms (για γεωστατικούς δορυφόρους).
  - Εξασθένηση των σημάτων εξαιτίας της μεγάλης απόστασης και του μέσου διάδοσης.
  - Αύξηση της τρωτότητας (vulnerability) στις δορυφορικές επικοινωνίες εξαιτίας της εκπομπής στον αέρα, με αποτέλεσμα να χρειάζονται μεγαλύτερες απαιτήσεις στην κρυπτογράφηση.
  - Υψηλό κόστος τοποθέτησης και περιορισμένη διάρκεια ζωής σε αντιστοιχία με πιθανότητα αποτυχίας εκτόξευσης και επιτυχούς λειτουργίας.
  - Συμφόρηση, η οποία συχνά παρατηρείται στη γεωστατική τροχιά και στις χρησιμοποιούμενες συχνότητες.

# Οργάνωση συστήματος δορυφορικών επικοινωνιών

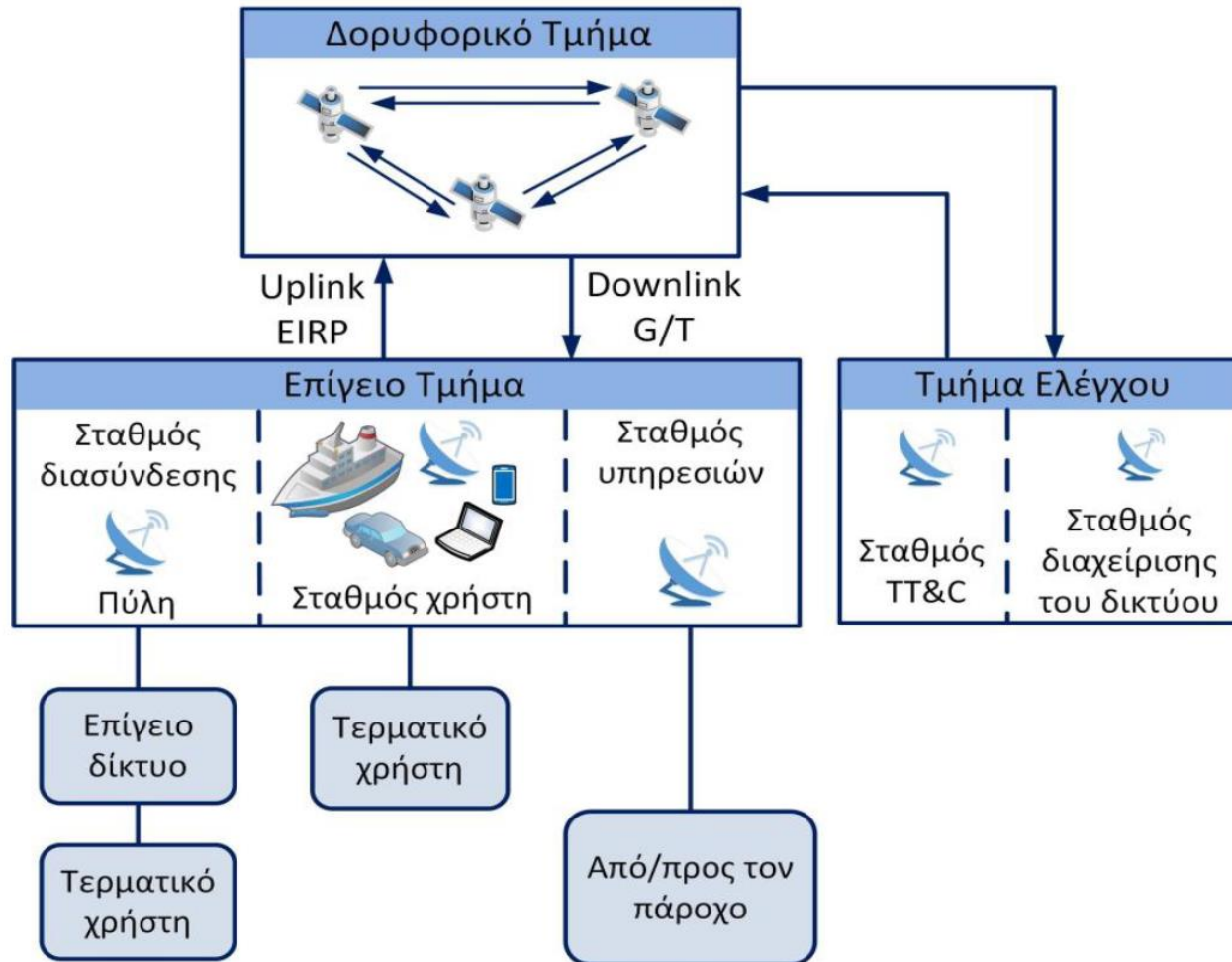




# Basic Form of a Space Communication System

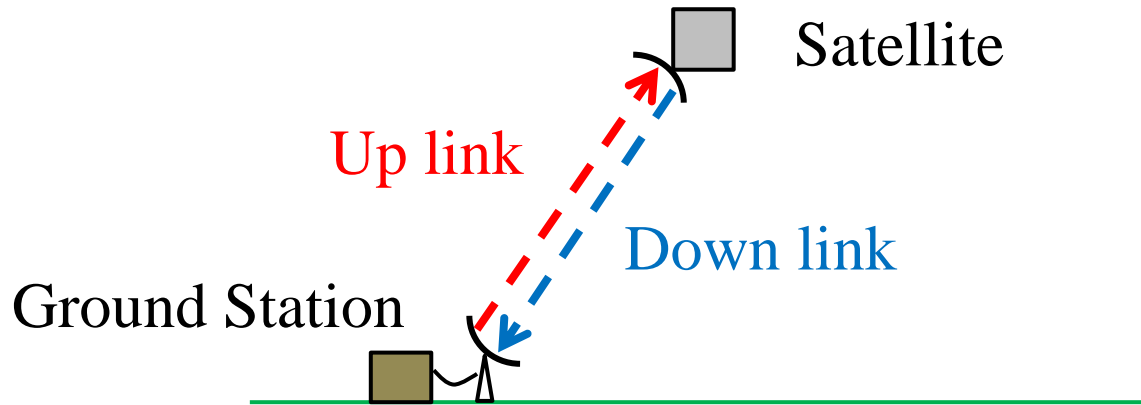


# Οργάνωση συστήματος δορυφορικών επικοινωνιών



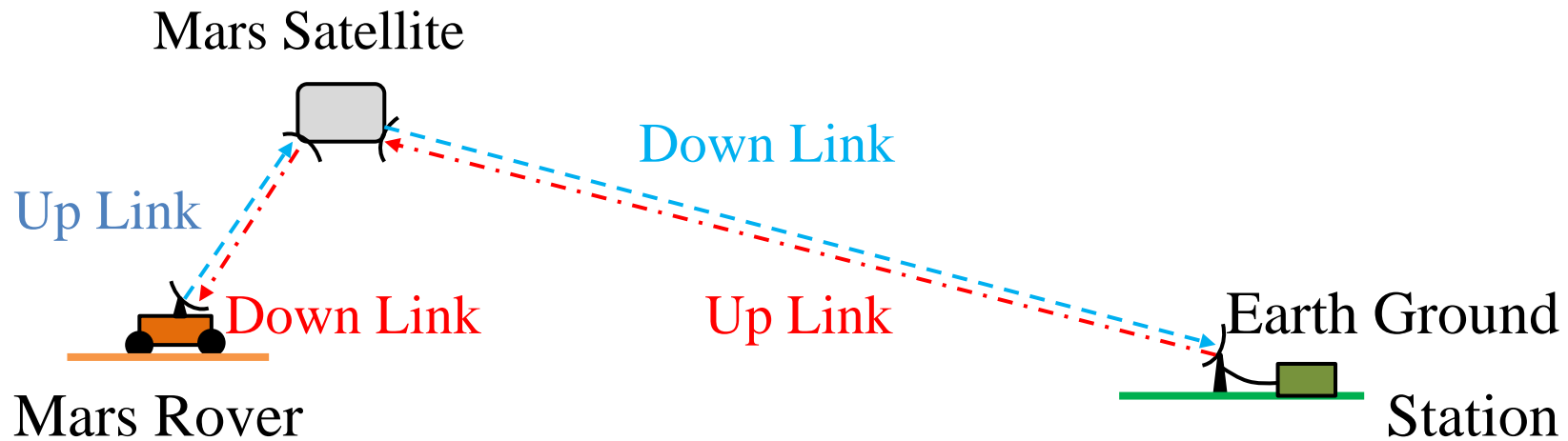


## Single Two Way Link



αμφίδρομη ζεύξη δύο σημείων

# Point - to - Point Link



Ζεύξη σημείου προς σημείο:

- Δύο σημεία στην Γη (Two points on Earth for TV, telephone traffic or data)
- Σταθμός εδάφους στην Γη (A control centre on Earth and Instruments on a Space Mission that involves a Rover or a Lander)

# Παραδείγματα ζεύξης σημείου προς σημείο Point-to-Point Communications

## Γεωστατικοί δορυφόροι

- Αναμετάδοση τηλεόρασης (Broadcasting TV programs that have been received from a ground station)
- Αναμετάδοση δεδομένων και τηλεφωνίας (Relaying data and telephone traffic from one or more ground stations to other ground stations).

## Αποστολή Cassini – Huygens στον Κρόνο (Mission to Saturn its Rings and Moons)

Ο ατμοσφαιρικός βολιστήρας Huygens θα αποδεσμεύονταν από το διαστημόπλοιο Cassini και θα προσγειωνόταν στην επιφάνεια του Τιτάνα με αλεξίπτωτο. Όλα τα δεδομένα από την προσγείωση θα αναμεταδίδονταν στο διαστημόπλοιο Cassini, καθώς η επιβίωση του Huygens δεν ήταν σίγουρη.



## **Rosetta Mission to Comet 67P/Churyumov-Gerasimenko**

Rosetta caught and matched orbits with the comet.

It then orbited the comet as the comet flew around the sun.

During the mission Philae was deployed from Rosetta to make a 'controlled' landing on the comet.

Deployment date: November 12, 2014.

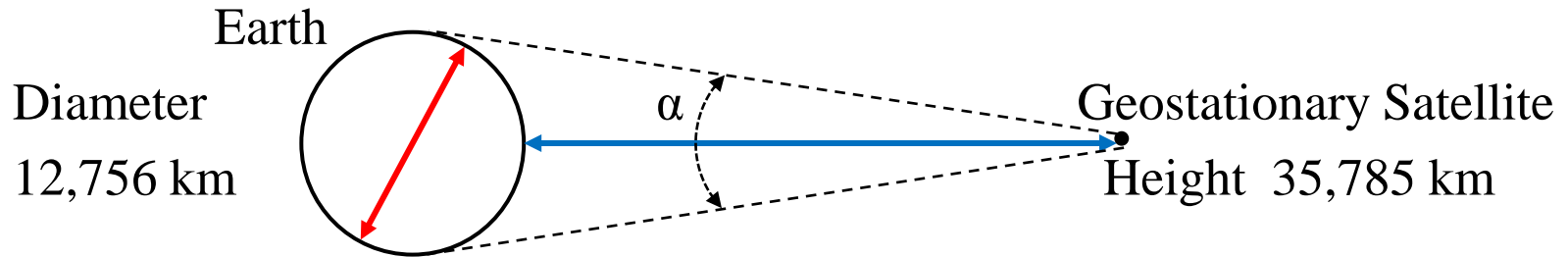
Data from Philae is relayed back to earth via Rosetta.

## **Various Mars Rover Missions**



# Γεωστατικοί Δορυφόροι

Δέσμη δορυφόρου/οπτικό πεδίο:

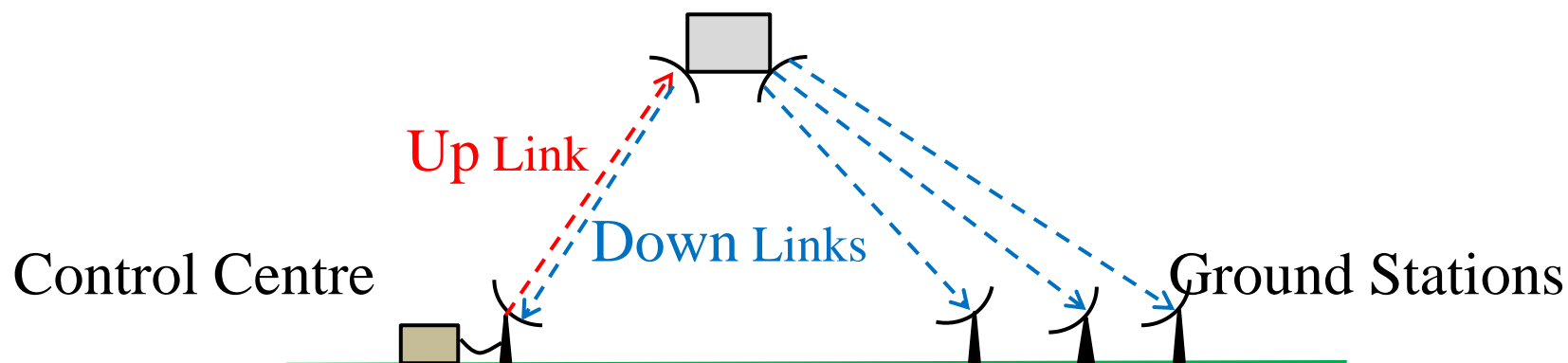


Angle subtended by Earth from the satellite,  $\alpha$ :

$$\sin \frac{\alpha}{2} = \frac{6378}{35785+6378} = 0.151 \quad \alpha = 17.4^\circ$$

Usually taken as  $17.5^\circ$

# Point to Multi Point Links



- Ένας τρίτος τύπος δορυφορικής ζεύξης είναι αυτή από ένα σημείο σε πολλαπλά σημεία, δημιουργώντας ένα δίκτυο



# Προϋπολογισμός Δορυφορικής Ζεύξης (Satellite Link budget)

- Σήματα εισόδου (Inputs signals): Ψηφιακά ή αναλογικά σήματα που μετατρέπονται σε ψηφιακά
- Σφάλμα κωδικοποίησης (Error encoding)
- Διαμόρφωση σήματος (modulation): Μέθοδοι που επιτρέπουν να διαμορφώσουμε το σήμα σε κατάλληλη μορφή (φέρων σήμα – carrier)
- Πολυπλεξία συχνότητας (Multiplexing): είναι η τεχνική, που επιτρέπει δεδομένα από πολλές πηγές να μεταδίδονται μέσα από την ίδια γραμμή επικοινωνίας.
- πολλαπλής πρόσβασης (Multiple Access): Παροχή πολλαπλής πρόσβασης στο δορυφορικό κανάλι
- Κεραία (Antenna): την χρησιμοποιούμε να στέλνουμε και να λαμβάνουμε ραδιοσήματα
- Εξασθένηση σήματος (Signal Attenuation): Εξασθένηση σήματος στην ζεύξη
- Αποπολυπλέκτες (De-multiplexing): αντίθετο της πολυπλεξίας
- Αποδιαμόρφωση (De-modulation): είναι η αντίστροφη διαδικασία της διαμόρφωσης. Ανάκτηση εξαγωγή αρχικού σήματος πληροφορίας από το λαμβανόμενο διαμορφωμένο σήμα στον
- δέκτη.
- Αποκωδικοποίηση και Διόρθωση σφάλματος (De-coding and Error Correction),
- Ανάκτηση σήματος με διορθωμένα σφάλματα
- Σήμα εξόδου (Output Signals): Καθυστερημένο αντίγραφο του εισαγόμενου σήματος



# Example of a Space Link Budget: Voyager 1

Launched 1977

Present distance from Earth;  $21 \times 10^9$  km

In Interstellar Space

Power generation by Radioisotope Thermoelectric Generators, (RTG's), data as Jan 2015

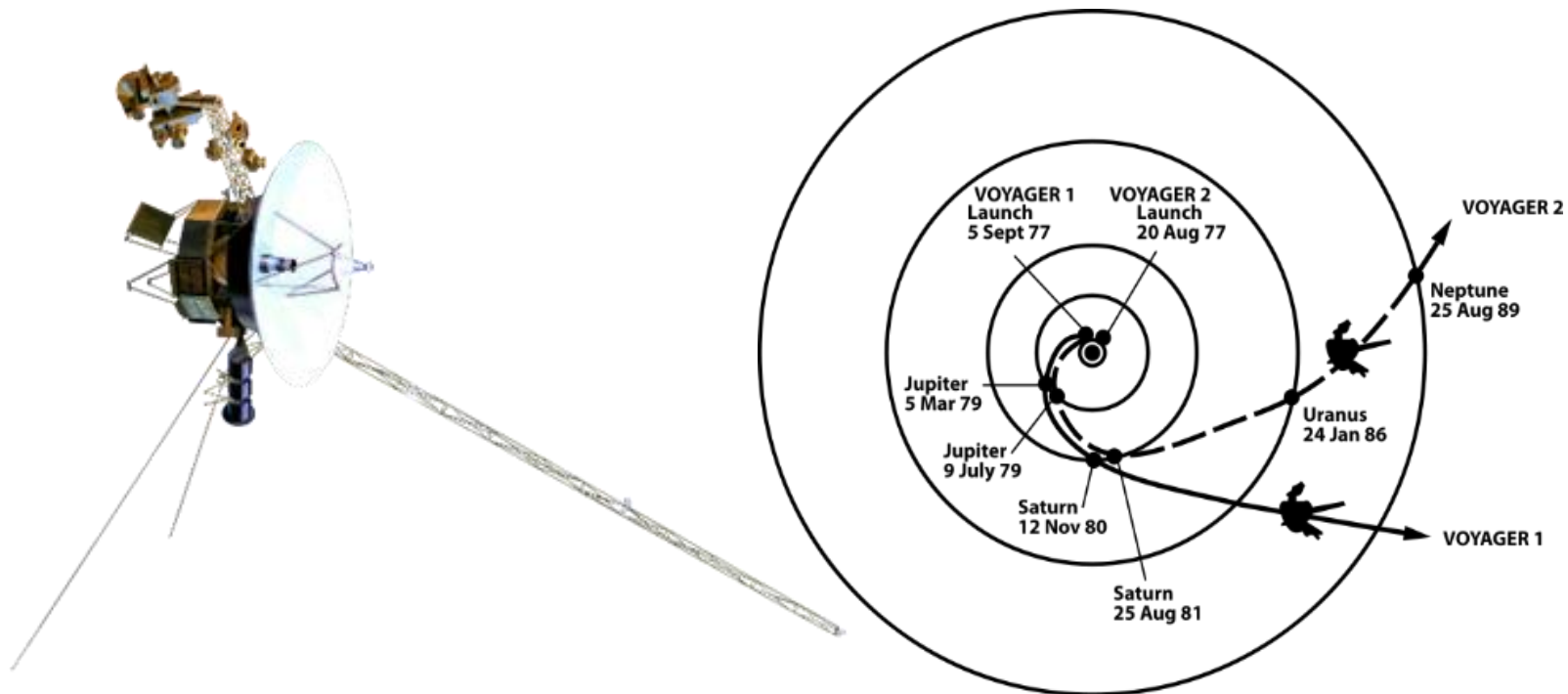
Power generation; 254.6 W

Power margin; 22.8 W

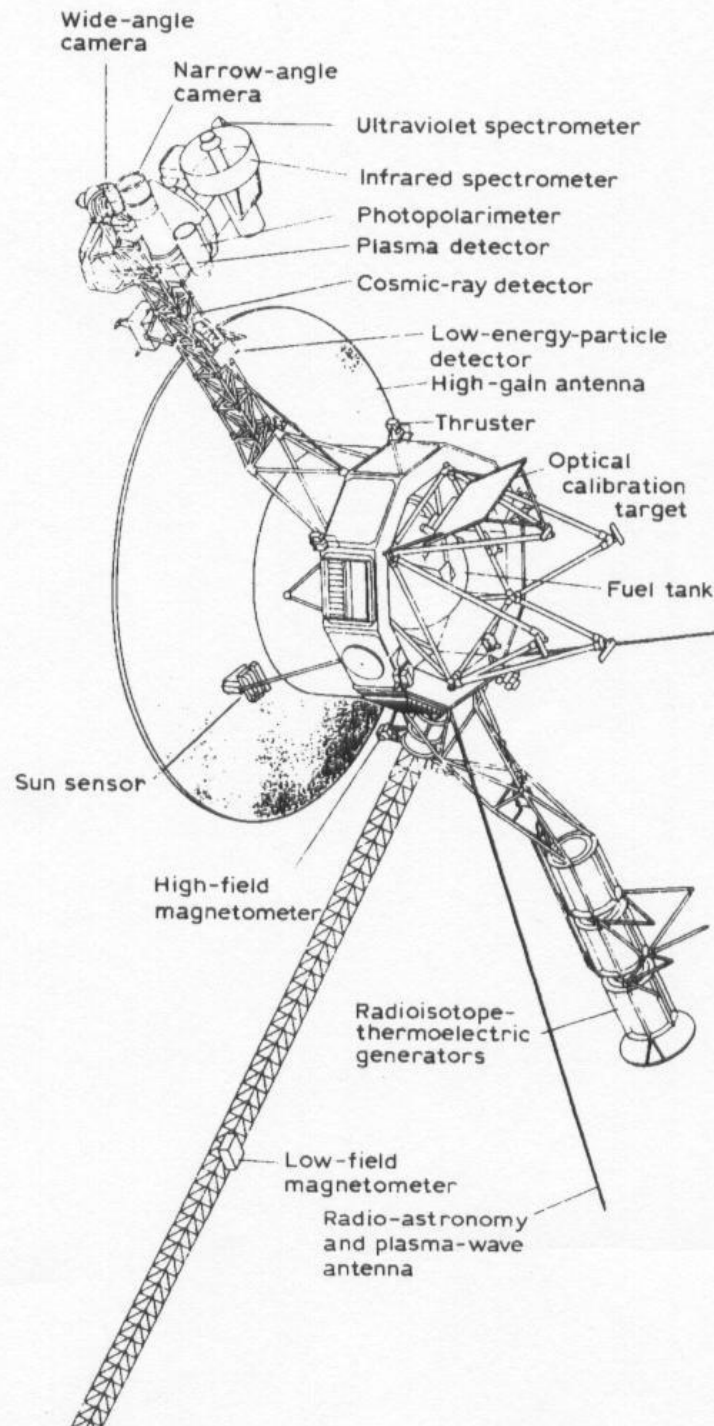
Decay rate; 4.2 W per year

A number of instruments are turned off to conserve power

# Παράδειγμα προϋπολογισμού δορυφορικής ζεύξης - αποστολή Voyager 1



# Voyager



# Παράδειγμα προϋπολογισμού δορυφορικής ζεύξης - αποστολή Voyager 1

- Ο Voyager 1 εκτοξεύτηκε το 1977 και έχει ξεπεράσει τα  $21 \times 10^9$  km απόστασης από την Γη και πλέον είναι στο διαστρικό διάστημα και χρησιμοποιεί μία θερμοηλεκτρική γεννήτρια (RTG) η οποία κατά την διάρκεια της πτήσης του στο άκρο του Ηλιακού μας συστήματος το 2015 παρήγαγε ισχύ 254.6 W με περιθώριο 22.8 W και ρυθμό απόσβεσης/μείωσης 4.2 W ανά έτος.
- Για οικονομία ενέργειας, πολλά όργανα του διαστημοπλοίου χρησιμοποιούνται για πολύ μικρές περιόδους/χρόνο. Τα δεδομένα της αποστολής λαμβάνονται από τούς σταθμούς εδάφους 'Deep Space Network – DSN' στο Goldstone, California USA (κεραίες διαμέτρου 70 m και 35 m), Madrid Spain (κεραίες διαμέτρου 70 m και 35 m), Canberra, Australia (κεραίες διαμέτρου 70 m και 35 m).
- Η κεραία του δορυφόρου έχει διάμετρο 3.7 m και η συχνότητα της ζεύξης του συστήματος τηλεμετρίας, ιχνηλάτησης και εντολών (TT&C) για την άνω ζεύξη (uplink) είναι S band με ρυθμό μετάδοσης 16 bit/s. Η κάτω ζεύξη (downlink) είναι X band με ρυθμό μετάδοσης 160 bit/s συνολικά.
- Η ισχύς της κάτω ζεύξης είναι 20 W.

# Παράδειγμα προϋπολογισμού δορυφορικής ζεύξης - αποστολή Voyager 1

- Για την κάτω ζεύξη, η συχνότητα είναι X-band (8-12 GHz) με ρυθμό μετάδοσης 160 bit/s στα 20 W. Εφόσον η συχνότητα είναι 8.4 GHz μπορούμε να υπολογίσουμε:
- Μήκος κύματος (wavelength),  $\lambda = \frac{3 \times 10^8}{8.4 \times 10^9} = 0.0357 \text{ m}$
- Κέρδος κεραίας (antenna gain),  $G = \eta \left( \frac{4 \pi A}{\lambda^2} \right)$
- Όπου,  
η είναι ο συντελεστής απόδοσης της κεραίας  
A είναι το εμβαδό της κεραίας  
 $G = 10 \log N$ , αν χρησιμοποιούμε μονάδες dB (όπου N η ισχύς/απολαβή)

# Παράδειγμα προϋπολογισμού δορυφορικής ζεύξης - αποστολή Voyager 1

Το κέρδος της κεραίας του Voyager 1  $G_V$  είναι:

Διάμετρος 3.7m,                      Area  $A_V = \pi R^2 = 10.75 \text{ m}^2$

Αν  $\eta = 0.65$ ,                       $G_V = 0.65 \left( \frac{4 \pi A_V}{0.0357^2} \right) = 68,896 \text{ or } 48.4 \text{ dB}$

Το κέρδος της κεραίας του σταθμού εδάφους  $G_{\text{DSN}}$  είναι:  
70m DSN dish                       $A_{70} = \pi \times 35^2 = 3848 \text{ m}^2$

Αν  $\eta = 0.7$ ,                       $G_{\text{DSN}} = 0.7 \left( \frac{4 \pi A_{\text{DSN}}}{0.0357^2} \right) = 26,562,000 \text{ or } 74.2 \text{ dB}$

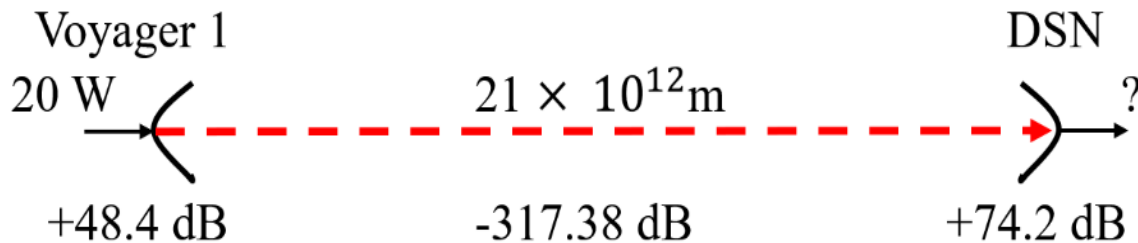
Εξασθένηση ελεύθερου χώρου (Free Space Loss), εξασθένηση/απώλεια μεταξύ  
κεραίας διαστημοπλοίου και σταθμού εδάφους DSN:

$$\text{FSL} = \left( \frac{4 \pi R}{\lambda} \right)^2 = \left( \frac{4 \pi 21 \times 10^{12}}{0.0357} \right)^2 = 54.64 \times 10^{30} \text{ ή } 317.38 \text{ dB}$$

όπου  $R$  είναι η απόσταση μεταξύ κεραιών  $R = 21 \times 10^{12} \text{ m}$

# Παράδειγμα προϋπολογισμού δορυφορικής ζεύξης - αποστολή Voyager 1

Υπενθυμίζουμε ότι μελετάμε τον προϋπολογισμό της ζεύξης (απώλειες, ισχύς των κεραιών), που συνοπτικά παρουσιάζεται στο παρακάτω σχήμα με τα δεδομένα που έχουμε μέχρι τώρα:



Συνολικά έχουμε:

$$+48.4 - 317.38 + 74.2 = -194.8 \text{ dB} \quad \text{ή} \quad 3.33 \times 10^{-20} \text{ W}$$

Με μετατροπή(\*) σε dB έχουμε:  $P_{\text{DSN}} \text{ (dB)} = 20 \times 3.33 \times 10^{-20} = 66.6 \times 10^{-20} \text{ W}$

Η ισχύς σήμερα που λαμβάνουμε είναι λιγότερο από  $40 \times 10^{-20} \text{ W}$  λόγω της αυξημένης απόστασης που έχει διανύσει ο Voyager 1.

(\*)<http://kioan.users.uth.gr/wireless/decibels.html>





## Λόγος σήματος/θορύβου Received Signal to Noise Ratio S/N

Ισχύς σήματος που λαμβάνουμε:  $40 \times 10^{-20} \text{ W}$

Θόρυβος (Noise power) στην κεραία DSN  $N = k T_e R_b$

$$k = 1.38 \times 10^{-23}$$

$$R_b = 160 \text{ bits/sec}$$

$$T_e = 4 \text{ K}$$

$$\text{Noise power} = 1.38 \times 10^{-23} \times 4 \times 160 = 8.832 \times 10^{-21}$$

$$\text{Λόγος σήματος/θορύβου (Signal to noise ratio): } \frac{S}{N} = \frac{40 \times 10^{-20}}{8.832 \times 10^{-21}} =$$

45.3 or 16.6 dB