

ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΤΩΝ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΩΝ ΚΑΙ ΤΩΝ ΥΠΟΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ ΕΝΟΣ ΣΥΓΧΡΟΝΟΥ ΓΕΩΣΤΑΤΙΚΟΥ ΔΟΡΥΦΟΡΟΥ

Άρθρο του **Μιχάλη Ρόππα**
Intersystem Coordination & Communication Engineer
HELLAS SAT S.A
e-mail: m.roppas@hellassat.com.gr



Βασικοί παράμετροι και διορθωτικές κινήσεις της τροχιάς των δορυφόρων

Η κίνηση του δορυφόρου γύρω από τη γη ακολουθεί τους νόμους του Kepler ως προς τον προσδιορισμό της τροχιάς και το νόμο της βαρύτητας (Newton Gravitational Law) ως προς το χαρακτηρισμό των δυνάμεων που ασκούνται στο σύστημα δορυφόρος - γη - ουράνια σώματα. Η τροχιά ενός δορυφόρου όπως φαίνεται και στο σχήμα 1, είναι ελλειπτική με τη γη στην εστία της έλλειψης. Η έλλειψη έχει μεγάλο ημιάξονα a και μικρό ημιάξονα b . Η εκκεντρότητα της ελλειπτικής τροχιάς e χαρακτηρίζει τη μορφή της και δίνεται από τη σχέση:

$$e = \frac{c}{a} \quad (0 \leq e \leq 1) \quad (1)$$

Όπου c η απόσταση της γης από το κέντρο της έλλειψης. Δύο χαρακτηριστικά σημεία της τροχιάς ενός δορυφόρου είναι το *περίγειο* που είναι το σημείο ελάχιστης απόστασης από τη γη,

$$r_{\pi} = a - c = a(1-e) \quad (2)$$

και το *απόγειο* που είναι το σημείο μέγιστης απόστασης από τη γη,

$$r_a = a + c = a(1+e) \quad (3)$$

Μια ακόμη ιδιαίτερα χρήσιμη παράμετρος για τον καθορισμό της τροχιάς των δορυφόρων, είναι η *κλίση της τροχιάς* θ , που ορίζεται ως η γωνία μεταξύ του επιπέδου της τροχιάς του δορυφόρου και του ισημερινού επιπέδου. Η γωνία αυτή μετρείται στο χαρακτηριστικό σημείο της τροχιάς του δορυφόρου, στο οποίο η τροχιά του δορυφόρου διέρχεται από το ισημερινό επίπεδο με κατεύθυνση προς βορρά και ονομάζεται *κόμβος ανόδου*.

Κάθε γεωστατικός δορυφόρος θα πρέπει να καταλαμβάνει μια συγκεκριμένη θέση στη γεωστατική του τροχιά έτσι ώστε να φαίνεται ακίνητος από τη γη. Όμως ο δορυφόρος υπόκειται σε διάφορες ολισθήσεις της τροχιάς του (orbital perturbations) που οφείλονται σε διάφορους παράγοντες όπως περιγράφονται παρακάτω.

Παράγοντες ολίσθησης της τροχιάς εξαιτίας των βαρυτικών δυνάμεων

- Η γη δεν είναι ομοιογενής και δεν έχει απόλυτα σφαιρικό σχήμα με αποτέλεσμα να δημιουργείται μια διαμήκης ολίσθηση του δορυφόρου.
- Η έλξη του δορυφόρου από τον ήλιο και τη σελήνη (αλληλεπίδραση βαρυτικών δυνάμεων) που δημιουργούν μια αλλαγή στην κλίση της τροχιάς του κατά μία μοίρα περίπου ανά έτος.

Ολίσθηση της τροχιάς εξαιτίας άλλων παραγόντων

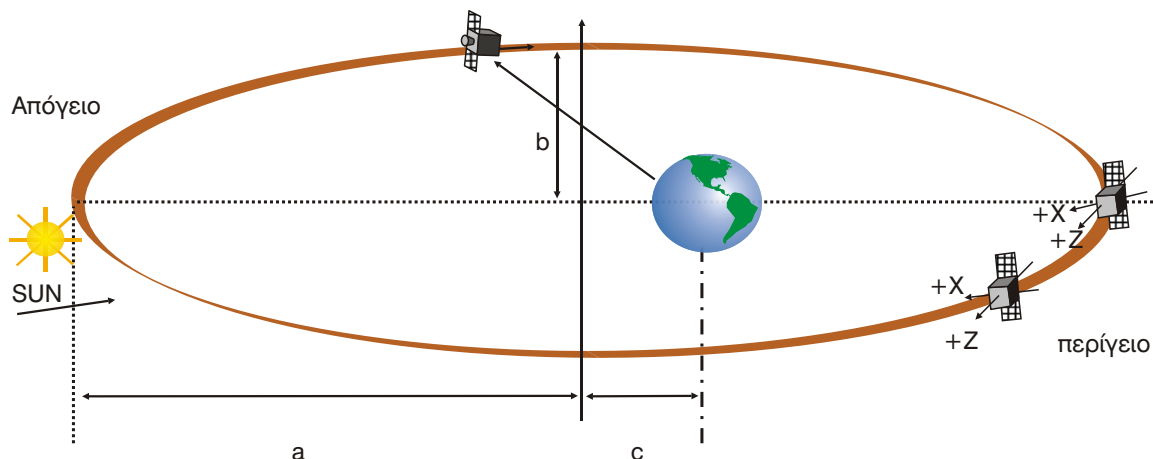
- Η πίεση της ηλιακής ακτινοβολίας που τείνει να αυξήσει την εκκεντρότητα της τροχιάς. Ο όρος πίεση της ηλιακής ακτινοβολίας (radiation pressure) εκφράζει τη μέση μεταβολή της επιφανειακής ορμής των φωτονίων που προσπίπτουν στην επιφάνεια των ηλιακών συλλεκτών του δορυφόρου. Η "πίεση" αυτή είναι σημαντικός παράγοντας ολίσθησης των γεωστατικών δορυφόρων διότι σε τέτοιες υψομετρικές αποστάσεις (36,000Km) δεν υπάρχει ατμόσφαιρα και η παραμικρή δύναμη μπορεί να διαταράξει την

θέση του δορυφόρου. Σε μικρότερα ύψη όπου υπάρχουν δορυφόροι μη-γεωστατικοί η αντίσταση του αέρα μπορεί να αποτελέσει σημαντικότερο παράγοντα ολίσθησης ανάλογα και με την πυκνότητα της ατμόσφαιρας στο συγκεκριμένο ύψος.

Επομένως εφόσον ο δορυφόρος πρακτικά είναι αδύνατο να παρουσιάζεται τελείως στατικός σε σχέση με τη γη, θα πρέπει τουλάχιστον η σχετική του θέση να περιορίζεται μέσα σε ένα "παράθυρο" που καθορίζεται από τη γωνία που ο δορυφόρος "φαίνεται" από το κέντρο της γης. Σε πολλές περιπτώσεις το παράθυρο αυτό καθορίζεται με ακρίβεια 0.1 της μοίρας. Ο έλεγχος της τροχιάς συνίσταται στη σταθεροποίηση του δορυφόρου μέσα σ' αυτό το παράθυρο με διορθωτικές κινήσεις (manoeuvres) με τη βοήθεια των προωθητών. Κατά τη διάρκεια των ελιγμών είναι δυνατό να προκληθεί μείωση της στάθμης του σήματος στους σταθμούς εδάφους που βρίσκονται στις παρυφές των δεσμών καλύψεως του δορυφόρου.

Αναπτυσσόμενες τεχνολογίες και κατευθύνσεις

Η ανάπτυξη των δορυφορικών επικοινωνιών



Σχήμα 1. Γεωμετρία κίνησης δορυφόρου

θεωρείται αξιοσημείωτη κατά τη διάρκεια των τελευταίων τριάντα χρόνων. Αυτή η ανάπτυξη έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση του μεγέθους και του κύκλου ζωής των δορυφόρων. Στην αρχή της δεκαετίας του 1990 εξαιτίας της ολοένα αυξανόμενης ζήτησης σε διαστημική χωρητικότητα κατασκευάστηκαν δορυφόροι με μεγαλύτερο ωφέλιμο-φορτίο (payload). Στην απαρχή του νέου αιώνα, μεγαλύτεροι και ισχυρότεροι δορυφόροι (5000 Kg, 10KW) εκτοξεύθηκαν για τη αναμετάδοση τηλεοπτικών προγραμμάτων (TV Broadcasting) και για εφαρμογές κινητής τηλεφωνίας. Περαιτέρω αύξηση στη μάζα (μέχρι 7-10 τόνους) και στην ισχύ (μέχρι 20KW) αναμένεται στο μέλλον για τη κάλυψη των αναγκών σε χωρητικότητα για multimedia εφαρμογές όπου απαιτούνται υψηλές ταχύτητες μεταφοράς δεδομένων.

Οι τηλεπικοινωνιακοί δορυφόροι που έχουν κατασκευαστεί μέχρι τις μέρες μας διαιρούνται στις παρακάτω κατηγορίες:

- Δορυφόροι που μπορούν να χαρακτηριστούν ως *μικροί* με μάζα μικρότερη των 1000 Kg που εξυπηρετούσαν εσωτερικές εφαρμογές κατά τη διάρκεια της δεκαετίας του '80.
- Δορυφόροι *μεσαίου μεγέθους* με μάζα μεταξύ 1000-3000 Kg που ανταποκρίνονται σε ποικίλες εφαρμογές.
- Δορυφόροι *μεγάλου μεγέθους* με μάζα μεγαλύτερη των 3000 Kg που μπορούν να χρησιμοποιηθούν για συγκεκριμένες εφαρμογές όπου απαιτείται ισχυρή ηλεκτρική ενέργεια όπως μετάδοση τηλεοπτικού σήματος, VSAT, multimedia.

Η μεγάλη πλειοψηφία των τηλεπικοινωνιακών δορυφόρων είναι γεωστατικοί (geostationary) και αυτή η τροχιά εξακολουθεί να είναι η πιο ευρέως διαδεδομένη για τις τηλεπικοινωνίες. Μη-γεωστατικοί δορυφόροι (non-geostationa-

ry) χρησιμοποιούνται σε ειδικές εφαρμογές όπως mobile satellite services.

Μια ακόμη ιδιαίτερα χρήσιμη κατηγορία αποτελούν οι microsatellites ή δορυφόροι ειδικών αποστολών με μάζα μικρότερη από 100 Kg οι οποίοι χρησιμοποιούνται για συλλογή μετεωρολογικών δεδομένων ή άλλων πληροφοριών χάρη σε μια σειρά από αισθητήρες τους οποίους διαθέτουν. Επίσης θα πρέπει να αναφερθούμε στο προϊόν των ψηφιακών εικόνων που προέρχεται από τα περάσματα των δορυφόρων της σειράς IKONOS κατά τη διάρκεια των οποίων οι συμβεβλημένοι σταθμοί εδάφους δίνουν εντολές ώστε ο συγκεκριμένος δορυφόρος κατά τη διάρκεια του περάσματος να στρέψει τους αισθητήρες και την κάμερά του προς την επιλεγμένη περιοχή φωτογράφισης. Η γωνία στρέψης της κάμερας προσδιορίζει και την ανάλυση της εικόνας (1m,2m,4m-resolution).

Περιγραφή των υποσυστημάτων ενός τηλεπικοινωνιακού δορυφόρου

Ένας τηλεπικοινωνιακός δορυφόρος, εκτός από τον βασικό τηλεπικοινωνιακό εξοπλισμό (κεραίες, αναμεταδότες-Payload) αποτελείται από τα ακόλουθα υποσυστήματα των οποίων οι λειτουργίες είναι κατά κανόνα διαφορετικές:

- Υποσύστημα Τηλεμετρίας και Εντολών (Telemetry and Command Subsystem)
- Ενεργειακό υποσύστημα (Electrical Power Subsystem)
- Θερμικό υποσύστημα (Thermal Subsystem)
- Υποσύστημα προώθησης (combined propulsion subsystem)

Τρία κοινά βασικά χαρακτηριστικά των υποσυστημάτων πρέπει να επισημανθούν όπως:

- Μικρότερη μάζα
- Ελάχιστη κατανάλωση
- Υψηλή αξιοπιστία

Για την επιτυχή έκβαση ενός συγκεκριμένου προγράμματος για την κατασκευή ενός τηλεπικοινωνιακού δορυφόρου, κάθε υποσύστημα ορίζεται και σχεδιάζεται έτσι ώστε να πληρούνται τα τρία παραπάνω κριτήρια. Η λειτουργία και οι προδιαγραφές ενός συγκεκριμένου υποσυστήματος εξαρτώνται από την αλληλεπίδρασή τους με τα άλλα υποσυστήματα. Ιδιαίτερη προσοχή δίνεται στα προβλήματα ηλεκτρομαγνητικής συμβατότητας (EMC).

Υποσύστημα Τηλεμετρίας και Εντολών (Telemetry and Command Subsystem)

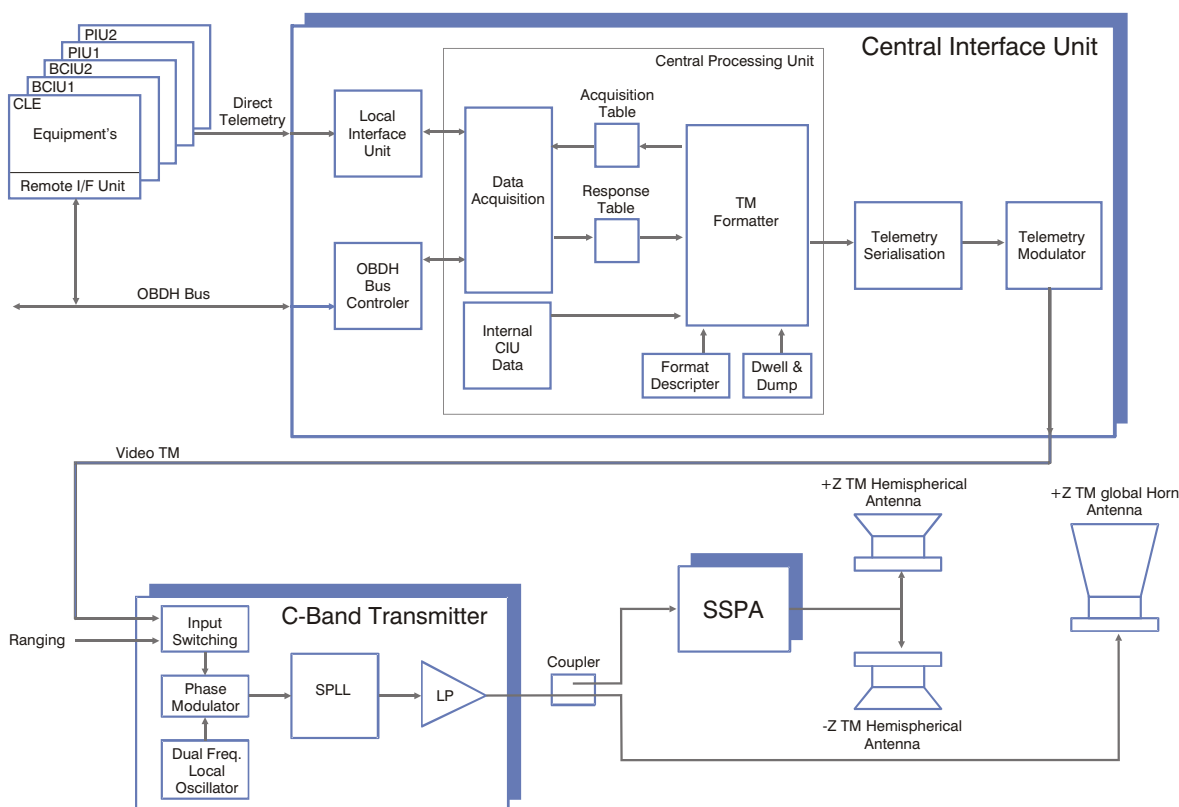
Το σύστημα αυτό του δορυφόρου έχει ως κύρια αποστολή την υποστήριξη της διαχείρισης των διαφόρων υποσυστημάτων του δορυφόρου. Οι κύριες λειτουργίες του συστήματος τηλεμετρίας και εντολών περιλαμβάνουν:

- Την παρακολούθηση όλων των υποσυστημάτων του δορυφόρου και τη μετάδοση των

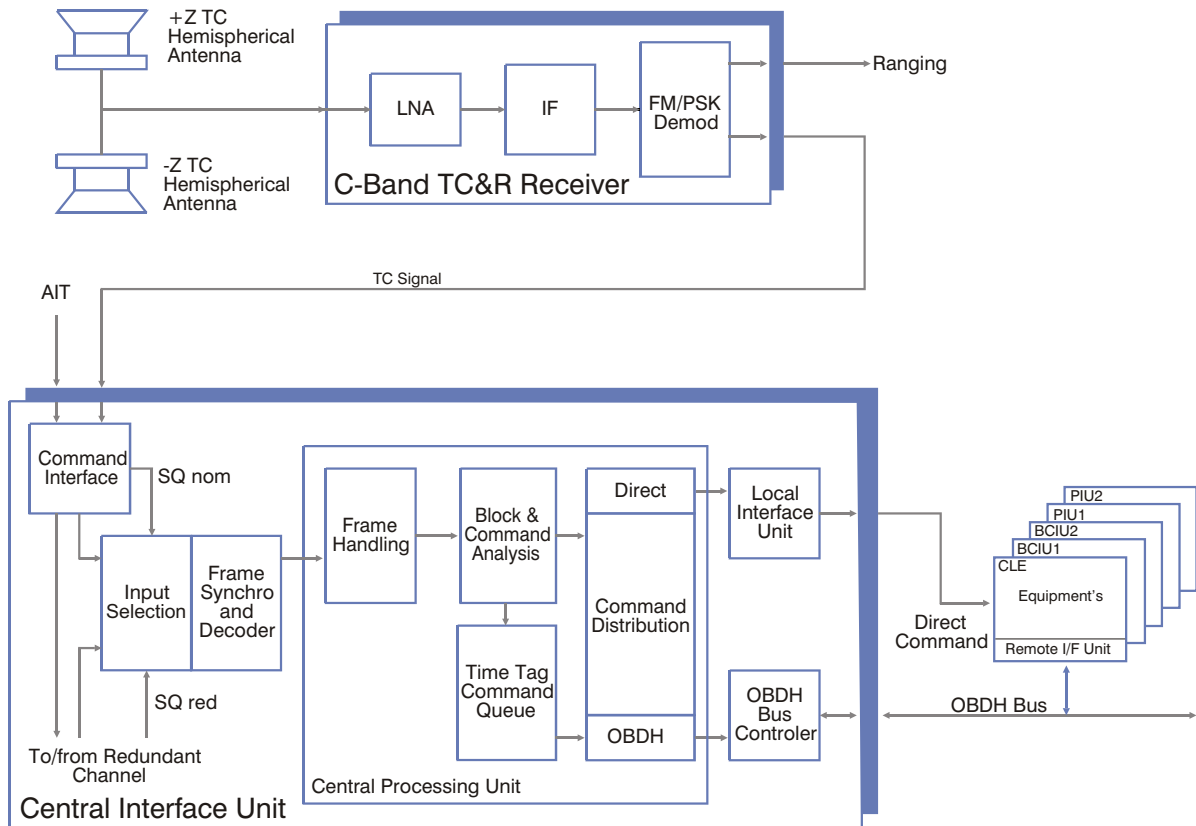
δεδομένων προς το κέντρο ελέγχου του δορυφόρου. Η παρακολούθηση και ο έλεγχος των ζωτικών παραμέτρων των υποσυστημάτων του δορυφόρου επιτυγχάνεται από μικροεπεξεργαστή εφοδιασμένο με το κατάλληλο λογισμικό για την επεξεργασία των δεδομένων που συλλέγονται από τους αισθητήρες του.

- Την υποστήριξη του καθορισμού των παραμέτρων της τροχιάς του δορυφόρου.
- Την λήψη εντολών από το κέντρο ελέγχου για την εκτέλεση διαφόρων λειτουργιών του δορυφόρου.

Το λειτουργικό διάγραμμα ενός δορυφορικού συστήματος τηλεμετρίας (TM) φαίνεται στο διάγραμμα 2. Ο ρυθμός μετάδοσης των δεδομένων είναι της τάξης των 1024 bps ενώ η διαμόρφωση που χρησιμοποιείται είναι PSK ή FSK. Από την άλλη μεριά έχουμε το σύστημα εκπομπής των εντολών (διάγραμμα 3), όπου απο-



Διάγραμμα 2. Σχηματικό διάγραμμα του υποσυστήματος τηλεμετρίας (TM)



Διάγραμμα 3. Σχηματικό διάγραμμα του υποσυστήματος εντολών (TC)

κωδικοποιούνται οι εντολές οι προερχόμενες από το χειριστή του κέντρου ελέγχου του δορυφόρου και ελέγχονται. Στη συνέχεια κατόπιν επιβεβαιώσεως των εντολών το σύστημα προβαίνει σε εκτέλεση αυτών. Ο ρυθμός μετάδοσης των δεδομένων για το σύστημα εκπομπής των εντολών είναι της τάξης των 500 bps ενώ η διαμόρφωση που χρησιμοποιείται είναι FM (Frequency Modulation). Οι συνηθέστερες εντολές περιλαμβάνουν:

- Μεταγωγή του δορυφορικού αναμεταδότη.
- Έλεγχο του πίνακα διασυνδέσεων στην περίπτωση που ο δορυφορικός αναμεταδότης χρησιμοποιεί σταθερές και μετακινούμενες δέσμες όπου υπάρχει αλληλοσύνδεση μεταξύ τους (inter-connectivity).
- Έλεγχο της κατεύθυνσης των μετακινούμενων δεσμών.
- Έλεγχο της κατάστασης του συστήματος

τροφοδοσίας ηλεκτρικής ισχύος.

- Έλεγχο των προωθητών (thrusters).
- Έλεγχο του συστήματος θερμοκρασίας του δορυφόρου.

Οι συχνότητες εκπομπής και λήψης που χρησιμοποιούνται για την επικοινωνία του κέντρου ελέγχου με το δορυφόρο ανήκουν στην μπάντα C.

Ενεργειακό υποσύστημα (Electrical Power Subsystem)

Η παροχή της απαιτούμενης ηλεκτρικής ισχύος για τις λειτουργικές ανάγκες του δορυφόρου είναι κρίσιμη και θέτει πολλές φορές προβλήματα όγκου και βάρους. Οι επικοινωνιακοί δορυφόροι απαιτούν ηλεκτρική ενέργεια της τάξεως ολίγων KW. Από την καλή λειτουργία του συστήματος παροχής ηλεκτρικής ισχύος εξαρτάται η ισχύς, του προς τα κάτω ακτινοβολούμενου σή-

ματος μιας δορυφορικής ζεύξης και επηρεάζει σημαντικά την ποιότητά της. Το σύστημα τροφοδοσίας ηλεκτρικής ισχύος περιλαμβάνει:

- Μια πρωτογενή ενεργειακή πηγή (solar cells), η οποία μετατρέπει την ηλιακή ενέργεια σε ηλεκτρική.
- Μια δευτερεύουσα ενεργειακή πηγή (συσσωρευτής επαναφορτιζόμενος), η οποία θα πρέπει να παρέχει την απαραίτητη ηλεκτρική ισχύ όταν απαιτείται (συνήθως σε περιόδους εκλείψεων, οπότε και οι ηλιακοί συλλέκτες του δορυφόρου παύουν να λαμβάνουν την ηλιακή ακτινοβολία). Ο επαναφορτιζόμενος συσσωρευτής ενός δορυφόρου συνήθως αποτελείται από ένα αριθμό στοιχείων NiH₂ (Nickel Hydrogen) ανάλογα με την ενέργεια που απαιτείται για την ομαλή λειτουργία του φορτίου (payload) του δορυφόρου.
- Κυκλώματα ρύθμισης και διανομής ηλεκτρικού ρεύματος.

Η συνολική ισχύς που απαιτείται για τη λειτουργία των πομπών του δορυφόρου δίνεται από τη σχέση:

$$P_{\pi} = \sum_{i=1}^N \frac{RF_i}{\alpha_i} \quad (4)$$

όπου,

RF_i, η ισχύς RF του ισοστού πομπού,

n, ο συνολικός αριθμός των πομπών,

και α_i η αποδοτικότητα του ισοστού πομπού

Επομένως η συνολική ισχύς των δορυφορικών αναμεταδοτών είναι:

$$P_{\Sigma} = P_{\pi} + P_{\delta} + P_{\tau} \quad (5)$$

όπου,

P_δ, η ισχύς συνεχούς ρεύματος των δεκτών

P_π + P_δ = α P_π, με α μια σταθερά που παίρνει

τιμές από 1.03 (για μεγάλου μεγέθους δορυφορικούς αναμεταδότες) και 1.1 (για μικρού μεγέθους δορυφορικούς αναμεταδότες),

P_τ, η ισχύς που απαιτείται από το σύστημα τηλεμετρίας και εντολών.

Η συνολική ισχύς με την οποία τροφοδοτούνται οι συσσωρευτές του δορυφόρου από τις ηλιακές κυψέλες θα πρέπει να περιλαμβάνει εκτός της καταναλισκόμενης ισχύος και μια ισχύ φόρτισης P_φ των συσσωρευτών, για την οποία θα ισχύει:

$$P_{\phi} = \frac{U}{a_{\phi} t_{\phi}} = \frac{P_e t_e}{a_{\phi} t_{\phi} d} \quad (6)$$

Όπου,

U, η ενέργεια που απαιτείται για τη φόρτιση των συσσωρευτών,

P_e, η απαιτούμενη ισχύς κατά τη διάρκεια της έκλειψης,

d, το "βάθος" εκφόρτισης,

a_φ, η αποδοτικότητα της φόρτισης,

t_φ, ο χρόνος φόρτισης.

Κατά τη φάση της σχεδίασης των ηλιακών συλλεκτών (solar panels) για τον υπολογισμό της απαιτούμενης επιφάνειας αυτών, λαμβάνονται υπόψη οι παρακάτω σχέσεις:

$$S = \frac{P_A}{G a_n a_{\text{opt}} a_{\text{opt}}} \quad (7)$$

Όπου,

P_A, η ισχύς των ηλιακών κυψελών κατά την έναρξη της ζωής του δορυφόρου,

G, η πυκνότητα ισχύος της ηλιακής ακτινοβολίας (G = 1.353 KW/m²)

a_n, η αποδοτικότητα των ηλιακών κυψελών,

a_{opt}, συντελεστής που περιλαμβάνει διάφορες

απώλειες (a_{opt} = 0.85)

$\alpha_{σκ}$, συντελεστής που λαμβάνει υπ' όψη τη σκίαση των ηλιακών κυψελών από την κεραία του δορυφόρου ($\alpha_{σκ}=0.9$)

Τέλος η ισχύς των ηλιακών κυψελών κατά την έναρξη λειτουργίας του δορυφόρου συνδέεται με την ισχύ μετά N χρόνια με τη σχέση,

$$P_N = P_A e^{-kN} \quad (8)$$

Είναι προφανές ότι η σχεδίαση του συστήματος τροφοδοσίας στηρίζεται στην ισότητα $P_N = P_{\Sigma} + P_{\Phi}$ έτσι ώστε να καλύπτονται οι ανάγκες τροφοδοσίας για N χρόνια. (Ο κύκλος ζωής ενός σύγχρονου δορυφόρου όπως είναι ο Hellas Sat είναι 15 χρόνια).

Θερμικό υποσύστημα (Thermal Subsystem)

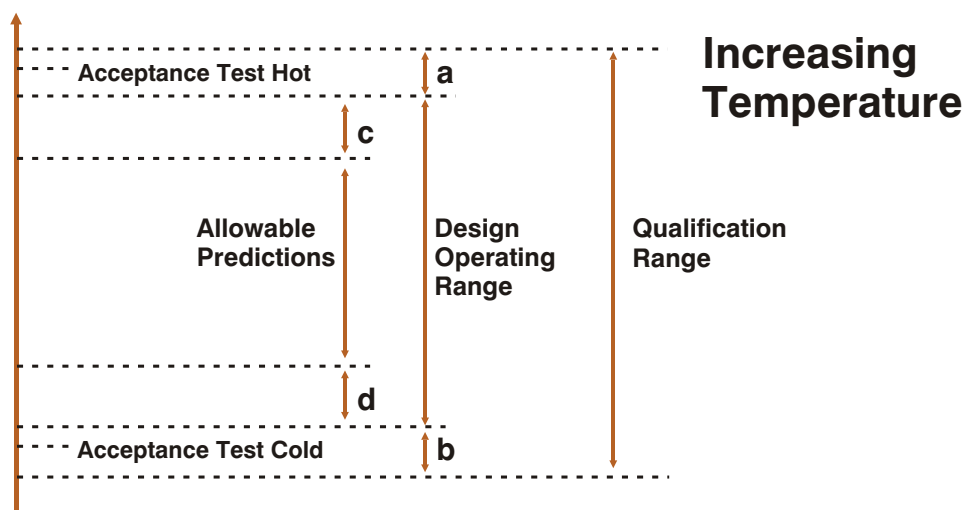
Τόσο ο εξοπλισμός όσο και το κυρίως σώμα του δορυφόρου είναι σχεδιασμένα έτσι, ώστε να λειτουργούν ικανοποιητικά σε προκαθορισμένα θερμοκρασιακά όρια. Συνεπώς ο θερμικός έλεγχος είναι απαραίτητος, είτε οι συσκευές με τις οποίες είναι εφοδιασμένος ο δορυφόρος βρίσκονται σε λειτουργία, είτε όχι (redundant). Οι μεγάλες διαστολές - συστολές του σκελετού

του σώματος του δορυφόρου μπορούν εξ' άλλου να επηρεάσουν τόσο τη θέση του, όσο και τον προσανατολισμό των κεραιών του.

Ο θερμικός έλεγχος πρέπει να είναι σχεδιασμένος έτσι ώστε να διατηρεί σταθερή τη θερμοκρασία των υποσυστημάτων του δορυφόρου εντός προκαθορισμένων ορίων με αρκετό περιθώριο προβλέποντας την αλλαγή συμπεριφοράς των υλικών από την εκτόξευση μέχρι το τέλος της ζωής του δορυφόρου. Η φιλοσοφία σχεδίασης αναφορικά με τον προσδιορισμό των ορίων των θερμοκρασιακών μεταβολών για κάθε υποσύστημα παρουσιάζεται στο διάγραμμα 4. Είναι αξιοσημείωτο να αναφερθεί ότι η διαφορά θερμοκρασίας μεταξύ του εύρους λειτουργίας και του qualification range είναι περίπου 10°C.

Από την άλλη πλευρά οι κατάλληλες θερμοκρασιακές περιοχές διαφέρουν μεταξύ των διαφόρων υποσυστημάτων του δορυφόρου. Στον πίνακα A δίνονται ενδεικτικά οι χαρακτηριστικές περιοχές θερμοκρασίας μερικών υποσυστημάτων.

Η μέση θερμοκρασία του δορυφόρου είναι το αποτέλεσμα της ανταλλαγής θερμότητας του δορυφόρου και του περιβάλλοντος. Ο μηχα-



Διάγραμμα 4. Εφαρμοζόμενες θερμοκρασιακές ανοχές για τον έλεγχο του θερμικού υποσυστήματος

ΥΠΟΣΥΣΤΗΜΑ	ΠΕΡΙΟΧΗ ΘΕΡΜΟΚΡΑΣΙΑΣ
Συσσωρευτές (batteries)	0 / 20°C
Ηλιακές Κυψέλες	-100 / -50°C
Ηλεκτρονικός εξοπλισμός	-10 / 60°C
Ανιχνευτές Υπερύθρου	-20 / 45°C

Πίνακας Α. Χαρακτηριστικές θερμοκρασίες υποσυστημάτων

νισμός μετάδοσης της θερμότητας στηρίζεται κυρίως σε ακτινοβολία. Ο δορυφόρος δέχεται ηλιακή ακτινοβολία καθώς επίσης και μικρότερα ποσά ακτινοβολίας από τη γη. Οι εποχές των ισημερινών θεωρούνται "κρύες" για το δορυφόρο επειδή η γωνία πρόσπτωσης της ηλιακής ακτινοβολίας στο βόρειο και νότιο ηλιακό συλλέκτη είναι πολύ μικρή. Η περίοδος του θερινού ηλιοστασίου θεωρείται "ζεστή" για το βόρειο ηλιακό συλλέκτη ενώ η περίοδος του χειμερινού ηλιοστασίου θεωρείται επίσης "ζεστή" για το νότιο ηλιακό συλλέκτη (Γωνία πρόσπτωσης ηλιακής ακτινοβολίας και στις δύο περιπτώσεις 23.5°, βλ. διάγραμμα 5)

Ο θερμικός έλεγχος του δορυφόρου διακρί-

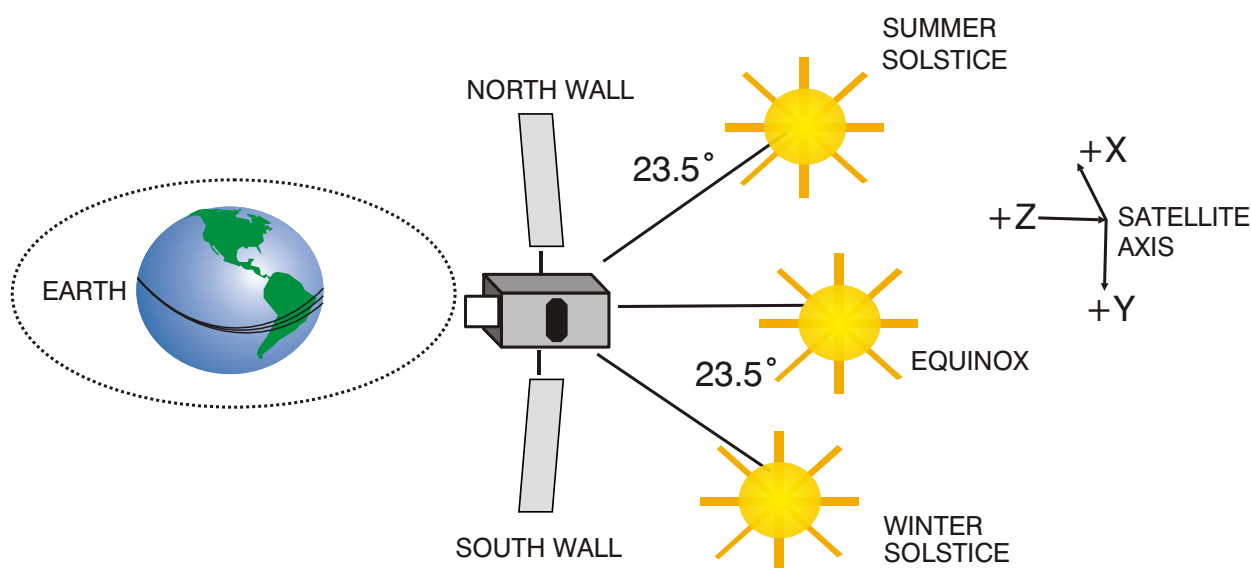
νεται σε παθητικό (επικάλυψη των διαφόρων τμημάτων με τα κατάλληλα υλικά συνήθως με χαμηλό συντελεστή απορροφητικότητας) και ενεργό, όπου ενεργοποιείται ηλεκτρική θέρμανση μέσω ενός δικτύου σωληνώσεων που καλύπτει όλα τα υποσυστήματα του δορυφόρου. Η ενεργοποίηση του συστήματος θέρμανσης γίνεται μέσω ηλεκτρονικών κυκλωμάτων που ελέγχονται από θερμοστάτες. Σε κάθε εξωτερική μεταβολή της θερμοκρασίας που κυρίως συντελείται από την παρουσία ή όχι της ηλιακής ακτινοβολίας προς το δορυφόρο ενεργοποιείται το σύστημα θέρμανσης μέχρις ότου επέλθει ισορροπία. Οι σχέσεις που ορίζουν τη μεταφορά της θερμότητας για το σύστημα του δορυφόρου δίνονται παρακάτω:

$$\Delta Q = \text{Heat_Fluxes} + \text{Heat_Exchange} \quad (9)$$

(Εξίσωση διατήρησης της θερμότητας)

Όπου,

Heat_Flux = Ενέργεια προερχόμενη από την ηλιακή ακτινοβολία (Solar_Flux)



Διάγραμμα 5. Μεταβολή γωνίας πρόσπτωσης ηλιακής ακτινοβολίας κατά τη διάρκεια ενός έτους

Heat_exchange= Ενέργεια προερχόμενη από το σύστημα θέρμανσης του δορυφόρου (Conduction radiation)

$$Solar_Flux = a \times Surface \times C_s \times \sin(i) \quad (10)$$

Όπου

a, είναι ο συντελεστής απορροφητικότητας του υλικού

C_s , πυκνότητα ισχύος της ηλιακής ακτινοβολίας
i, γωνία πρόσπτωσης ηλιακής ακτινοβολίας

$$\Delta Q = Q_{in} - Q_{out} = mC_p \frac{\Delta T}{\Delta t} \quad (11)$$

Όπου,

m, μάζα του υποσυστήματος

C_p , συντελεστής θερμότητας υλικού

ΔT , μεταβολή θερμοκρασίας

Αντικαθιστώντας τη σχέση (10) στην (11) μπορούμε να υπολογίσουμε το ποσό της θερμότητας (Q_{out}) που απαιτείται για ένα υποσύστημα έτσι ώστε να έρθει σε θερμική ισορροπία εντός των θερμοκρασιακών ορίων λειτουργίας του.

Υποσύστημα προώθησης (combined propulsion subsystem)

Το προωστικό σύστημα του δορυφόρου χρησιμοποιείται για τη δημιουργία των κατάλληλων διορθωτικών δυνάμεων ή ροπών στο σώμα του δορυφόρου για την τοποθέτησή του τόσο στην προγραμματισμένη θέση του κατά τη διάρκεια της εκτόξευσης, όσο και για τον έλεγχο της τροχιάς του. Οι προωστήρες (thrusters, βλ. διάγραμμα 6) είναι συνήθως χημικοί έχοντας ως καύσιμο άλλοτε την υδραζίνη (MMH) και άλλοτε μίγματα οξειδίων του Αζώτου (MON_3) ή ηλεκτρικοί (ηλεκτρικά ιόντα) και απαιτείται να έχουν

χαμηλά επίπεδα ωθήσεων (από λίγα mN έως μερικά N), διότι ο δορυφόρος βρίσκεται σε περιβάλλον χωρίς τριβές. Η διάρκεια ζωής τους είναι μεγάλη (μερικά χρόνια), ενώ η συνολική τους λειτουργία θα πρέπει να είναι μερικές χιλιάδες ώρες χωρισμένη σε μικρούς κύκλους.

Η απαιτούμενη μάζα του εκτοξευμένου υλικού μπορεί να υπολογιστεί από την παρακάτω σχέση:

$$M \cdot dv = w \cdot dM \quad (12)$$

Όπου,

M, η συνολική μάζα του δορυφόρου στον χρόνο t

v, η ταχύτητα του δορυφόρου στο χρόνο t

dM, η εξερχόμενη μάζα καυσίμου στο χρόνο dt

w, η ταχύτητα του εκτοξευμένου υλικού

Εφαρμόζοντας την αρχή της διατήρησης της ορμής μεταξύ των χρονικών στιγμών που η συνολική μάζα του δορυφόρου (μαζί με τα καύσιμα του) είναι M+m και M αντίστοιχα, προσδιορίζεται η μεταβολή της ταχύτητας του δορυφόρου Δv , ως εξής:

$$\Delta v = w \cdot \ln \frac{M + m}{M} \quad (13)$$

Ένα χαρακτηριστικό μέγεθος είναι η ειδική ώθηση I_w , που ορίζεται ως η ώθηση που προσδίδεται στο σώμα του δορυφόρου (F·dt) προς το βάρος του εκτοξευμένου υλικού (g·m) και δίνε-ται από την εξίσωση:

$$I_w = \frac{Fdt}{gdm} = \frac{F}{g \frac{dm}{dt}} \quad (14)$$

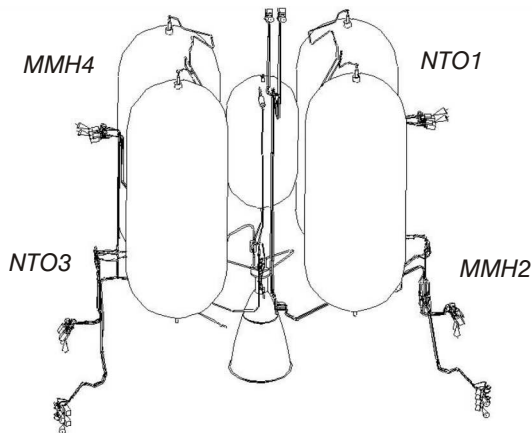
Με βάση την αρχική εξίσωση (12) ισχύει:

$$F = M \frac{dv}{dt} = w \frac{dM}{dt} \quad (15)$$

Και ο συνδυασμός των δύο τελευταίων σχέσεων θα δώσει την τελική εξίσωση για την ειδική ώθηση:

$$I_w = \frac{w}{g} \quad (16)$$

Η ειδική ώθηση έχει διαστάσεις χρόνου και χαρακτηρίζει τον τύπο του προωστικού υλικού που χρησιμοποιείται. Στον πίνακα Β δίνονται χαρακτηριστικές τιμές ειδικής ώθησης.



Διάγραμμα 6. Υποσύστημα Προώθησης



ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- *Handbook on Satellite Communications, International Telecommunication Union (ITU)*
- *University Physics, Hugh D. Young, Roger A. Freedman, A. Lewis Ford.*
- *Δορυφορικές επικοινωνίες, Χ. Καψάλης, Π. Κωττής (καθηγητές ΕΜΠ)*
- *Solar Arrays Meeting the Power Requirements of Communication Satellites" by P.A. LLes, F.F.Ho and E.B. Linder, AIAAA -96-1024-CP paper*
- *Ref:AIAA-96-1142-CP paper, On-Board Propulsion for Communications Satellites, by L.W Callaham, F.M. Curran and T.J. Wickenheiser.*
- *Ref:NASA/NFS Panel report on Satellite Communications Systems and Technology, July 1993, Volume 1. Chapter 2, " Review assessment of Satellite Communication Technologies"*

ΕΙΔΟΣ ΚΑΥΣΙΜΟΥ	ΕΙΔΙΚΗ ΩΘΗΣΗ I_w
Υδραζίνη	220 sec
Θερμή Υδραζίνη	300 sec
Ηλεκτρικά ιόντα	1000-10000 sec

ΠΙΝΑΚΑΣ Β. Ειδική ώθηση καυσίμων

Λίγα λόγια για τον αρθρογράφο

Ο **Μιχάλης Ρόππας** είναι Υπεύθυνος για τον Συντονισμό των Συχνοτήτων των Συστημάτων της εταιρίας Hellas Sat L.T.D. Γεννήθηκε το 1972 στην Αθήνα. Είναι πτυχιούχος μηχανικός του τμήματος Ηλεκτρονικής και Τηλεπικοινωνιών του Πανεπιστημίου Bath στην Αγγλία (BEng of Electronic and Communication Engineering for the European Market, University of Bath). Κατέχει επίσης μεταπτυχιακό τίτλο MSc στη σχεδίαση συστημάτων επικοινωνίας για υψηλές ραδιοσυχνότητες (MSc in RF & Communication Engineering, University of Bradford). Έχει εργασθεί στην εταιρία MILTECH S.A για περίπου ένα χρόνο ως project manager αναλαμβάνοντας τη σχεδίαση και ολοκλήρωση διαφορετικών hardware projects ακολουθώντας όλες τις φάσεις του κύκλου σχεδίασης ενός προϊόντος (Πειραματικό Πρωτότυπο, Βιομηχανικό Πρωτότυπο, διαδικασία δοκιμών, επίβλεψη της αλυσίδας κατασκευής). Ακολούθως μετακινήθηκε στην εταιρία COM-TONET στην οποία εργάστηκε ως μηχανικός δορυφορικών επικοινωνιών για δύο έτη. Στη συνέχεια μετακόμισε στο Λονδίνο όπου και εργάστηκε ένα χρόνο για λογαριασμό της εταιρίας LCC UK Limited ως σύμβουλος σχεδιασμού και διαχείρισης σταθμών βάσεως κινητής τηλεφωνίας επιλύοντας προβλήματα χωρητικότητας και κάλυψης για τα δίκτυα GSM, GPRS και UMTS. Τέλος πριν την μετακίνησή του στον Hellas Sat είχε εργασθεί για δύο χρόνια για λογαριασμό της εταιρίας ανάπτυξης και ολοκλήρωσης αμυντικών συστημάτων SONAK S.A ως υπεύθυνος σχεδιασμού υποσυστημάτων για τα έργα ERIS (Frequency Hopring Jammer) και OCTAGON (Stable Frequency Jammer). Είναι πιστοποιημένος ως Hardware Administrator του τοπικού κέντρου λήψης και επεξεργασίας δορυφορικών εικόνων της SPACE IMAGING HELLAS και έχει επίσης πιστοποιηθεί για τη λειτουργία του HUB της εταιρίας GILAT για τον τύπο VSAT (Skystar Advantage). Είναι επίσης πιστοποιημένος ως μηχανικός RF σχεδίασης των σταθμών βάσεως κινητής τηλεφωνίας από την εταιρία LCC. Είναι τακτικό μέλος του (TEE) και του IEEE Microwave Theory & Techniques Society.

Εάν επιθυμείτε το COMMUNICATION SOLUTIONS να δημοσιεύσει περισσότερα άρθρα για τις **Δορυφορικές Επικοινωνίες** κυκλώστε το **№ 14** στην **κάρτα αναγνώστης**