



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ  
ΑΙΓΑΙΟΥ

Επιχειρησιακής Ναυτιλίας και  
Επιχειρησιακών Υπηρεσιών

ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ  
& ΔΥΤΙΚΗΣ ΑΤΤΙΚΗΣ  
Τμήμα Μηχανικών Βιομηχανικής  
Σχεδίασης και Παραγωγής



---

**ΔΙΔΡΥΜΑΤΙΚΟ  
ΠΡΟΓΡΑΜΜΑ ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΩΝ ΣΠΟΥΔΩΝ  
«ΝΕΕΣ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΕΣ ΣΤΗ ΝΑΥΤΙΛΙΑ ΚΑΙ ΤΙΣ ΜΕΤΑΦΟΡΕΣ»**

**Σχεδίαση και κατασκευή νανοδορυφόρου για  
θαλάσσιες κι αμυντικές εφαρμογές στο Αιγαίο**

---

**Design and final Integration of a cubesat for maritime and defense  
applications in Aegean Sea**

---

**Όνοματεπώνυμο Σπουδαστή:**

**Κυριάκος Γκούσκος - Κατσαρός**

---

**Όνοματεπώνυμο Υπεύθυνων Καθηγητών :**

**Καθηγητής Νικήτας Νικητάκος**

**Καθηγητής Ιωάννης Κούκος**

**Δρ Γεώργιος Μαντζούρης**

---

**Αθήνα**

**Φεβρουάριος 2019**

---



## **Σχεδίαση και κατασκευή νανοδορυφόρου για θαλάσσιες κι αμυντικές εφαρμογές στο Αιγαίο**

**Κυριάκος Γκούσκος-Κατσαρός**

Μεταπτυχιακή Διατριβή που υποβάλλεται στο καθηγητικό σώμα για την μερική εκπλήρωση των υποχρεώσεων απόκτησης του μεταπτυχιακού τίτλου του Διδρυματικού Προγράμματος Μεταπτυχιακών Σπουδών «Νέες Τεχνολογίες στη Ναυτιλία και τις Μεταφορές» του Τμήματος Ναυτιλίας και Επιχειρηματικών Υπηρεσιών του Πανεπιστημίου Αιγαίου και του Τμήματος Μηχανικών Βιομηχανικής Σχεδίασης και Παραγωγής του Πανεπιστημίου Δυτικής Αττικής.



## Δήλωση συγγραφέα διπλωματικής διατριβής

Ο/Η κάτωθι υπογεγραμμένος Κυριάκος Γκούσκος - Κατσαρός, του Γεωργίου, με αριθμό μητρώου 102, φοιτητής του Διδρυματικού Προγράμματος Μεταπτυχιακών Σπουδών «Νέες Τεχνολογίες στη Ναυτιλία και τις Μεταφορές» του Τμήματος Ναυτιλίας και Επιχειρηματικών Υπηρεσιών του Πανεπιστημίου Αιγαίου και του Τμήματος Μηχανικών Βιομηχανικής Σχεδίασης και Παραγωγής του Πανεπιστημίου Δυτικής Αττικής, δηλώνω ότι: *«Είμαι συγγραφέας αυτής της μεταπτυχιακής διπλωματικής διατριβής και ότι κάθε βοήθεια την οποία είχα για την προετοιμασία της είναι πλήρως αναγνωρισμένη και αναφέρεται στην διατριβή. Επίσης έχω αναφέρει τις όποιες πηγές από τις οποίες έκανα χρήση δεδομένων, ιδεών ή λέξεων, είτε αυτές αναφέρονται ακριβώς είτε παραφρασμένες. Επίσης βεβαιώνω ότι αυτή η διατριβή προετοιμάστηκε από εμένα προσωπικά ειδικά για τη συγκεκριμένη μεταπτυχιακή διπλωματική διατριβή»*.

Ο δηλών

Ημερομηνία

11 Φεβρουαρίου 2019

## Περίληψη

Το Αιγαίο Πέλαγος, η θαλάσσια περιοχή ανάμεσα στην ηπειρωτική Ελλάδα και τη Μικρά Ασία, αποτελεί την οδό που ενώνει τη Θάλασσα του Μαρμαρά (μέσω των Στενών των Δαρδανελίων) με τη Μεσόγειο. Θάλασσα. Αντικείμενο της παρούσης διατριβής είναι η σχεδίαση και κατασκευή ενός ναυοδορυφόρου, του οποίου η τροχιά θα βρίσκεται άνωθεν του Αιγαίου Πελάγους και θα βρίσκει εφαρμογή στη Ναυτιλία και την Άμυνα. Αρχικά προσδιορίζεται το θεωρητικό υπόβαθρο που αφορά στους ναυοδορυφόρους. Περιγράφονται τα υποσυστήματα καθώς και οι λειτουργίες που επιτελεί το καθένα. Στη συνέχεια εκτιμάται η στάθμη της τεχνολογίας για κάθε ένα υποσύστημα ξεχωριστά και καταγράφεται η πρόταση του συγγραφέα για την κατασκευή ενός δορυφόρου ο οποίος θα παρακολουθεί τις συχνότητες AIS και τη συχνότητα κινδύνου. Ταυτόχρονα το ωφέλιμο φορτίο του δορυφόρου είναι διπλό καθώς θα φέρει και οπτικό αισθητήρα.

Συναφώς γίνεται λόγος για ένα δορυφόρο ο οποίος θα μπορεί να παρακολουθεί τη ναυτιλιακή κίνηση μέσω των συχνοτήτων AIS, αλλά και να την ταυτοποιεί μέσω του οπτικού αισθητήρα που διαθέτει. Παράλληλα με τον οπτικό αισθητήρα θα είναι δυνατή η παρακολούθηση των συνόρων αλλά και η αναγνώριση εάν απαιτηθεί.

**Λέξεις κλειδιά :** Αιγαίο Πέλαγος, ναυοδορυφόροι, AIS, οπτικός αισθητήρας, παρακολούθηση

## **Abstract**

The Aegean Sea, the area between mainland Greece and Asia Minor, is the road that connects the Marmara Sea (through the Dardanelles) to the Mediterranean Sea. The subject of the thesis is the design and integration of a cubesat, whose orbit will be above the Aegean Sea and could be used for Maritime and Defense. Initially, the theoretical background for cubesats is identified. All the subsystems are described as well as the functions that each performs. Then the state of the art is given for every subsystem and the author's proposal for the construction of a satellite monitoring the AIS frequencies and DISTRESS channel. At the same time, the payload of the satellite is double because it will also carry an optical sensor.

In this regard, we are talking about a satellite that can monitor marine traffic through AIS frequencies, but also identify it with the use of the optical sensor. Furthermore, with the optical sensor it will be possible to monitor the borders and identify who's crossing if it is required.

**Keywords :** Aegean Sea, cubesats, AIS, optical sensor, monitor





**Αφιερώνεται στη Δεσποινούλα, στο Γιωργάκη και στην Αγγελική**



## **Ευχαριστίες**

Κατ' αρχάς θα ήθελα να ευχαριστήσω τον Καθηγητή κ. Ιωάννη Κούκο, για τη συνεχή καθοδήγησή του και την ανιδιοτελή υποστήριξή του κατά την εκπόνηση της παρούσας διατριβής. Η προθυμία με την οποία προσέφερε απλόχερα τη βοήθειά του καθ' όλο αυτό το διάστημα, καθώς και οι γνώσεις που αποκόμισα ήταν καταλυτικοί παράγοντες.

Ομοίως, οφείλω ένα μεγάλο ευχαριστώ στο Δρ Γεώργιο Μαντζούρη, καθόσον αυτός όχι μόνο με ενημέρωσε για τον εν λόγω Πρόγραμμα Μεταπτυχιακών Σπουδών, αλλά μου άνοιξε την πόρτα για το «διάστημα». Τον ευχαριστώ επίσης και για την εμπιστοσύνη που επέδειξε στο πρόσωπό μου εμπιστευόμενος αυτό το θέμα.

Το πιο μεγάλο ευχαριστώ το οφείλω όμως στην οικογένειά μου η οποία αυτόν τον τελευταίο ενάμισι χρόνο με στήριξε πέραν του δέοντος και που χωρίς τη δική τους στήριξη θα ήταν αδύνατη τόσο η συμμετοχή μου στο πρόγραμμα, όσο και η εκπόνηση αυτής της διατριβής.



## Πίνακας Περιεχομένων

<b>ΕΙΣΑΓΩΓΗ</b>	※	17
<b>ΜΕΡΟΣ «Α»</b>		21
<b>1. Θεωρητικό Υπόβαθρο</b>	※	22
1.1. Δομή (Structure)		25
1.1.1 Μέγεθος 1U		26
1.1.2 Μέγεθος 2U		29
1.1.3 Μέγεθος 6U		31
1.2. Επικοινωνίες (Communication)		33
1.3. Ωφέλιμο φορτίο (Payload)		35
1.4. Ισχύς (Electric Power)		36
1.5. Έλεγχος Προσανατολισμού (Attitude Control)		40
1.6. Έλεγχος και Διαχείριση Δεδομένων (On Board Computer & Data Handling)		42
1.7. Θερμικός Έλεγχος (Thermal Control)		43
1.8. Τροχιακή Κίνηση (Orbital Movement)		45
<b>2. Καθορισμός Αποστολής</b>	※	47
2.1. Τεχνολογίες διττής χρήσης		47
2.2. Στάθμη της Τεχνολογίας		47
2.2.1 Επίπεδα Τεχνολογικής Ετοιμότητας (Technology Readiness Level / TRL)		48
2.2.2 Ισχύουσα Κατάσταση		49
<b>ΜΕΡΟΣ «Β»</b>		58
<b>3. Προτάσεις Αποστολών</b>	※	59
<b>4. Δορυφόρος</b>	※	62
4.1. Δομικό Υποσύστημα		62
4.2. Ωφέλιμο φορτίο		65
4.2.1 Δέκτης AIS		65
4.2.2 Οπτικός αισθητήρας		67
4.3. Καθορισμός υποσυστήματος ελέγχου θέσης		71
4.4. Προσδιορισμός υποσυστήματος επικοινωνιών		76
4.5. Καθορισμός υποσυστήματος ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων		84
4.6. Προσδιορισμός υποσυστήματος ηλεκτρικής ενέργειας		87
4.7. Καθορισμός υποσυστήματος θερμικού ελέγχου		94
4.8. Παραδοτέα		97

<b>5. Ανακεφαλαίωση</b>	※.....	100
<b>6. Συμπεράσματα</b>	※.....	105
<b>Βιβλιογραφία</b>	.....	106

## Κατάλογος Εικόνων

Εικόνα 1: Σκελετός cubesat μεγέθους 1U (Clyde Space) .....	17
Εικόνα 2: Διάφορα μεγέθη cubesats 1U, 2U, 3U, 6U (ISIS) .....	17
Εικόνα 3: Poly-Picosatellite Orbital Deployer, P-POD (Mehrparvar, 2014) .....	19
Εικόνα 4 : 1U Cubesat structure (Clyde Space).....	27
Εικόνα 5 : 1U Cubesat structure (ISIS).....	27
Εικόνα 6 : 1U Cubesat structure (EnduroSat).....	27
Εικόνα 7 : 1U Cubesat Design Specification (Appendix B) .....	28
Εικόνα 8 : 2U Cubesat structure (SPACEMIND NPC).....	29
Εικόνα 9 : 2U Cubesat structure (GAUSS).....	29
Εικόνα 10 : 2U Cubesat Design Specification (Appendix B) .....	30
Εικόνα 11 : 6U Cubesat Design Specification .....	31
Εικόνα 12 : 6U Cubesat structure (ISIS).....	32
Εικόνα 13 : 6U Cubesat structure (GOM SPACE) .....	32
Εικόνα 14 : Γενικός καταμερισμός του φάσματος συχνοτήτων ανάλογα με τη χρήση .....	33
Εικόνα 15 : Επιμέρους καταμερισμός των συχνοτήτων .....	34
Εικόνα 16 : CubeSat Dipole Antenna System (ISIS).....	35
Εικόνα 17 : CPWT S-band Antenna Patch (CLYDE SPACE).....	35
Εικόνα 18 : Cubesat UHF TRANCEIVER-II (ENDUROSAT) .....	35
Εικόνα 19 : Satlab Qube AIS (AIS Receiver) (GOM SPACE) .....	36
Εικόνα 20 : Chameleon Imager (camera) (SPACE ADVISORY COMPANY).....	36
Εικόνα 21 : Φωτοβολταϊκά πάνελ διαφόρων μεγεθών (ISIS).....	37
Εικόνα 22 : Φωτοβολταϊκά πάνελ για δορυφόρο 1U (ENDUROSAT).....	37
Εικόνα 23 : Φωτοβολταϊκά πάνελ για δορυφόρο 1U (CubeSat Shop) .....	38
Εικόνα 24 : 3 <sup>rd</sup> Generation 1U (για δορυφόρο 1U, αριστερά) και 3 <sup>rd</sup> Generation FlexU (με εγκατεστημένη μπαταρία για δορυφόρο 3U, αριστερά) (ISIS) .....	39
Εικόνα 25 : Κύκλωμα Διανομής Ισχύος με εγκατεστημένη μπαταρία επ' αυτού (Nano Avionics).....	39
Εικόνα 26 : Μπαταρία δυνατότητας αποθήκευσης 72,6 - 100 Wh (PUMKIN) .....	40
Εικόνα 27 : Μπαταρία δυνατότητας αποθήκευσης 38,5 Wh (GOM SPACE).....	40
Εικόνα 28 : Σύστημα προσδιορισμού & ελέγχου θέσης, ακρίβειας μεγαλύτερης από 0,5° ...	41
Εικόνα 29 : Σύστημα προσδιορισμού & ελέγχου θέσης εφοδιασμένο με αισθητήρες εντοπισμού .....	41
Εικόνα 30 : Onboard Computer (ENDUROSAT) .....	42
Εικόνα 31 : Onboard Computer (ISIS) .....	42
Εικόνα 32: Technology Readiness Levels (NASA).....	49
Εικόνα 33 : 3U Cubesat structure (C3S).....	51
Εικόνα 34 : Πτυσσόμενη κεραία S-band με δυνατότητα αποθήκευσης σε όγκο 1,5U (NASA JPL).....	52
Εικόνα 35 : Αντλία κυκλοφορητού κλειστού κυκλώματος (Lockheed Martin Corporation) .....	57
Εικόνα 36 : Δομή 6U (SPACE MIND).....	63
Εικόνα 37 : Δομή 6U (ISIS).....	64

Εικόνα 38 : Δομή 6U (ENDUROSAT).....	64
Εικόνα 39 : STS-300 AIS Receiver (Space Quest).....	66
Εικόνα 40 : QubeAIS Receiver (Satlab) .....	67
Εικόνα 41 : Αντάπτορας C-mount .....	69
Εικόνα 42 : Απεικόνιση swath .....	69
Εικόνα 43 : Βασικοί τύποι .....	70
Εικόνα 44 : Οπτικός σωλήνας του τηλεσκοπίου Orion Starmax 90.....	71
Εικόνα 45 : Μετάπτωση swath κατά τη στροφή του αισθητήρα .....	72
Εικόνα 46 : Σύστημα ελέγχου προσανατολισμού (BST).....	75
Εικόνα 47 : Σύστημα ελέγχου προσανατολισμού (GOM Space).....	75
Εικόνα 48 : Σύστημα ελέγχου προσανατολισμού (MAI).....	75
Εικόνα 49 : Σύστημα ελέγχου προσανατολισμού (CubeSpace) .....	76
Εικόνα 50 : Σχέση Bit Error Rate με $E_b/N_0$ για κωδικοποίηση Reed-Solomon και Convolutional.....	80
Εικόνα 51 : Κεραία S-band (ENDUROSAT I).....	81
Εικόνα 52 : Κεραία S-band (ENDUROSAT II).....	81
Εικόνα 53 : Κεραία S-band (GOM Space I & II) .....	81
Εικόνα 54 : Κεραία S-band (Clyde Space) .....	82
Εικόνα 55 : Κεραία UHF-VHF (ISIS) .....	83
Εικόνα 56 : Πομποδέκτης UHF uplink – VHF Downlink (ISIS) .....	83
Εικόνα 57 : Υποσύστημα ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων (IMT) .....	86
Εικόνα 58 : Υποσύστημα ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων (GOM Space).....	86
Εικόνα 59 : Κάρτα τοποθέτησης (dock) του υποσυστήματος ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων (GOM Space).....	86
Εικόνα 60 : Υποσύστημα ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων (ISIS) .....	87
Εικόνα 61 : Υποσύστημα ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων (CLYDE SPACE).....	87
Εικόνα 62 : Μπαταρία (IMT).....	90
Εικόνα 63 : Μπαταρία (EnduroSat) .....	90
Εικόνα 64 : Μπαταρία (GOM Space) .....	90
Εικόνα 65 : Μπαταρία (Clyde Space).....	90
Εικόνα 66 : Κύκλωμα διανομής ισχύος (GOM Space).....	91
Εικόνα 67 : Nano Dock P60 (GOM Space) .....	91
Εικόνα 68 : Συνδεσμολογία στοιχείων μπαταρίας.....	93
Εικόνα 69 : Φωτοβολταϊκά πάνελ για νανοδορυφόρο 6U (ISIS) .....	94
Εικόνα 70 : Κάλυψη αισθητήρα με μονωτικό υλικό σε μορφή πάνελ (TETHERS UNLIMITED) .....	96
Εικόνα 71 : Ισοθερμικές κατασκευές (TMT).....	97
Εικόνα 72 : «Αποθήκη θερμότητας» (TMT) .....	97
Εικόνα 73 : Σχηματική απεικόνιση τοποθέτησης των υποσυστημάτων .....	103
Εικόνα 74 : MONALISA (εμπρόσθια όψη).....	104
Εικόνα 75 : MONALISA (οπίσθια όψη).....	104
Εικόνα 76 : MONALISA (πλάγια όψη).....	104



## Κατάλογος Πινάκων

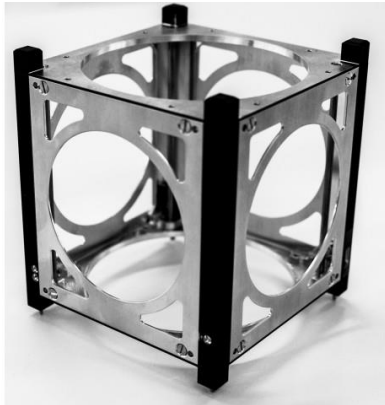
Πίνακας 1 : Πίνακας χαρακτηριστικών των υλικών για την κατασκευή του πρώτου cubesat .....	25
Πίνακας 2 : Πίνακας ενδεικτικών θερμοκρασιών εξαρτημάτων δορυφόρου.....	43
Πίνακας 3 : Απεικόνιση ενδεικτικών ορίων θερμοκρασιών των εξαρτημάτων ενός δορυφόρου .....	44
Πίνακας 4 : Σύγκριση μαζών δομικού υποσυστήματος 6U.....	65
Πίνακας 5 : Συγκριτικός πίνακας δεκτών AIS.....	65
Πίνακας 6 : Συγκριτικός πίνακας οπτικών αισθητήρων .....	68
Πίνακας 7 : Συγκριτικός πίνακας συστημάτων ελέγχου θέσης.....	74
Πίνακας 8 : Συγκριτικός πίνακας κεραιών .....	78
Πίνακας 9 : Υπολογισμοί Link Budget για επιλογή κεραίας .....	79
Πίνακας 10 : Συγκριτικός πίνακας πομπών S-band.....	82
Πίνακας 11 : Συγκριτικός πίνακας συστημάτων ελέγχου .....	84
Πίνακας 12 : Ισοζύγιο ισχύος υποσυστημάτων δορυφόρου.....	88
Πίνακας 13 : Συγκριτικός πίνακας μπαταριών .....	89
Πίνακας 14 : Κατανομή εξαρτημάτων στις εξόδους του κυκλώματος διανομής ισχύος.....	92
Πίνακας 15 : Ένταση ρεύματος τροφοδοσίας εξαρτημάτων .....	92
Πίνακας 16 : Τεχνικές προδιαγραφές ηλιακών συλλεκτών ISIS.....	94
Πίνακας 17 : Λειτουργικά όρια θερμοκρασίας υποσυστημάτων δορυφόρου .....	95
Πίνακας 18 : Υπολογισμός «χρόνου ζωής» του δορυφόρου .....	98

## ΕΙΣΑΓΩΓΗ



Από το 1957 που εκτοξεύτηκε ο Sputnik, ο όρος «δορυφόρος» είναι σήμερα οικείος στους περισσότερους. Αυτό συμβαίνει ανεξάρτητα από το εκπαιδευτικό ή επαγγελματικό υπόβαθρό του καθενός. Δεν είναι πλέον το προνόμιο ορισμένων εθνών και δεν αποτελεί θέμα έρευνας και συζήτησης που περιορίζεται στις εγκαταστάσεις μεγάλων ακαδημαϊκών ιδρυμάτων και ερευνητικών οργανισμών.

Το 1999, η συνεργασία καθηγητών από το Πολυτεχνικό Πανεπιστήμιο στην Καλιφόρνια (California Polytechnic State University) και από το Πανεπιστήμιο του



**Εικόνα 1:** Σκελετός cubesat μεγέθους 1U (Clyde Space)

Στάνφορντ (Stanford University), οδήγησε στην κατασκευή του πρώτου πικοδορυφόρου. Το βασικό μέγεθος ενός πικοδορυφόρου (ευρύτερα γνωστοί με τον όρο cubesat), αποτελεί κατασκευή σε σχήμα κύβου, ακμής 10 εκατοστών με βάρος όχι μεγαλύτερο του ενός κιλού, το οποίο καλείται 1U. Απόρροια αυτού είναι η ύπαρξη δορυφόρων

με μέγεθος πολλαπλάσιο του ανωτέρω. Συναφώς, υφίστανται δορυφόροι μεγέθους 2U, 3U και φτάνουν μέχρι και 27U (!) των οποίων το βάρος δεν ξεπερνά τα 30 κιλά. Στην επόμενη εικόνα φαίνονται διάφορα μεγέθη 1U, 2U, 3U και 6U



**Εικόνα 2:** Διάφορα μεγέθη cubesats 1U, 2U, 3U, 6U (ISIS)

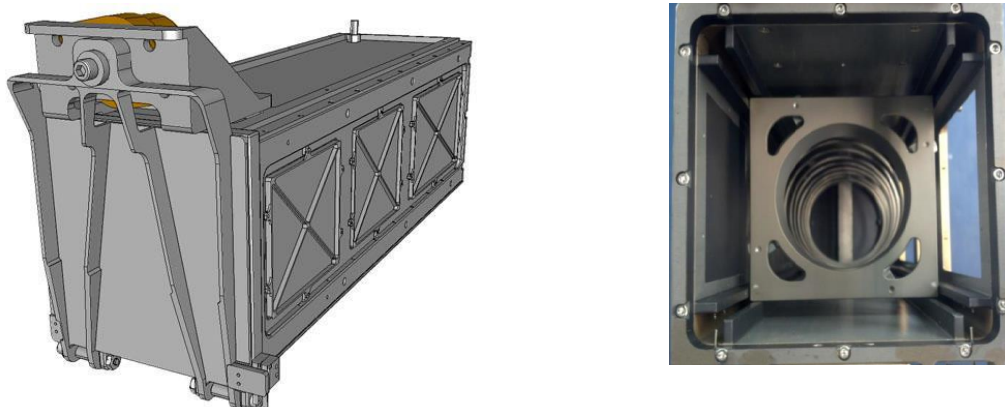
Χωρίς να αποτελεί επίσημα αποδεκτό κανόνα, δορυφόροι με βάρος μικρότερο των 100 κιλών, χαρακτηρίζονται ως μικροδορυφόροι. Περαιτέρω υποδιαίρεση αυτών, χωρίς όμως διακριτά όρια, ανάγεται σε Νανοδορυφόρους, με το βάρος τους να κυμαίνεται από 1 έως 10 κιλά και Πικοδορυφόρους, με το βάρος τους να κυμαίνεται μεταξύ 100 γραμμαρίων κι 1 κιλού.

Οι αρχικές εφαρμογές των μικροδορυφόρων ήταν στο επιστημονικό πεδίο είτε με την εκτέλεση πειραμάτων «σε συνθήκες διαστήματος», είτε με τη μέτρηση παραμέτρων της ατμόσφαιρας της Γης, ακόμα και με εφαρμογές για τηλεπισκόπηση. Μέχρι σήμερα, το πλήθος των εν λόγω δορυφόρων που βρίσκονται ήδη σε τροχιά γύρω από τη Γη ξεπερνά τις 2.000. Αυτό οφείλεται στη ραγδαία ανάπτυξη των ηλεκτρονικών και στη σμίκρυνση αυτών με παράλληλη αύξηση των δυνατοτήτων τους. Συνέπεια αυτού είναι το σταθερά μειούμενο κόστος κατασκευής τους. Πλέον έχουμε φτάσει σε ένα σημείο όπου οι μικροδορυφόροι δύνανται να εκτελέσουν σχεδόν κάθε είδος αποστολής που κάνουν οι «μεγάλοι» δορυφόροι των εκατοντάδων κιλών.

Κάθε αποστολή δορυφόρου, απαρτίζεται από δύο τμήματα. Το επίγειο τμήμα αυτής αφορά στην κατασκευή του δορυφόρου και το έτερο τμήμα στην εκτόξευση και ανάπτυξή του στο διάστημα. Η ανάπτυξη των μικροδορυφόρων στο διάστημα δύναται πραγματοποιηθεί με διάφορους τρόπους :

- α. Μέσω του Διεθνούς Διαστημικού Σταθμού (International Space Station, ISS)
- β. Μέσω πυραύλων
- γ. Μέσω συνδυασμού αεροσκαφών και πυραύλων
- δ. Μέσω διαστημικών μπαλονιών.

Σε όλες τις άνωθεν περιπτώσεις, το τελικό στάδιο εκτόξευσης του δορυφόρου πραγματοποιείται από τα P-PODs (Poly-Picosatellite Orbital Deployers). Οι μικροδορυφόροι προ-φορτώνονται στα P-PODs (προ της εκτόξευσης από τη Γη) και την κατάλληλη στιγμή, στο κατάλληλο ύψος, ενεργοποιούνται και εκτελούν άφεση του δορυφόρου στο διάστημα. Στην εικόνα 3, φαίνεται ενδεικτικά ένας τύπος deployer χωρητικότητας 3U.



**Εικόνα 3: Poly-Picosatellite Orbital Deployer, P-POD** (Mehrparvar, 2014)  
(Η χωρητικότητα του εν λόγω deployer ανέρχεται σε 3 U, ήτοι τρεις δορυφόρους μεγέθους 1U ή 2 δορυφόρων μεγέθους 1,5U ή ενός δορυφόρου μεγέθους 3U).

Αντικείμενο της παρούσης εργασίας αποτελεί το πρώτο τμήμα της αποστολής, ήτοι η επιλογή του μικροδορυφόρου, που θα βρίσκει εφαρμογή είτε στη ναυτιλία είτε στην άμυνα, στο χώρο του Αιγαίου Πελάγους. Δεν θα λάβει χώρα κατασκευή του εν λόγω δορυφόρου, η εργασία θα περιοριστεί στον προσδιορισμό των κατάλληλων υποσυστημάτων.

Η εργασία χωρίζεται σε δύο κυρίως μέρη. Το πρώτο μέρος χωρίζεται σε δύο ενότητες. Στην πρώτη εξ' αυτών γίνεται αναφορά στα υποσυστήματα του μικροδορυφόρου. Περιγράφονται οι λειτουργίες που εκτελούνται σε κάθε υποσύστημα, καθώς και οι δυνατότητές τους. Εν συνέχεια γίνεται μνεία ακροθιγώς στις εξισώσεις και νόμους που αφορούν στην κίνηση του δορυφόρου. Στη δεύτερη, δίδεται η στάθμη της τεχνολογίας (state of the art) σε κάθε υποσύστημα και γίνεται αναφορά στις τεχνολογίες διττής φύσεως, όπου αυτές υφίστανται.

Ακολούθως, το δεύτερο μέρος απαρτίζεται από τρεις ενότητες. Στην πρώτη αποδίδεται η πρόταση του συγγραφέα που αφορά στην κατασκευή δορυφόρου, σύμφωνα με τις τρέχουσες τεχνολογίες. Στην επόμενη ενότητα περιγράφονται αναλυτικά οι τελικές επιλογές των υποσυστημάτων του δορυφόρου, ενώ στην τελευταία δίδονται κάποια συμπεράσματα.



## **ΜΕΡΟΣ «Α»**

## 1. Θεωρητικό Υπόβαθρο



Κάθε μικροδορυφόρος χωρίζεται σε επτά υποσυστήματα τα οποία, ενώ το καθένα από αυτά εκτελεί τις δικές του προκαθορισμένες λειτουργίες, παράλληλα αλληλεπιδρούν μεταξύ τους, καθιστώντας την κατασκευή ενός μικροδορυφόρου μια εξίσωση με πολλές παραμέτρους. Τα εν λόγω συστήματα είναι τα ακόλουθα :

### α. Δομικό Υποσύστημα (Structural Subsystem)

Με τον όρο δομικό υποσύστημα καλείται η κατασκευή εντός της οποίας θα τοποθετηθούν τα υπόλοιπα υποσυστήματα του δορυφόρου : υπολογιστής-μπαταρίες-σύστημα ελέγχου πτήσης κλπ. Το υλικό κατασκευής του οφείλει να έχει συγκεκριμένες ιδιότητες, ενώ η κατασκευή επί συνόλω απαιτείται να αντέχει συγκεκριμένων καταπονήσεων και να προστατεύει επιτυχώς τα εξαρτήματα που βρίσκονται στο εσωτερικό της από τις *βλαβερές επιδράσεις*<sup>1</sup> του «διαστημικού» περιβάλλοντος. Η ευκολία κατασκευής και συναρμολόγησης, καθώς επίσης και ο παρεχόμενος ελεύθερος χώρος για το ωφέλιμο φορτίο, τα κυκλώματα και τις μπαταρίες είναι τα κύρια χαρακτηριστικά του σχεδιασμού δομικού υποσυστήματος ενός Cubesat.

### β. Υποσύστημα Επικοινωνιών (Communications Subsystem)

Είναι το υποσύστημα που ευθύνεται τόσο για τη μετάδοση των δεδομένων των αισθητήρων<sup>2</sup> που φέρει, όσο και για τη μετάδοση των δεδομένων του ίδιου του δορυφόρου<sup>3</sup>, στο σταθμό εδάφους. Οι χρησιμοποιούμενες συχνότητες ανήκουν στο εύρος των ραδιοσυχνοτήτων (RF), με τα δεδομένα της κατάστασης του δορυφόρου που αποστέλλονται στο σταθμό εδάφους να καλούνται τηλεμετρία του δορυφόρου.

Οι δορυφόροι μεταδίδουν και να λαμβάνουν μόνο σε προκαθορισμένες ζώνες συχνοτήτων. Οι συχνότητες UHF–VHF είναι κατάλληλες για εφαρμογές χαμηλού ρυθμού μετάδοσης δεδομένων (data rate). Οι κεραιές, λόγω του μεγέθους τους, είναι συνήθως ιστροπικές και σταθερά τοποθετημένες (όχι κατευθυνόμενες).

---

<sup>1</sup> Η μεταβολή στη θερμοκρασία στο διαστημικό περιβάλλον έχει μεγάλο εύρος, ενώ παράλληλα έτερος παράγοντας που λαμβάνεται υπόψη είναι η κοσμική ακτινοβολία.

<sup>2</sup> Μπορεί να είναι camera ή radar ή αισθητήρας μέτρησης ουσιών κλπ., ανάλογα με την αποστολή.

<sup>3</sup> Στοιχεία όπως θέση, ταχύτητα υψόμετρο κλπ.

Παραμένουν αναδιπλωμένες και εκτείνονται στο πλήρες μέγεθός τους μετά την εκτόξευση από το P-POD.

γ. Υποσύστημα Ωφέλιμου Φορτίου - Αισθητήρων (Payload Subsystem)

Το κύριο φορτίο ή ωφέλιμο φορτίο του δορυφόρου (payload) είναι και ο κύριος λόγος εκτέλεσης της αποστολής. Ενδεικτικά κι όχι αποκλειστικά, ωφέλιμο φορτίο δύνανται να αποτελέσουν τα κάτωθι :

- (1) Αναμεταδότες αν ο σκοπός της αποστολής είναι η δημιουργία ή επέκταση κάλυψης ενός δικτύου επικοινωνιών.
- (2) Κάμερα αν ο σκοπός είναι η παρατήρηση, επιτήρηση ή ταυτοποίηση.
- (3) Ραντάρ (ακόμα και SAR<sup>4</sup>) αν ο σκοπός είναι η παρακολούθηση ή η επιτήρηση.

Το ωφέλιμο φορτίο κάθε δορυφόρου είναι απολύτως εξαρτώμενο από τα υπόλοιπα υποσυστήματα του δορυφόρου, κάποιες φορές η σχεδίαση όλων αυτών εξαρτάται από αυτό. Επί παραδείγματι, ανάλογα με τον αισθητήρα και τα στοιχεία που συλλέγει, προκύπτει και η απαίτηση μετάδοσής των συλλεχθέντων δεδομένων. Επιπρόσθετα ανάλογα με τον αισθητήρα και τις ενεργειακές ανάγκες που έχει εξαρτάται η επιλογή του υποσυστήματος ηλεκτρικής ενέργειας που θα τοποθετηθεί.

δ. Υποσύστημα Ηλεκτρικής Ισχύος (Electric Power Subsystem)

Το υποσύστημα ηλεκτρικής ισχύος ενός δορυφόρου είναι συνήθως ένα βαρύ υποσύστημα. Στις περισσότερες περιπτώσεις αποτελεί περίπου το 25% του βάρους του «σκάφους». Δεν θα πρέπει να υποτιμάται, καθόσον ανεπαρκής ισχύς έχει ως αποτέλεσμα την αδυναμία υποστήριξης των ενεργειακών απαιτήσεων επί συνόλου του δορυφόρου. Η διαδικασία σχεδιασμού του υποσυστήματος ηλεκτρικής ενέργειας είναι πολύ σημαντική και θα πρέπει να λαμβάνονται υπόψη όχι μόνο οι απαιτήσεις των υποσυστημάτων σε ενέργεια, αλλά ταυτόχρονα η δυνατότητα παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας των φωτοβολταϊκών πάνελ σε συνδυασμό με το χρονικό διάστημα της κίνησης του δορυφόρου «υπό σκιά»<sup>5</sup>.

---

<sup>4</sup> Synthetic Aperture Radar

<sup>5</sup> Είναι το χρονικό διάστημα-τμήμα της κίνησης του δορυφόρου κατά το οποίο «δεν βλέπει» τον Ήλιο και συνεπώς δεν είναι δυνατή η παραγωγή ενέργειας από τα πάνελ.



ε. Υποσύστημα Ελέγχου Προσανατολισμού (Attitude Control Subsystem)

Αυτό το υποσύστημα είναι υπεύθυνο ώστε μετά την άφηση από το deployer, να αποσβέσει τυχόν αναταράξεις κατά την κίνηση του δορυφόρου και να τον στρέψει προς τη Γη, με τέτοιο τρόπο και υπό τέτοια γωνία, ώστε το ωφέλιμο φορτίο που φέρει να αποδώσει τα μέγιστα. Είναι από τα πιο ακριβά υποσυστήματα ενός μικροδορυφόρου. Οι απαιτήσεις με βάση τις οποίες επιλέγεται κάθε φορά, με τις επιδόσεις που έχει δεν πρέπει να ξεπερνούν τις απαιτούμενες από το φερόμενο ωφέλιμο φορτίο. Ένα σύνηθες λάθος, που ανεβάζει κατακόρυφα τον προϋπολογισμό του δορυφόρου, είναι η επιλογή συστήματος με μεγαλύτερη ακρίβεια από ότι απαιτεί το ωφέλιμο φορτίο.

στ. Υποσύστημα Ελέγχου και Διαχείρισης Δεδομένων (Command & Data Handling Subsystem)

Ουσιαστικά αποτελεί τον «εγκέφαλο» του δορυφόρου, αφού επικοινωνεί με όλα τα υπόλοιπα υποσυστήματα ενώ είναι υπεύθυνο επίσης και για τη μεταφορά δεδομένων μεταξύ αυτών. Είναι ένας «υπολογιστής» η επεξεργαστική ισχύς του οποίου, του επιτρέπει να συγκεντρώνει όλα τα δεδομένα (τηλεμετρίας και ωφέλιμο φορτίου), να τα αποθηκεύει σε κατάλληλο προς τούτο μέσο επί του δορυφόρου και να μεριμνά για το «κατέβασμά» τους (downlink), στο σταθμό εδάφους, σε κατάλληλο χρόνο. Είναι επίσης ο αποδέκτης των εντολών από το σταθμό εδάφους για το χειρισμό του δορυφόρου.

ζ. Υποσύστημα Θερμικού Ελέγχου (Thermal Control Subsystem)

Αποτελεί το υποσύστημα εκείνο που είναι υπεύθυνο για τη διατήρηση της θερμοκρασίας, εντός του «σκάφους», εντός των λειτουργικών ορίων των συστημάτων-εξαρτημάτων που φέρει. Το εύρος των θερμοκρασιών του περιβάλλοντος του δορυφόρου κυμαίνεται από  $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$  έως  $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Τα εύρη των λειτουργικών θερμοκρασιών των διαφόρων εξαρτημάτων είναι διαφορετικά, με συνέπεια η επιλογή της κατάλληλης θερμικής προστασίας να είναι κρίσιμη για την ορθή λειτουργία και τη ζωή του δορυφόρου.

### 1.1. Δομή (Structure)

Για το σχεδιασμό της δομής του «σκάφους» λαμβάνονται υπόψη αρκετές παράμετροι. Πρώτον πρέπει να συμμορφώνεται με τους τυποποιημένους περιορισμούς (California Polytechnic State University, 2005 (Last Revision: 2014)) και ταυτόχρονα με τις απαιτήσεις της εκάστοτε αποστολής. Επιπλέον απαιτείται να προσδίδει πρόσβαση στο ωφέλιμο φορτίο, αλλά και στα υπόλοιπα συστήματα, ώστε να παρέχεται η δυνατότητα τυχόν ρυθμίσεων ή ακόμα και αλλαγών. Πρέπει να έχει την ελάχιστη δυνατή μάζα, πλην όμως να διατηρεί τη συνοχή της κατασκευής και παράλληλα να δύναται να αντέξει φορτία πολλαπλάσια της επιτάχυνσης της βαρύτητας (g).

Το υλικό κατασκευής πρέπει να είναι ελαφρύ πλην όμως ανθεκτικό και να τυγχάνει εύκολης κατεργασίας (machining). Στον πίνακα που ακολουθεί φαίνονται τα υποψήφια υλικά, με τις ιδιότητές τους, για την κατασκευή του πρώτου cubesat.

Υλικό	Ανοχή (MPa) [ελαστική παραμόρφωση]	Ποκνότητα (kg/m <sup>3</sup> )	Κατεργασία
Ανοξειδωτο ατσάλι	790	7760	Εύκολη
Τιτάνιο	900	4429	Δύσκολη
Αλουμίνιο AL-6061-T6	320	2850	Εύκολη
Αλουμίνιο AL-7075-T6	340	2796	Εύκολη
Συνθετικά υλικά	640	~1000	Δύσκολη
Κράμα νικελίου <sup>6</sup>	848	8321	Δύσκολη

**Πίνακας 1 :** Πίνακας χαρακτηριστικών των υλικών για την κατασκευή του πρώτου cubesat

Όπως φαίνεται και στον Πίνακα 1 το Αλουμίνιο επιδεικνύει μεγάλη τιμή ανοχής δύναμης πλαστικής παραμόρφωσης και κατεργάζεται ευκολότερα σε σχέση με τα περισσότερα εκ των υπολοίπων υλικών. Εκεί που υπερέρχει σημαντικά όμως, των

<sup>6</sup> Κράμα νικελίου που περιέχει χρώμιο και σίδηρο, ανθεκτικό στη διάβρωση σε υψηλές θερμοκρασίες.

υπολοίπων είναι η τιμή της πυκνότητας, γεγονός που το καθιστά πολύ ελαφρύτερο. Τελικά για την κατασκευή του πρώτου cubesat επελέγη το Αλουμίνιο AL-6061-T6, με μοναδικό κριτήριο έναντι του άλλου αλουμινίου την τιμή. Συναφώς το Αλουμίνιο AL-6061-T6 τυποποιήθηκε ως το υλικό κατασκευής της δομής των εν λόγω δορυφόρων.

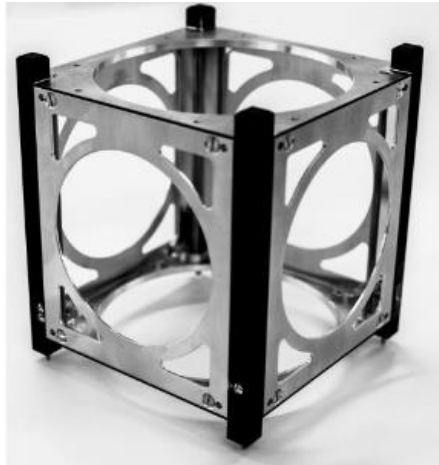
Ο δορυφόρος έχει τέσσερις ράγες εκτόξευσης κατά μήκος τεσσάρων ακμών, επιτρέποντας εύκολη εκτόξευση από το deployer. Προκειμένου να υφίσταται απόσταση μεταξύ δύο cubesat και προς αποφυγή επαφής τους στο ίδιο deployer, οι τέσσερις ράγες εκτείνονται κατά 5 mm, πέραν του κύβου. Το κέντρο της βάρους του CubeSat πρέπει να απέχει  $\pm 2$  cm από το γεωμετρικό κέντρο. Η μέγιστη συνολική επιτρεπόμενη μάζα του CubeSat είναι ποικίλει αναλόγως του μεγέθους. Το δομικό υποσύστημα του δορυφόρου θα πρέπει επίσης διέρχεται επιτυχώς διαφόρων ελέγχων κραδασμών. Εάν χρησιμοποιούνται άλλα υλικά, πέραν του Αλουμινίου AL-6061-T6, πρέπει να έχουν την ίδια ή μεγαλύτερη τιμή, συντελεστού θερμικής διαστολής<sup>7</sup> και ανοχής ελαστικής παραμόρφωσης από το αλουμίνιο. Στην ακόλουθη υποενότητα αναφέρονται ενδεικτικά τα δομικά χαρακτηριστικά δορυφόρων μεγέθους 1U, 2U και 6U.

### 1.1.1 Μέγεθος 1U

Ανάλογα με τις απαιτήσεις της αποστολής, το ωφέλιμο φορτίο και τις ανάγκες για πρόσβαση στο εσωτερικό του δορυφόρου υφίστανται εναλλακτικές προτάσεις για τη δομή. Οι ακόλουθες εικόνες αφορούν σε κατασκευαστικές προτάσεις μικροδορυφόρου μεγέθους 1U από διάφορες εταιρείες.

---

<sup>7</sup> Θερμική διαστολή καλείται το φαινόμενο κατά το οποίο ένα υλικό διαστέλλεται κατά τη θετική μεταβολή της θερμοκρασίας του. Ο συντελεστής θερμικής διαστολής καθορίζει το ρυθμό της εν λόγω αύξησης σε σύγκριση με το αρχικό μέγεθος.



**Εικόνα 4** : 1U Cubesat structure (*Clyde Space*)

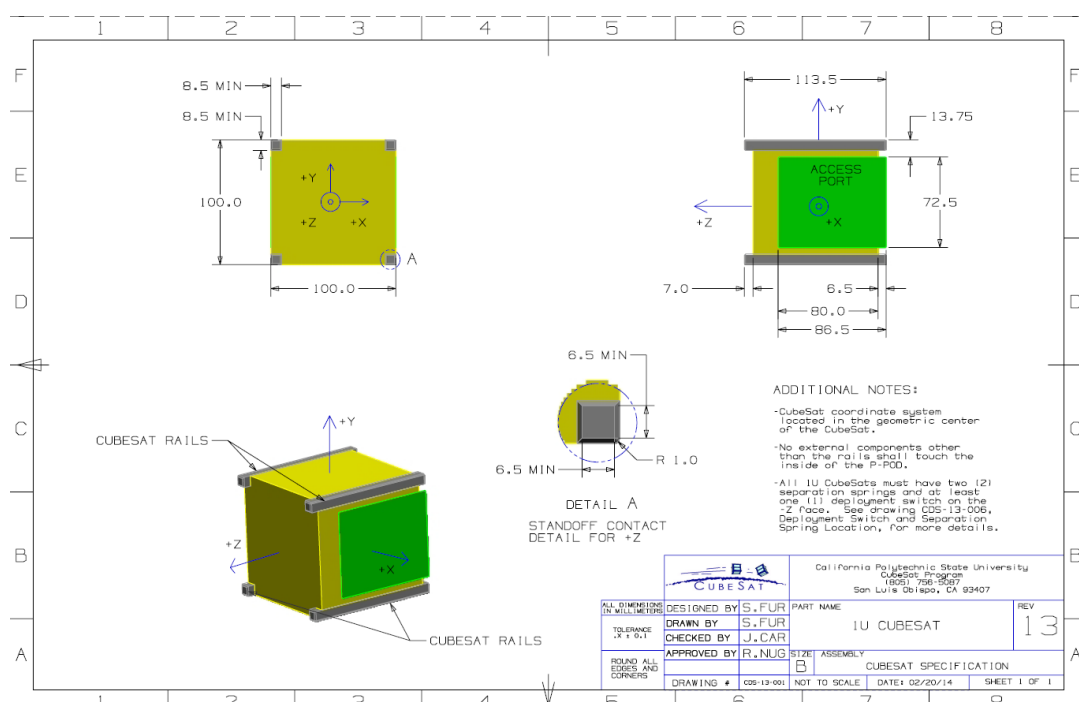


**Εικόνα 5** : 1U Cubesat structure (*ISIS*)



**Εικόνα 6** : 1U Cubesat structure (*EnduroSat*)

Όσον αφορά στις διαστάσεις αυτές υπόκεινται σε συγκεκριμένους κανόνες τυποποίησης οι οποίοι διατυπώνονται στο CDS<sup>8</sup> (California Polytechnic State University, 2005 (Last Revision: 2014)). Οι ράγες με τις οποίες εφάπτεται ο δορυφόρος πάνω στο P-POD (βλέπε Εικόνα 3) είναι σχήματος ορθογωνίου παραλληλεπίπεδου, μήκους 113,5 mm και ύψους και πλάτους 8,5 mm. Σε αυτό το μέγεθος ο ωφέλιμος όγκος είναι 971.100 mm<sup>3</sup> ή 971,1 cm<sup>3</sup> για την τοποθέτηση των υποσυστημάτων<sup>9</sup>, όπως προκύπτει και από την Εικόνα 7.



**Εικόνα 7 : 1U Cubesat Design Specification (Appendix B)**  
(California Polytechnic State University, 2005 (Last Revision: 2014))

Η κύρια δομή αποτελείται από έξι ορθογώνια πάνελ συνδεδεμένα στις τέσσερις ράγες σε κάθε γωνία. Κάποια εκ των πλευρικών πλαισίων έχουν οπές προς διευκόλυνση του οπτικού ελέγχου και τυχόν ρυθμίσεων των εσωτερικών εξαρτημάτων. Τα άνω και κάτω πλαίσια δύνανται τροποποιηθούν ανάλογα με το

<sup>8</sup> Cubesat Design Specification

<sup>9</sup> Ο εν λόγω όγκος προκύπτει αν από το συνολικό όγκο του κύβου (100 mm X 100 mm X 100 mm) αφαιρεθεί ο όγκος που έχουν οι ράγες εντός του κύβου, ήτοι 4 X (100 mm X 8,5 mm X 8,5 mm). Δηλαδή (100 mm X 100 mm X 100 mm) – [4 X (100 mm X 8,5 mm X 8,5 mm)] = 1.000.000 mm<sup>3</sup> – 28.900 mm<sup>3</sup> = 971.100 mm<sup>3</sup>.

ωφέλιμο φορτίο και την κεραία ή κεραίες που θα τοποθετηθούν. Τέλος, το συνολικό βάρος ενός cubesat μεγέθους 1U δεν πρέπει να ξεπερνάει τα 1.330 γραμμάρια.

### 1.1.2 Μέγεθος 2U

Στις εικόνες 8 και 9 φαίνονται κατασκευαστικές προτάσεις εταιρειών που αφορούν στη δομή δορυφόρου μεγέθους 2U.

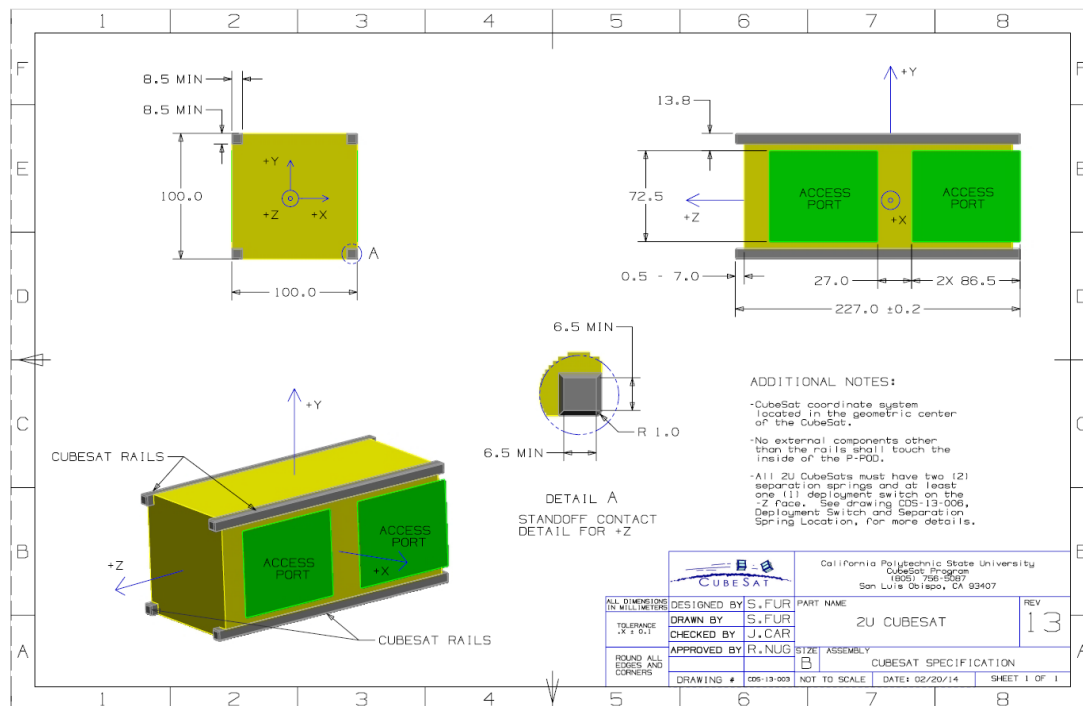


**Εικόνα 8 : 2U Cubesat structure (SPACEMIND NPC)**



**Εικόνα 9 : 2U Cubesat structure (GAUSS)**

Εδώ οι διαστάσεις τροποποιούνται. Οι ράγες με τις οποίες εφάπτεται ο δορυφόρος πάνω στο P-POD, είναι επίσης σχήματος ορθογωνίου παραλληλεπίπεδου, μήκους όμως 227 mm και ύψους και πλάτους 8,5 mm. Σε αυτό το μέγεθος ο ωφέλιμος όγκος είναι  $1.942.200 \text{ mm}^3$  ή  $1.942,2 \text{ cm}^3$  για την τοποθέτηση των υποσυστημάτων<sup>10</sup>, όπως προκύπτει και από την Εικόνα 10.



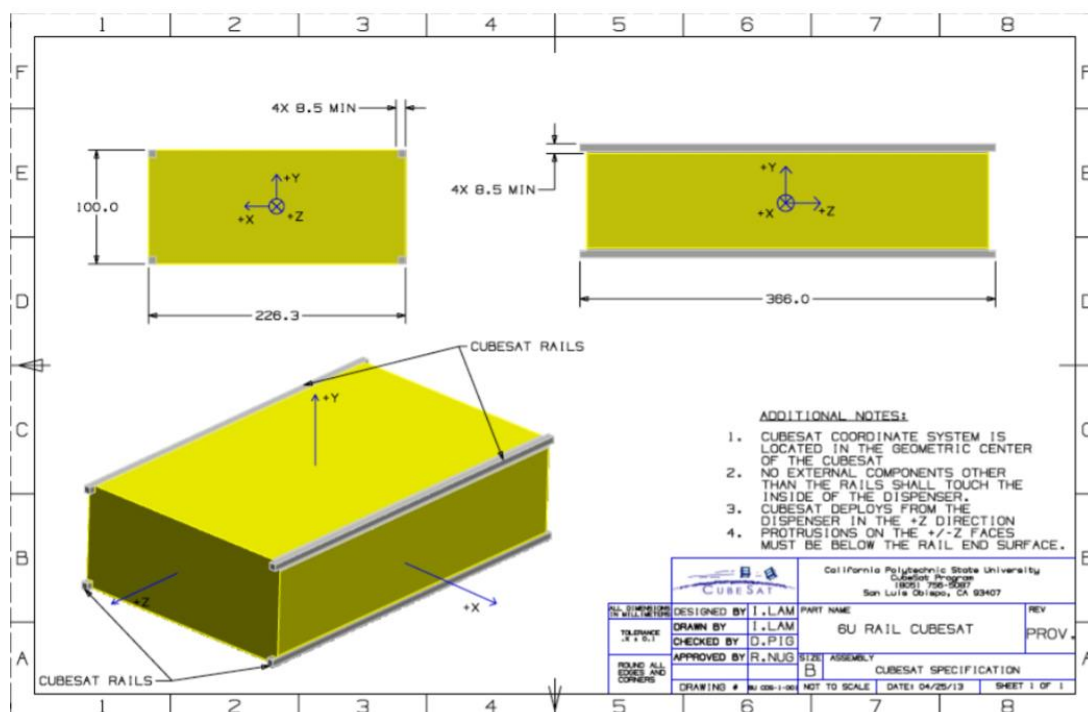
**Εικόνα 10 : 2U Cubesat Design Specification (Appendix B)  
(California Polytechnic State University, 2005 (Last Revision: 2014))**

Και εδώ στα πλευρικά πλαίσια υφίστανται οπές προς διευκόλυνση του οπτικού ελέγχου και τυχόν ρυθμίσεων των εσωτερικών εξαρτημάτων. Τα άνω και κάτω πλαίσια δύνανται τροποποιηθούν ανάλογα με το ωφέλιμο φορτίο και την κεραία ή κεραίες που θα τοποθετηθούν. Τέλος, το συνολικό βάρος ενός cubesat μεγέθους 2U δεν πρέπει να ξεπερνάει τα 2.660 γραμμάρια.

<sup>10</sup> Ο εν λόγω όγκος προκύπτει αν από το συνολικό όγκο του ορθογωνίου παραλληλεπίπεδου (200 mm X 100 mm X 100 mm) αφαιρεθεί ο όγκος που έχουν οι ράγες εντός του κύβου, ήτοι  $4 \times (200 \text{ mm} \times 100 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}) - [4 \times (200 \text{ mm} \times 100 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}) - [4 \times (200 \text{ mm} \times 8,5 \text{ mm} \times 8,5 \text{ mm})]] = 2.000.000 \text{ mm}^3 - 57.800 \text{ mm}^3 = 1.942.200 \text{ mm}^3$ .

### 1.1.3 Μέγεθος 6U

Ο δορυφόρος αυτός είναι σχήματος ορθογωνίου παραλληλεπιπέδου και μοιάζει σαν να έχουμε σε επαφή δύο δορυφόρους μεγέθους 3U, σε δύο από τις τέσσερις μεγάλες ακμές. Στο δορυφόρο αυτού του μεγέθους οι ράγες με τις οποίες εφάπτεται ο δορυφόρος πάνω στο P-POD, είναι επίσης σχήματος ορθογωνίου παραλληλεπιπέδου, μήκους όμως 366 mm και ύψους και πλάτους 8,5 mm. Σε αυτό το μέγεθος ο ωφέλιμος όγκος είναι  $7.573.599 \text{ mm}^3$  ή  $7.573,599 \text{ cm}^3$  για την τοποθέτηση των υποσυστημάτων<sup>11</sup>, όπως προκύπτει και από την Εικόνα 11.



**Εικόνα 11 :** 6U Cubesat Design Specification  
(CubeSat Design Specification Rev. 1, Cal Poly SLO)

Και εδώ στα πλευρικά πλαίσια δύναται να τοποθετηθούν οπές προς διευκόλυνση του οπτικού ελέγχου και τυχόν ρυθμίσεων των εσωτερικών εξαρτημάτων. Τα άνω και κάτω πλαίσια δύναται τροποποιηθούν ανάλογα με το ωφέλιμο φορτίο και την κεραία ή κεραίες που θα τοποθετηθούν. Τέλος, το συνολικό

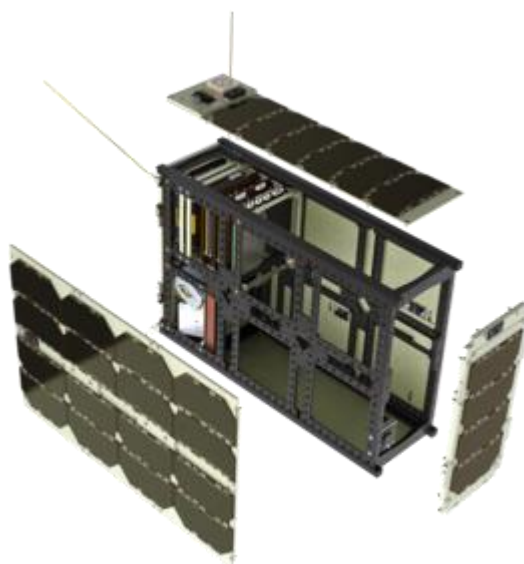
<sup>11</sup> Ο εν λόγω όγκος προκύπτει αν από το συνολικό όγκο του ορθογωνίου παραλληλεπιπέδου ( $339 \text{ mm} \times 226,3 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$ ) αφαιρεθεί ο όγκος που έχουν οι ράγες εντός του κύβου, ήτοι  $4 \times (300 \text{ mm} \times 100 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}) - [4 \times (300 \text{ mm} \times 8,5 \text{ mm} \times 8,5 \text{ mm})] = 7.671.570 \text{ mm}^3 - 97.971 \text{ mm}^3 = 7.573.599 \text{ mm}^3$ .



βάρος ενός cubesat μεγέθους 6U δεν πρέπει να ξεπερνάει τα 12.000 γραμμάρια. Στις εικόνες 12 και 13 φαίνονται εταιρικές προτάσεις κατασκευών cubesat μεγέθους 6U.



**Εικόνα 12 : 6U Cubesat structure (ISIS)**



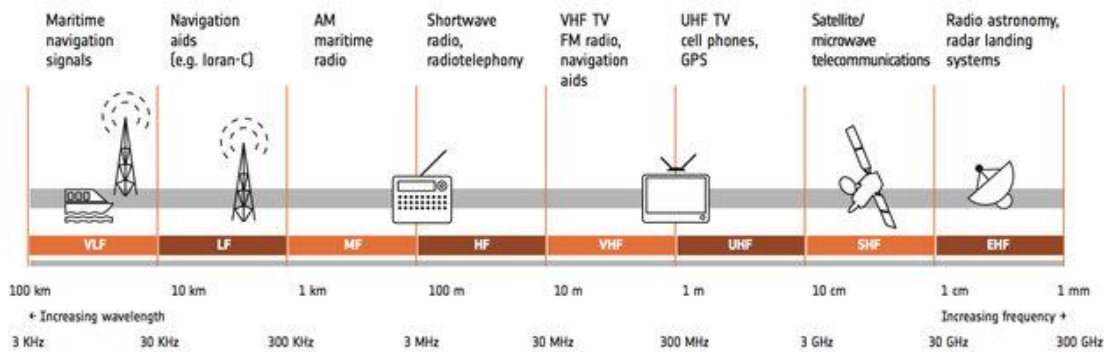
**Εικόνα 13 : 6U Cubesat structure (GOM SPACE)**

## 1.2. Επικοινωνίες (Communication)

Το υποσύστημα επικοινωνιών αποτελεί ουσιαστικά το συνδετικό κρίκο του δορυφόρου με το σταθμό εδάφους. Είναι το μέσο με το οποίο μεταδίδονται τα στοιχεία του ωφέλιμου φορτίου αλλά και των υπόλοιπων υποσυστημάτων του δορυφόρου προς το σταθμό εδάφους, αλλά και οι εντολές από το σταθμό εδάφους στο δορυφόρο.

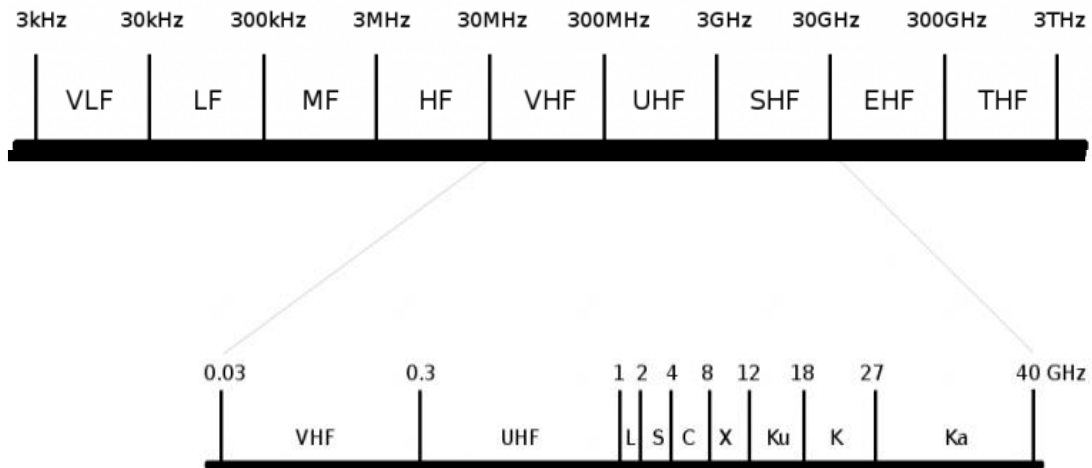
Ο σταθμός εδάφους με ένα σύστημα πομποδεκτών και κεραία ή κεραίες που λειτουργούν σε συχνότητα ανάλογη αυτής που εκπέμπεται από το δορυφόρο, λαμβάνει τα bit πληροφοριών που «κατεβαίνουν» (downlink) από το δορυφόρο και τα κωδικοποιεί σε μορφή δυνάμενη να ερμηνευτεί από λογισμικό σε υπολογιστή. Επίσης, από το σταθμό εδάφους, bit πληροφοριών «ανεβαίνουν» (uplink) στο δορυφόρο, που αφορούν είτε σε εντολές χειρισμού του ωφέλιμου φορτίου είτε σε εντολές χειρισμού του ίδιου του δορυφόρου.

Ο γενικός καταμερισμός του φάσματος των συχνοτήτων δίδεται στην εικόνα 14 που ακολουθεί.



**Εικόνα 14 :** Γενικός καταμερισμός του φάσματος συχνοτήτων ανάλογα με τη χρήση

Οι συνήθεις συχνότητες που χρησιμοποιούνται για τις δορυφορικές ανήκουν στις μπάντες VHF, UHF και SHF, ο επιμέρους καταμερισμός των οποίων, φαίνεται στην εικόνα 15.



**Εικόνα 15 :** Επιμέρους καταμερισμός των συχνοτήτων

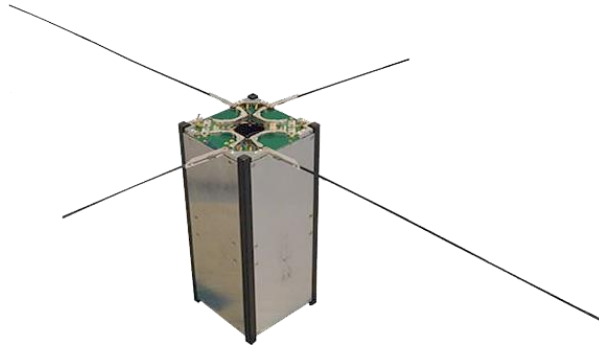
Θα μπορούσαμε να πούμε ότι υφίστανται δύο εμπειρικοί κανόνες όσον αφορά στις επικοινωνίες :

- Όσο μικρότερη είναι η συχνότητα τόσο καλύτερη είναι η διάδοση του σήματος.
- Όσο μεγαλύτερη είναι η συχνότητα τόσο περισσότερο «εύρος ζώνης<sup>12</sup>» είναι διαθέσιμο.

Οι δύο αυτοί κανόνες αντιτίθενται ο ένας στον άλλο, οπότε στην επιλογή της συχνότητας εξετάζεται η επιλογή, η οποία με τις απαραίτητες παραδοχές θα δώσει το επιθυμητό αποτέλεσμα<sup>13</sup>. Συναφώς ανάλογα με την αποστολή και την ταχύτητα επικοινωνίας (uplink & downlink) που θέλουμε να επιτύχουμε με το δορυφόρο επιλέγουμε το κατάλληλο σύστημα επικοινωνιών, πομποδέκτη και κεραία. Πέραν αυτών, αξίζει μνείας όσον αφορά την επιλογή των συχνοτήτων ότι στις αμυντικές εφαρμογές προτιμώνται οι μπάντες S, X και Ka, με στόχο την απομόνωση από τις εμπορικές εφαρμογές απ' τις οποίες βρίθει η μπάνα των UHF (<1 GHz) συχνοτήτων.

<sup>12</sup> bandwidth

<sup>13</sup> cost effectiveness trade off.



**Εικόνα 16 : CubeSat Dipole Antenna System (ISIS)**



**Εικόνα 17 : CPUT S-band Antenna Patch (CLYDE SPACE)**



**Εικόνα 18 : Cubesat UHF TRANCEIVER-II (ENDUROSAT)**

### 1.3. Ωφέλιμο φορτίο (Payload)

Το ωφέλιμο φορτίο ενός δορυφόρου αποτελεί συνήθως και το λόγο εκτόξευσής του. Η λειτουργία του, καθώς και τα υποσυστήματα που θα απαιτηθούν για την υποστήριξή του, καθορίζουν τις απαιτήσεις, οι οποίες λαμβάνονται υπόψη από τα αρχικά στάδια σχεδίασης της όλης αποστολής. Οι επιλογές που προσφέρονται είναι πολλές. Ενδεικτικά αναφέρεται ότι μπορεί να είναι ένας οπτικός αισθητήρας (camera), ένας αναμεταδότης επικοινωνιών (communications relay), μια

συσκευή παρακολούθησης εμπορικών πλοίων (AIS tracker) ή αεροσκαφών (ADS-B tracker), ένας καταγραφέας εικόνων (image recorder), ή ακόμα και μια ερευνητική κατασκευή (μια πλακέτα ή ένα υλικό), με σκοπό να καταγραφεί η λειτουργία ή η συμπεριφορά του σε διαστημικό περιβάλλον.



**Εικόνα 19 : Satlab Qube AIS (AIS Receiver) (GOM SPACE)**



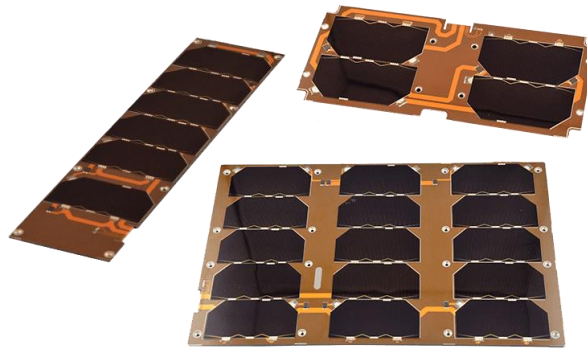
**Εικόνα 20 : Chameleon Imager (camera) (SPACE ADVISORY COMPANY)**

#### 1.4. Ισχύς (Electric Power)

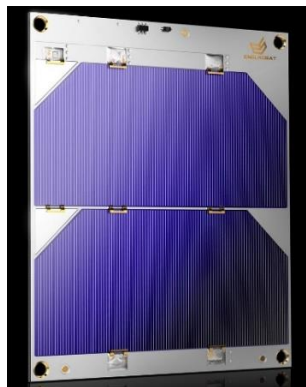
Το υποσύστημα ηλεκτρικής ισχύος του μικροδορυφόρου είναι υπεύθυνο για την κάλυψη των ενεργειακών αναγκών αυτού. Αυτές οι ανάγκες συνοψίζονται στην παραγωγή, ρύθμιση, αποθήκευση και διανομή της ενέργειας. Πρέπει να παράγεται ενέργεια ώστε να καλύπτονται οι ενεργειακές ανάγκες όλων των υποσυστημάτων του δορυφόρου. Ακολουθώς ρυθμίζεται ανάλογα ώστε κάθε υποσύστημα να γίνεται αποδέκτης της απαιτούμενης τάσης κι έντασης ρεύματος που χρειάζεται για να λειτουργήσει. Επιπρόσθετα πρέπει να αποθηκεύεται ώστε να παραμένει διαθέσιμη κατά τη διάρκεια της κίνησης στη «σκιερή» πλευρά της Γης.

Συναφώς, για την παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας χρησιμοποιούνται φωτοβολταϊκά πάνελ, για τη διανομή αυτής ηλεκτρονικά κυκλώματα Διανομής Ισχύος και για την αποθήκευση, μπαταρία ή συστοιχία αυτών, ανάλογα με το διαθέσιμο χώρο.

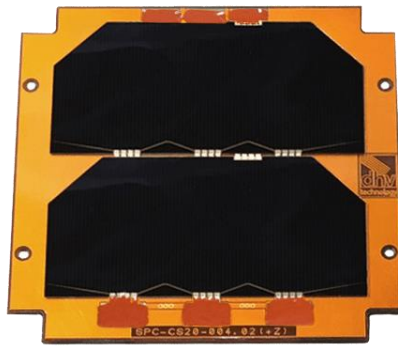
Τα φωτοβολταϊκά πάνελ ουσιαστικά μετατρέπουν την ηλιακή ενέργεια σε ηλεκτρική. Κατασκευάζονται από πυρίτιο ή γερμάνιο ή διάφορα άλλα συνθετικά υλικά και είναι η κύρια πηγή ενέργειας του δορυφόρου, όταν βρίσκεται στη «φωτεινή» πλευρά της τροχιάς του. Ο τρόπος διασύνδεσής τους είναι είτε σε σειρά είτε εν παραλλήλω ανάλογα με την απαίτηση στην παραγωγή ενέργειας.



**Εικόνα 21 : Φωτοβολταϊκά πάνελ διαφόρων μεγεθών (ISIS)**



**Εικόνα 22 : Φωτοβολταϊκά πάνελ για δορυφόρο 1U (ENDUROSAT)**



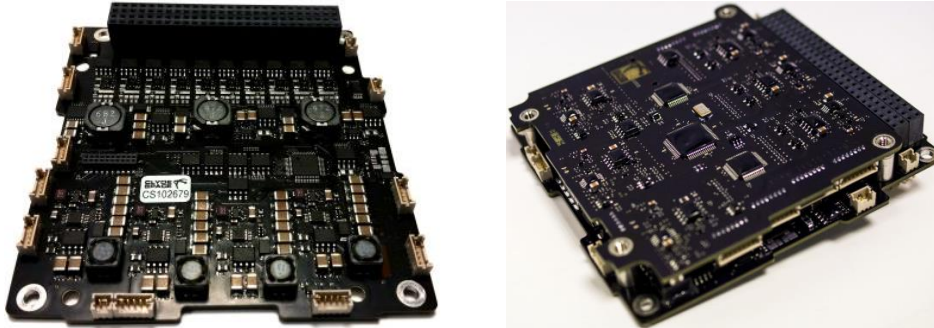
**Εικόνα 23 : Φωτοβολταϊκά πάνελ για δορυφόρο 1U (CubeSat Shop)**

Οι δορυφόροι αυτής της τάξης λειτουργούν υλοποιώντας ένα αυστηρό ισοζύγιο ενέργειας. Η κατάλληλη διαχείριση και διανομή της ενέργειας είναι κρίσιμη, τόσο για την επιβιωσιμότητα του ίδιου του δορυφόρου, όσο και για τη διατήρηση εκτέλεσης των λειτουργιών του. Οι λειτουργίες που εκτελεί το Κύκλωμα Διανομής Ισχύος είναι οι ακόλουθες :

- Διασύνδεση με τα φωτοβολταϊκά πάνελ και συγκέντρωση της συλλεχθείσας ενέργειας στις μπαταρίες.
- Διατήρηση της παρεχόμενης ισχύος σε σταθερό επίπεδο, ανάλογα με το υποσύστημα, ώστε να αποφεύγονται υπερτάσεις και βυθίσεις τάσης.
- Ομαλή φόρτιση-αποφόρτιση των μπαταριών.
- Εναλλαγή της πηγής ενέργειας από μπαταρίες σε φωτοβολταϊκά πάνελ κι αντίστροφα, ανάλογα με το αν η αποθηκευμένη ισχύς στις μπαταρίες, επαρκεί.
- Κατάλληλη ενεργοποίηση-απενεργοποίηση των υποσυστημάτων αναλόγως της αποστολής.

Κάποια πιο εξελιγμένα τέτοια κυκλώματα ρυθμίζουν ακόμα και την ενεργοποίηση του υποσυστήματος ελέγχου θέσης (attitude control subsystem) ώστε η

προσπίπτουσα γωνία των ηλιακών αχτίδων στα πάνελ να είναι η βέλτιστη. Στις εικόνες 20 και 21 που ακολουθούν φαίνονται κάποιες εκ κατασκευαστικών προτάσεων του εν λόγω υποσυστήματος.



**Εικόνα 24 :** 3<sup>rd</sup> Generation 1U (για δορυφόρο 1U, αριστερά) και 3<sup>rd</sup> Generation FlexU (με εγκατεστημένη μπαταρία για δορυφόρο 3U, αριστερά) (ISIS)



**Εικόνα 25 :** Κύκλωμα Διανομής Ισχύος με εγκατεστημένη μπαταρία επ' αυτού (Nano Avionics)

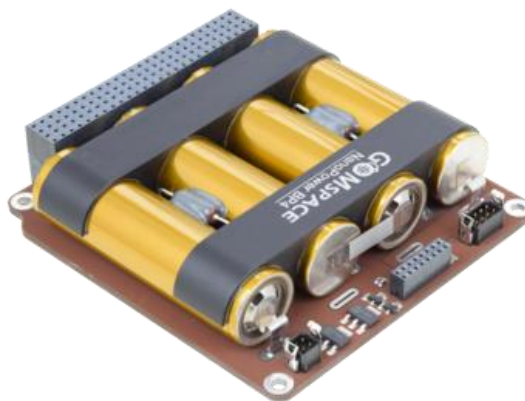
Οι μπαταρίες αποτελούν τον αποθηκευτικό χώρο της ηλεκτρικής ενέργειας του δορυφόρου. Ανάλογα με τις ενεργειακές απαιτήσεις των υπόλοιπων εγκατεστημένων υποσυστημάτων και τη δυνατότητα που έχουν τα φωτοβολταϊκά πάνελ επιλέγονται και οι κατάλληλες μπαταρίες. Συνήθως αποτελούν συστοιχίες εν σειρά ή εν παραλλήλω (ή συνδυασμού αυτών) μικρότερων στοιχείων με σκοπό την επίτευξη της επιθυμητής χωρητικότητας. Το εύρος της χωρητικότητας που μπορεί να έχουν ποικίλλει, από 10 μέχρι και 160 Wh (Watt hours), που σημαίνει ότι δύναται να παράξει ισχύ από 10 μέχρι και 160 W για μια ώρα (!). Δεδομένου ότι η περίοδος της τροχιακής κίνησης πέριξ της Γης είναι περί τα 90 λεπτά, είναι σημαντικό το μέγεθος. Μέσω της μπαταρίας τα υποσυστήματα του δορυφόρου συνεχίζουν να λειτουργούν



ακόμα και στο «σκιερό» τμήμα της τροχιάς. Στις εικόνες 22 και 23 φαίνονται μπαταρίες για νανοδορυφόρους.



**Εικόνα 26 : Μπαταρία δυνατότητας αποθήκευσης 72,6 - 100 Wh (PUMKIN)**



**Εικόνα 27 : Μπαταρία δυνατότητας αποθήκευσης 38,5 Wh (GOM SPACE)**

### 1.5. Έλεγχος Προσανατολισμού (Attitude Control)

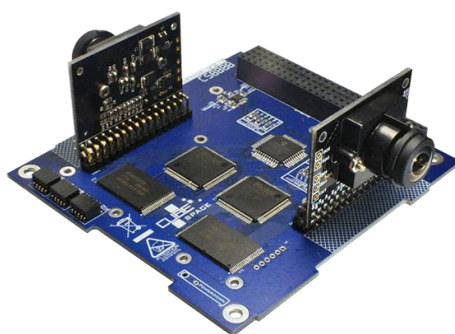
Τα κυκλώματα ελέγχου θέσης σε ένα νανοδορυφόρο είναι υπεύθυνα για τον προσανατολισμό του δορυφόρου στο διάστημα. Ανάλογα με την αποστολή ή το φερόμενο ωφέλιμο φορτίο, οι απαιτήσεις ελέγχου θέσης διαφέρουν. Αν είναι κεραία επικαθήμενη σε μία από τις πλευρές του δορυφόρου ή οπτικός αισθητήρας τότε, η πλευρά στην οποία βρίσκεται, πρέπει να είναι συνεχώς στραμμένη προς τη Γη. Επιπλέον στην περίπτωση του οπτικού αισθητήρα, ο δορυφόρος θα πρέπει να είναι σταθερός και να μην παρουσιάζει φαινόμενα ιδιοπεριστροφής ή ταλάντωσης, τα

οποία στην περίπτωση της κεραίας (ως ωφέλιμο φορτίο) δεν επηρεάζουν τη συνολική απόδοση του δορυφόρου.

Όσον αφορά τον τρόπο λειτουργίας τους χωρίζονται σε δύο κατηγορίες, τα ενεργητικά και τα παθητικά. Ένα εκ των παθητικών συστημάτων ελέγχου θέσης είναι τα μαγνητόμετρα, τα οποία μετρούν τη μεταβολή της έντασης του μαγνητικού πεδίου της Γης και φροντίζουν ανάλογα για τη στροφή του δορυφόρου. Στα ενεργητικά συστήματα ελέγχου θέσης εντάσσονται ειδικές συσκευές εντοπισμού διαφόρων αστερών<sup>14</sup>, των οποίων η ακρίβεια ποικίλλει από λίγες μοίρες μέχρι κλάσματα του λεπτού της μοίρας. Εδώ ο προσανατολισμός του δορυφόρου καθορίζεται από τη γωνία υπό την οποία «βλέπει» ο αισθητήρας τον Ήλιο ή άλλους αστέρες.



**Εικόνα 28 : Σύστημα προσδιορισμού & ελέγχου θέσης, ακρίβειας μεγαλύτερης από 0,5° (Clyde Space)**



**Εικόνα 29 : Σύστημα προσδιορισμού & ελέγχου θέσης εφοδιασμένο με αισθητήρες εντοπισμού του Ηλίου (Sun Tracker) και του ορίζοντα (Nadir Sensor) (CubeSat Shop)**

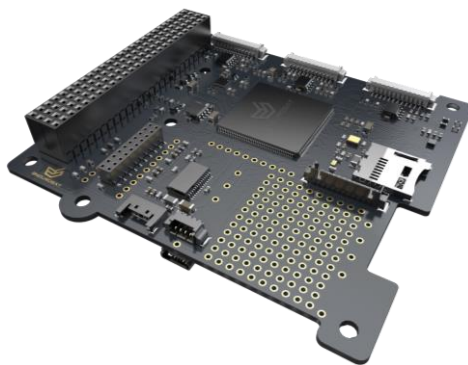
---

<sup>14</sup> Ευρύτερα γνωστών και ως Star Trackers.

## 1.6. Έλεγχος και Διαχείριση Δεδομένων (On Board Computer & Data Handling)

Αυτό το υποσύστημα αποτελεί τον «νου» του δορυφόρου. Είναι ένας υπολογιστής που έχει όμως προδιαγραφές λειτουργίας στο διαστημικό περιβάλλον. Κάποια από τα χαρακτηριστικά του ενδεικτικά είναι η μικρή κατανάλωση ισχύος, ο μικρός όγκος και μάζα, ίδιας απόδοσης όμως με αντίστοιχων υπολογιστών γραφείου. Επιπρόσθετα πρέπει να λαμβάνεται υπόψη ότι δεν υφίσταται η δυνατότητα επισκευής μετά την εκτόξευση, όπως επίσης η δυνατότητα που πρέπει να έχει να ρυθμίζει τις λειτουργίες των υπόλοιπων υποσυστημάτων. Όπως όλοι οι υπολογιστές, έχει μνήμες, σκληρό δίσκο καθώς επίσης διασυνδέεται με τα υπόλοιπα υποσυστήματα.

Συλλέγει δεδομένα από τους αισθητήρες και τα υπόλοιπα υποσυστήματα που είναι συνδεδεμένος και τα αποθηκεύει σε κατάλληλο μέσο, ώστε να είναι διαθέσιμα για εκπομπή προς το σταθμό εδάφους, την κατάλληλη χρονική στιγμή.



**Εικόνα 30 : Onboard Computer (ENDUROSAT)**



**Εικόνα 31 : Onboard Computer (ISIS)**

## 1.7. Θερμικός Έλεγχος (Thermal Control)

Δεν θα ήταν υπερβολή αν λέγαμε ότι το υποσύστημα θερμικού ελέγχου είναι ίσως το σημαντικότερο Σκοπός του εν λόγω υποσυστήματος είναι η διατήρηση των θερμοκρασιών όλων των υποσυστημάτων / εξαρτημάτων στο εσωτερικό του δορυφόρου, καθ' όλη τη διάρκεια της αποστολής, εντός προκαθορισμένων-λειτουργικών ορίων. Τα λειτουργικά όρια κάθε υποσυστήματος είναι διαφορετικά, η σύνθεση των οποίων καθορίζει τη συνολική απαίτηση της αποστολής. Τρία είναι τα είδη θερμικής ακτινοβολίας που καλείται να αντιμετωπίσει αυτό το υποσύστημα. Καταρχάς υφίσταται η ηλιακή ακτινοβολία κατά το «φωτεινό» τμήμα της τροχιάς του δορυφόρου. Επιπρόσθετα σε αυτή δρουν, η ανακλώμενη ηλιακή ακτινοβολία από τη Γη, καθώς και η εκπεμπόμενη θερμική ακτινοβολία από τη Γη, καθ' όλη την τροχιά.

Στον Πίνακα 2 φαίνονται κάποια ενδεικτικά λειτουργικά και καταστροφικά όρια θερμοκρασιών των εξαρτημάτων ενός δορυφόρου.

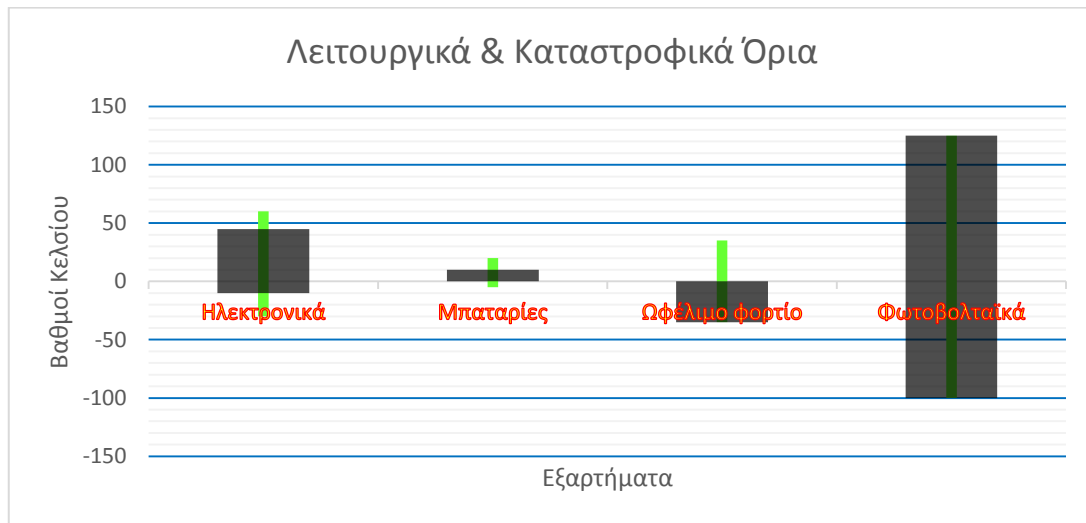
**Πίνακας 2 :** Πίνακας ενδεικτικών θερμοκρασιών εξαρτημάτων δορυφόρου

Εξάρτημα	Λειτουργικά Όρια	Καταστροφικά Όρια
Ηλεκτρονικά	-10 – 45	-30 – 60
Μπαταρίες	0 – 10	-5 – 20
Ωφέλιμο Φορτίο	-35 – 0	-35 – 35
Φωτοβολταϊκά πάνελ	-100 – 125	-100 – 125

Από τη σύνθεση των εν λόγω ορίων και όπως φαίνεται και στον Πίνακα 3 προκύπτει ότι :

- Η θερμοκρασία για την οποία όλα τα εξαρτήματα δύνανται να λειτουργήσουν ταυτόχρονα είναι 0 βαθμοί.
- Το εύρος αντοχής των θερμοκρασιών ώστε σε όλα τα εξαρτήματα να μην προκαλείται ζημία, είναι -5 – 20 βαθμοί.

**Πίνακας 3 : Απεικόνιση ενδεικτικών ορίων θερμοκρασιών των εξαρτημάτων ενός δορυφόρου**  
(Με τις μαύρες ράβδους απεικονίζονται τα λειτουργικά όρια των εξαρτημάτων ενώ με τις πράσινες γραμμές τα καταστροφικά όρια αυτών)



Είναι αυτονόητο λοιπόν, ότι πρέπει να λαμβάνονται υπόψη τα χαρακτηριστικά όλων των εξαρτημάτων προκειμένου να σχεδιαστεί το κατάλληλο σύστημα θερμικού ελέγχου. Ενδεικτικά αναφέρονται τρεις επιλογές. Υφίσταται η δυνατότητα σχεδιασμού ενός ενιαίου συστήματος που θα αφορά σε όλα τα υποσυστήματα εσωτερικά του δορυφόρου, ή εναλλακτικά ο διαχωρισμός του δορυφόρου σε τμήματα-περιοχές με παρεμφερή όρια θερμοκρασιών και εφαρμογή ξεχωριστού συστήματος για κάθε περιοχή. Τέλος υφίσταται και η δυνατότητα χρήσης κατάλληλων διατάξεων οι οποίες να μεταφέρουν τη θερμότητα από τα θερμότερα στα ψυχρότερα υποσυστήματα, με σκοπό τη διατήρηση των θερμοκρασιών εντός των επιθυμητών ορίων.

Όσον αφορά τον τρόπο λειτουργίας, χωρίζονται σε δύο κατηγορίες. Τα παθητικά συστήματα, τα οποία δεν απαιτούν ενέργεια για να λειτουργήσουν και συνήθως είναι σωληνώσεις, εναλλάκτες θερμότητας ή ειδικά υλικά επένδυσης του εσωτερικού του δορυφόρου. Τα ενεργητικά συστήματα από την άλλη, απαιτούν για τη λειτουργία τους και ενέργεια αλλά και διασύνδεση με κάποιο κύκλωμα ελέγχου, το οποίο θα ελέγχει την ενεργοποίηση και απενεργοποίησή τους. Τέτοια συστήματα μπορεί να είναι αντλίες θερμότητας ή «μονάδες κλιματισμού», παροχής ζεστού ή ψυχρού αέρα ανάλογα. Προφανώς τα ενεργητικά συστήματα είναι πολυπλοκότερα των παθητικών και απαιτούν τμήμα της παραγόμενης ηλεκτρικής ενέργειας. Για

αυτό και επιλέγονται όταν τα παθητικά συστήματα δεν δύνανται να επιτύχουν το επιθυμητό αποτέλεσμα.

### 1.8. Τροχιακή Κίνηση (Orbital Movement)

Από τη μελέτη της κίνησης του δορυφόρου δύνανται να προκύψουν στοιχεία όπως η περίοδος της κίνησής του και ο «χρόνος ζωής» αυτού. Με τον όρο «χρόνος ζωής» εννοούμε το χρονικό διάστημα από την εκτόξευση μέχρι, φθίνοντας του ύψους του, να πέσει σε ύψος 180 χιλιομέτρων που είναι και το άνω όριο της ατμόσφαιρας. Με την είσοδό του στην ατμόσφαιρα ο δορυφόρος καταστρέφεται, αυτοαναφλεγόμενος λόγω τριβής με τον αέρα. Για να είναι δυνατή η μελέτη της κίνησης του δορυφόρου, θα πρέπει να είναι γνωστά τα χαρακτηριστικά του, όπως σχήμα, διαστάσεις και βάρος.

Θεωρώντας την τριβή (drag) ως την κυρίαρχη<sup>15</sup> δύναμη απώλειας ύψους του δορυφόρου<sup>16</sup>, θα εξετάσουμε την επίδρασή της στην τροχιά. Το μέτρο της τριβής ισούται με :

$$F_D = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_d \quad (1)$$

Το έργο της τριβής ισούται με  $W_D = F_D \cdot s$  , οπότε ο ρυθμός μεταβολής της συναρτήσει του χρόνου είναι :

$$\frac{dW_D}{dt} = F_D \cdot \frac{ds}{dt} = F_D \cdot v \quad (2)$$

Όμως, ο ρυθμός μεταβολής του έργου της τριβής ισούται με τη μεταβολή της μηχανικής ενέργειας κατά την κίνηση του δορυφόρου (σύμφωνα με την ως άνω παραδοχή). Ο ρυθμός μεταβολής της μηχανικής ενέργειας, σύμφωνα με το Νόμο Διατήρησης της Ενέργειας προκύπτει από τη σχέση :

$$E = -\frac{GM}{2a^2} a \implies \frac{dE}{dt} = -\frac{GM}{2a^2} \frac{da}{dt} \quad (3)$$

---

<sup>15</sup> Προς οικονομία των υπολογισμών.

<sup>16</sup> Άλλοι παράγοντες που συμβάλλουν (με τη δημιουργία δυνάμεων επί του δορυφόρου) στον «εκτροχιασμό» του και στη μείωση του ύψους είναι η απορρόφηση της ηλιακής ακτινοβολίας, η μεταβολή του βαρυτικού πεδίου λόγω της ανισοκατανομής του βάρους της Γης, καθώς και δυνάμεις προερχόμενες από την αλληλεπίδραση με το Ήλιο και τη Σελήνη.

Συνδυάζοντας τις εξισώσεις (1), (2) και (3) με τη σχέση που αποδίδει την περίοδο περιστροφής :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (4)$$

προκύπτει (Gouskos-Katsaros, Doukas, Parissis, & Professor Koukos, 2018) ο ρυθμός μεταβολής της περιόδου :

$$\frac{dT}{dt} = \frac{3}{2} T \frac{a \cdot c d \cdot A \cdot \rho}{\mu} v^3 \quad (5)$$

εκ της οποίας η μεταβολή στην περίοδο αποδίδεται από τη σχέση :

$$\frac{\Delta T}{T} = \frac{3 \cdot a \cdot c d \cdot A \cdot \rho}{2 \cdot G \cdot M} \int v^3 dt \quad (6)$$

Έχοντας υπολογίσει την τιμή για την περίοδο, την εισάγουμε στη σχέση (4) από όπου εξάγουμε καινούργια τιμή για τη μεταβλητή  $a$ , που είναι η απόσταση από το απόγειο. Η επανάληψη του συγκεκριμένου κύκλου υπολογισμών αποδίδει την κάθε φορά νέα απόσταση από το απόγειο, με δεδομένο ότι η απόσταση από το περίγειο παραμένει σχεδόν αναλλοίωτη καθ' όλη τη διάρκεια της αποστολής, καθώς επίσης και το χρόνο ζωής του δορυφόρου. Στην παράγραφο 4.8 δίνεται παράδειγμα τέτοιων επαναληπτικών υπολογισμών.

## 2. Καθορισμός Αποστολής ✖

### 2.1. Τεχνολογίες διττής χρήσης

Διττής χρήσης τεχνολογίες είναι αυτές των οποίων η χρήση δύναται να πραγματοποιηθεί τόσο στον πολιτικό τομέα, όσο στον τομέα της άμυνας. Παραδείγματα που έχουν ήδη εφαρμογή είναι :

- Το Παγκόσμιο Σύστημα Θεσιθεσίας (Global Positioning System / GPS) αποτελεί ένα τρανό παράδειγμα. Παρέχει πληροφορίες θέσης, ακριβή μέτρηση χρόνου για πολλές εφαρμογές (C/A code), αλλά ταυτόχρονα χρησιμοποιήθηκε και δύναται ακόμα να χρησιμοποιηθεί για την κατεύθυνση όπλων ακριβείας (P-Code). Η χρήση του GPS σε τακτικό επίπεδο αποτέλεσε πολλαπλασιαστή ισχύος στις επιχειρήσεις Enduring Freedom όπου κι έγινε ευρεία χρήση όπλων ακριβείας.
- Οι εικόνες που προέρχονται από αναγνωριστικούς δορυφόρους, μεγάλης διακριβωτικής ικανότητας, μπορούν να χρησιμοποιηθούν και για στρατιωτικούς σκοπούς για αναγνώριση, αλλά και για γεωργία ακριβείας, ή ακόμα και για σκοπούς πολιτικής προστασίας.

Όσο αναπτύσσονται διάφορες τεχνολογίες και ανεβαίνουν στην κλίμακα TRL και στην προσπάθεια εξοικονόμησης πόρων καταβάλλεται προσπάθεια ταυτόχρονης χρήσης αυτών και από τον πολιτικό και από τον στρατιωτικό τομέα.

### 2.2. Στάθμη της Τεχνολογίας

Με τον όρο «Στάθμη της τεχνολογίας», ευρύτερα γνωστός και ως «State of the art», εννοούμε τις τελευταίες εξελίξεις που έχουν λάβει χώρα, και αφορά σε συγκεκριμένη χρονική στιγμή / περίοδο. Ακολουθεί μια αναφορά στα Επίπεδα Τεχνολογικής Ετοιμότητας, καθώς και στη συνέχεια περιγράφεται η στάθμη της τεχνολογίας όσον αφορά στα βασικά υποσυστήματα των ναυτοδορυφόρων.



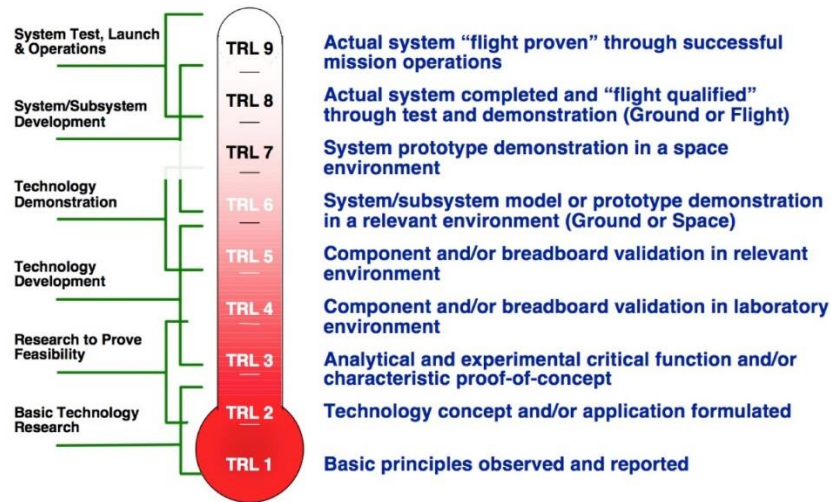
### 2.2.1 Επίπεδα Τεχνολογικής Ετοιμότητας (Technology Readiness Level / TRL)

Το επίπεδο τεχνολογικής ετοιμότητας (TRL) αποτελεί ένα σύστημα μέτρησης, που αποτυπώνει το βαθμό προόδου μιας συγκεκριμένης τεχνολογίας. Κάθε φορά λαμβάνει χώρα αξιολόγηση οπότε και αποδίδεται το επιτευχθέν επίπεδο TRL με βάση την εξέλιξη της εν λόγω τεχνολογίας. Υφίστανται εννέα επίπεδα, με το TRL 1 να είναι το ελάχιστο και TRL 9 το μέγιστο.

Όταν μια τεχνολογία βρίσκεται στο TRL 1, αρχίζει η επιστημονική έρευνα και τα αποτελέσματα αυτά μεταφράζονται σε μελλοντική έρευνα και ανάπτυξη. Το TRL 2 εμφανίζεται μόλις μελετηθούν οι βασικές αρχές και μπορούν να εφαρμοστούν πρακτικές εφαρμογές σε αυτά τα αρχικά ευρήματα. Η τεχνολογία TRL 2 είναι πολύ κερδοσκοπική, καθώς δεν χρειάζονται πλέον πειραματικές αποδείξεις για την τεχνολογία αλλά προκύπτουν ήδη πραγματικές εφαρμογές και προϊόντα.

Όταν αρχίζει η ενεργός έρευνα και ο σχεδιασμός, μια τεχνολογία ανυψώνεται στο TRL 3. Γενικά, τόσο οι αναλυτικές όσο και οι εργαστηριακές μελέτες απαιτούνται σε αυτό το επίπεδο για να διαπιστωθεί αν μια τεχνολογία είναι βιώσιμη και έτοιμη να προχωρήσει περαιτέρω μέσω της αναπτυξιακής διαδικασίας. Συχνά κατά τη διάρκεια του TRL 3, κατασκευάζεται ένα μοντέλο ως «τεκμήριο» της έρευνας (proof-of-concept).

## **NASA/DOD Technology Readiness Level**



**Εικόνα 32: Technology Readiness Levels (NASA)**

Με την κατασκευή του «τεκμηρίου», η τεχνολογία προχωρά στο TRL 4. Όσο η τεχνολογία βρίσκεται στο 4<sup>ο</sup> επίπεδο, τα επιμέρους υποτμήματα αυτής υποβάλλονται σε ελέγχους ξεχωριστά αλλά και μεταξύ τους. Το TRL 5 αποτελεί συνέχεια της TRL 4, όμως μια τεχνολογία που ανήκει στο 5<sup>ο</sup> επίπεδο χαρακτηρίζεται ως τεχνολογία "breadboard" και πρέπει να υποβληθεί σε αυστηρότερες δοκιμές από την τεχνολογία που βρίσκεται στο TRL 4. Οι προσομοιώσεις θα πρέπει να εκτελούνται σε περιβάλλοντα που είναι όσο το δυνατόν πιο κοντά στα πραγματικά. Μόλις ολοκληρωθεί η δοκιμή του TRL 5, μια τεχνολογία μπορεί να προχωρήσει στο TRL 6. Μια τεχνολογία TRL 6 έχει ένα πλήρως λειτουργικό πρωτότυπο.

Η τεχνολογία TRL 7 απαιτεί όπως το εν λόγω πρωτότυπο να διέλθει επιτυχώς δοκιμασιών σε ένα «διαστημικό περιβάλλον». Η τεχνολογία TRL 8 έχει δοκιμαστεί και είναι "έτοιμη για πτήση" και για εφαρμογή. Μόλις μια τεχνολογία έχει «λειτουργήσει επιτυχώς» κατά τη διάρκεια μιας επιτυχημένης αποστολής ("flight proven"), μπορεί να ονομαστεί TRL 9.

### 2.2.2 Ισχύουσα Κατάσταση

Ακολουθώς, η στάθμη της τεχνολογίας, ανά υποσύστημα, έχει ως κάτωθι :

➤ Δομή

Το υλικό που χρησιμοποιήθηκε για το πλαίσιο του πρώτου νανοδορυφόρου ήταν, όπως προαναφέρθηκε Αλουμίνιο. Πλέον η δομή των νανοδορυφόρων κατασκευάζεται από μεταλλικά αλλά και μη μεταλλικά υλικά ταυτόχρονα. Τα χρησιμοποιούμενα μεταλλικά υλικά είναι ομογενή και ισοτροπικά σε αντίθεση με τα μη μεταλλικά που δεν είναι. Τα μη μεταλλικά υλικά είναι σύνθετα υλικά τα οποία όμως ικανοποιούν τις απαιτήσεις όσον αφορά στην ανοχή δυναμικής και θερμικής καταπόνησης.

Δύο είναι οι κύριες προσεγγίσεις στην κατασκευή τέτοιου δορυφόρου. Η αγορά έτοιμων δομών-πλαisiών<sup>17</sup> από διάφορους κατασκευαστές ή η κατασκευή με μηχανική κατεργασία του πλαισίου σύμφωνα με τις απαιτήσεις της κάθε αποστολής. Μέχρι τώρα οποιοδήποτε πλαίσιο μεγέθους μεγαλύτερο από 1U, κατασκευάζονταν ως ένα κομμάτι<sup>18</sup>. Πλέον υφίστανται κατασκευαστές που προσφέρουν τη δυνατότητα κατασκευής ενός δορυφόρου, επί παραδείγματι μεγέθους 3U, ως σύνθεση τριών πλαisiών 1U<sup>19</sup>, προσφέροντας έτσι την επιλογή αύξησης ή μείωσης του όγκου του δορυφόρου, ακόμα και στο στάδιο της συναρμολόγησης.

Αξίζει μνείας ότι τώρα τελευταία έχει ξεκινήσει να γίνεται κατασκευή πλαisiών με τη χρήση τρισδιάστατων εκτυπωτών, με χρήση υλικών που παρουσιάζουν τις επιθυμητές ιδιότητες. Κάτι που επίσης αξίζει να αναφερθεί είναι η κατασκευή του όλου πλαισίου του δορυφόρου με τη δυνατότητα τοποθέτησης των εσωτερικών υποσυστημάτων του όπως γίνεται στους υπολογιστές γραφείου (cards, (graphic cards, sound cards, etc)), όπως φαίνεται και στην ακόλουθη εικόνα.

---

<sup>17</sup> COTS : Cut Of The Self Products

<sup>18</sup> monoblock

<sup>19</sup> Modular approach (RADIUS SPACE)



**Εικόνα 33 : 3U Cubesat structure (C3S)**

Σύμφωνα με την κατασκευάστρια εταιρεία<sup>20</sup> αυτό προσδίδει το πλεονέκτημα καλύτερης στήριξης της κάθε μίας κάρτας, όπως επίσης τη δυνατότητα εξαγωγής μίας μόνο κάρτας προς έλεγχο ή επισκευή, σε αντίθεση με τα υφιστάμενα πλαίσια στα οποία όλα τα υποσυστήματα (κάρτες) είναι συνδεδεμένα μεταξύ τους, στα οποία απαιτείται η αποσυναρμολόγηση του δορυφόρου για την πρόσβαση σε ένα υποσύστημα (κάρτα) αποκλειστικά. Επιπρόσθετα προσδίδει τη δυνατότητα ομαδοποίησης των υποσυστημάτων (καρτών) ανάλογα με τη θερμική τους υπογραφή, καθιστώντας το σχεδιασμό του υποσυστήματος θερμικού ελέγχου σαφώς πιο εύκολο.

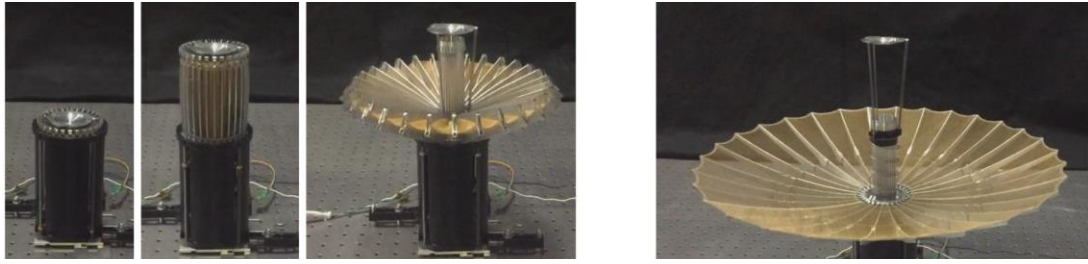
➤ **Επικοινωνίες**

Παρά το γεγονός ότι η στάθμη της τεχνολογίας όσον αφορά στις επικοινωνίες των δορυφόρων παραμένει η χρήση χαμηλών ραδιοσυχνοτήτων (UHF), τα τελευταία χρόνια έχει σημειωθεί σημαντική πρόοδος στη χρήση υψηλότερων (μικροκυματικών / μιλιμετρικών) συχνοτήτων έως και τις μπάντες X και Ka, στις οποίες επιτυγχάνεται και μεγαλύτερη ταχύτητα μεταφοράς δεδομένων.

Παρά την κατευθυντικότητα και τη δυνατότητα λήψης σήματος που έχουν τα κλασικά παραβολικά κάτοπτρα, το μέγεθος και το βάρος τους τα καθιστούν απαγορευτικά ως επιλογές για νανοδορυφόρους. Οι κατασκευαστές αναζητούν εναλλακτικές λύσεις όπως τα πτυσσόμενα παραβολικά κάτοπτρα.

---

<sup>20</sup> C3S (COMPLEX SYSTEMS & SMALL SATELLITES)



**Εικόνα 34 : Πτυσσόμενη κεραία S-band με δυνατότητα αποθήκευσης σε όγκο 1,5U (NASA JPL)**

Άλλη εξέλιξη που αφορά στα συστήματα επικοινωνιών αποτελεί η χρήση ψηφιακά προγραμματιζόμενων πομποδεκτών (Software Defined Radio / SDR). Το πολύ σοβαρό πλεονέκτημα που προσφέρουν τα SDR δεν τόσο είναι η δυνατότητα χρήσης τους σε πολλαπλές μπάντες συχνοτήτων, αλλά η δυνατότητα προγραμματισμού τους κατά τη διάρκεια της κίνησης του δορυφόρου με «ανέβασμα» (upload) των ρυθμίσεων από το σταθμό εδάφους.

Πέραν αυτών, οι οπτικές επικοινωνίες, δηλαδή με χρήση laser, όπου και αναφερόμαστε σε συχνότητες της τάξης THz, είναι μια λύση με σχετικά υψηλό επίπεδο TRL (5-7), όχι τόσο όμως ώστε να βγει σε παραγωγή αφού από τα εν λόγω συστήματα λείπουν «ώρες πτήσης». Είναι σίγουρο όμως ότι θα περιμένουμε εξελίξεις στις επικοινωνίες με laser. Αρκεί να σκεφτεί κάποιος ότι υφίστανται κατασκευαστές που έχουν ξεκινήσει και μελετούν την περίπτωση χρήσης ασύμμετρης επικοινωνίας laser. Το σκεπτικό αυτής της μεθόδου είναι να μην υπάρχει πηγή πάνω στο δορυφόρο, η οποία και χώρο απαιτεί και ενεργοβόρα είναι. Πάνω στο δορυφόρο θα υφίσταται μόνο ένας ανακλαστήρας, ο οποίος θα ανακλά την εκπεμπόμενη, από το σταθμό εδάφους ακτίνα διαμορφωμένη όμως ώστε να περιέχει και τις πληροφορίες που απαιτείται να αποσταλούν από το δορυφόρο.

#### ➤ Ισχύς

Απώτερος στόχος του κάθε κατασκευαστή εν λόγω υποσυστήματος είναι η επίτευξη της μέγιστης δυνατής τιμής της ενεργειακής πυκνότητας, του λόγου ειδικής ισχύος προς βάρος ( $W \cdot h / Kg$ ), η παροχή δηλαδή της μέγιστης δυνατής ισχύος ανά ώρα ανά κιλό βάρους αυτού. Η τρέχουσα αποδοτικότητα

των χρησιμοποιούμενων φωτοβολταϊκών πάνελ στους νανοδορυφόρους κυμαίνεται σε ένα εύρος από 26,8 έως 33 %.

Η επιθυμητή κάθε φορά ισχύς επιτυγχάνεται με συνδυασμούς συνδέσεων των πάνελ σε σειρά και εν παραλλήλω. Ωστόσο, στην προσπάθεια μεγιστοποίησης της αποδοτικότητάς τους έχουν κατασκευαστεί ειδικοί μηχανισμοί (gimbals), οι οποίοι στρέφουν κάθε φορά προς τη διεύθυνση του ήλιου ανεξάρτητα από την κίνηση του δορυφόρου.

Πέραν αυτών, έχει ξεκινήσει από διάφορες εταιρείες η κατασκευή εύκαμπτων φωτοβολταϊκών πάνελ, πολύ λεπτότερων των υφιστάμενων<sup>21</sup>. Η αποδοτικότητά τους είναι μόλις 8 %, αλλά η τεχνολογία αυτή είναι πολλά υποσχόμενη. Αξίζει να σημειωθεί, ότι ερευνητές στο MIT έχουν αναπτύξει υλικό το οποίο δύναται να «τυπωθεί» σε χαρτί, το οποίο λειτουργεί ως φωτοβολταϊκό πάνελ, ακόμα κι αν διπλωθεί αυτό το χαρτί πολλές φορές.

Όσον αφορά στην ενεργειακή πυκνότητα των μέσων αποθήκευσης, αυτή κυμαίνεται από 126 έως και 243 W · h / Kg. Η στάθμη της τεχνολογίας στο υλικό κατασκευής τους είναι είτε τα ιόντα Λιθίου (Li-ion), είτε τα πολυμερή Λιθίου (LiPo). Κι εδώ ισχύουν τα ίδια όσον αφορά τη δυνατότητα διασύνδεσης προς επίτευξη της επιθυμητής ισχύος.

Το μέλλον στα αποθηκευτικά μέσα εμφανίζεται πολλά υποσχόμενο. Τεχνολογίες εφαρμόσιμες σε νανοδορυφόρους που μόλις ξεκίνησαν να δοκιμάζονται είναι κυψέλες αποθήκευσης από οργανικά υλικά, καθώς και μπαταρίες από κυψέλες υδρογόνου, ακόμα ατομικής ενέργειας<sup>22</sup>...

Στην κατασκευή των κυκλωμάτων διανομής ισχύος, υφίστανται δύο προσεγγίσεις. Υπάρχουν εταιρείες που κατασκευάζουν αποκλειστικά ή αυτόνομα τέτοια κυκλώματα, αλλά και άλλες που τα κατασκευάζουν μαζί με τα αντίστοιχα μέσα αποθήκευσης και τα διαθέτουν συναρμολογημένα (assembly).

---

<sup>21</sup> Τα υφιστάμενα φωτοβολταϊκά πάνελ έχουν πάχος περί τα 350 μm, ενώ τα υπόψη πάνελ έχουν πάχος 1-2 μm.

<sup>22</sup> Βέβαια το μειονέκτημα που έχουν οι μπαταρίες υδρογόνου και ατομικής ενέργειας είναι ότι δεν μπορούν να επαναφορτιστούν κατά τη διάρκεια της αποστολής.

➤ Έλεγχος Θέσης

Πολλές εταιρείες κατασκευάζουν σύνθετα συστήματα ελέγχου θέσης που απαρτίζονται από δύο ή περισσότερους αισθητήρες από τους κάτωθι :

- Δέκτες GPS
- Star Trackers
- Magnetorquers
- Magnetometers
- Sun Sensors
- Horizon Sensors

Αυτά τα συστήματα παρέχουν πολύ μεγάλη ακρίβεια που κυμαίνεται από μερικά χιλιοστά της μοίρας μέχρι  $1^\circ$ , γεγονός που ανεβάζει κατά πολύ την τιμή τους σε σχέση με την τιμή αγορά χωριστά κάποιου ή κάποιων εκ των άνωθεν αισθητήρων, οι τρέχουσες δυνατότητες των οποίων έχουν ως ακολούθως :

- Δέκτες GPS  
Αποτελούν την κύρια μέθοδο προσδιορισμού της θέσης και τροχιάς του δορυφόρου με ακρίβεια που κυμαίνεται από 1,5 έως 10 μέτρα.
- Star Trackers  
Είναι αισθητήρας που μπορεί ακόμα και αυτόνομα να παρέξει πολύ καλή εκτίμηση της κίνησης του δορυφόρου με ακρίβεια από 10 έως 74 δεύτερα της μοίρας.
- Magnetorquers  
Μπορούν να δώσουν ροπές από 0,1 έως 19  $\text{Am}^2$ . Ενδεικτικά αναφέρεται ότι ροπή μεγέθους 0,2  $\text{Am}^2$  μπορεί να στρέψει νανοδορυφόρο μεγέθους 1U κατά  $90^\circ$  σε 60" με χρήση ισχύος 0,2 W.
- Magnetometers  
Μετρούν την ένταση του περιβάλλοντος μαγνητικού πεδίου και η μέτρηση χρησιμοποιείται τόσο για τον υπολογισμό της τροχιακής θέσης όσο και για τον προσανατολισμό του δορυφόρου. Η συνήθης ευαισθησία είναι μεταξύ 10 και 15 nT και η γωνιακή ακρίβεια είναι περί τη  $1^\circ$ .

- Sun Sensors  
Αισθητήρας που προσδιορίζει τη θέση του ήλιου ως προς το δορυφόρο, δεδομένο με το οποίο προσδιορίζεται ο προσανατολισμός του δορυφόρου με ακρίβεια εντός εύρους  $0,1^\circ - 5^\circ$ .
- Horizon Sensors  
Αισθητήρας που μετρά τη διαφορά θερμοκρασίας μεταξύ των πόλων και του ισημερινού με σκοπό τον προσδιορισμό της θέσης και του προσανατολισμού του δορυφόρου, με ακρίβεια από  $0,25^\circ$  έως  $1^\circ$

➤ Έλεγχος και Διαχείριση Δεδομένων

Επί του παρόντος, κατασκευαστές ναοδορυφόρων, προσφέρουν ολοκληρωμένα συστήματα ελέγχου που περιλαμβάνουν όχι μόνο τον επεξεργαστή και τη μνήμη που απαιτείται, αλλά και τη δυνατότητα διασύνδεσης με πληθώρα άλλων υποσυστημάτων κι αισθητήρων, ακόμα και το υποσύστημα ηλεκτρικής ισχύος προεγκατεστημένα.

Το πρότυπο PC/104<sup>23</sup> παραμένει η βάση για το σχεδιασμό αυτών των υποσυστημάτων, ενώ ακόμα και τώρα χρησιμοποιούνται MCUs (Micro Controller Units) και FPGAs (Field Programmable Gate Arrays). Η διασύνδεση επιτυγχάνεται με διάφορους τρόπους όπως USB (Universal Serial Bus), CAN (Controller Area Networks), καθώς επίσης I<sup>2</sup>C (Inter Integrated Circuit) και SPI (Serial Peripheral Interface). Έχουν αναπτυχθεί πολλών ειδών μνήμες<sup>24</sup> αλλά ως επί το πλείστο χρησιμοποιείται η SRAM (Static Random Access Memory).

Η τάση στο χρησιμοποιούμενο λογισμικό είναι αυτό του ανοιχτού κώδικα (open source). Έχει αναπτυχθεί πλήθος συστημάτων ελέγχου με τη χρήση λογισμικού Linux ως λειτουργικό. Αυτό παρέχει τη δυνατότητα χρησιμοποίησης λογισμικού που έχει ήδη αναπτυχθεί και δοκιμαστεί.

<sup>23</sup> Το συγκεκριμένο πρότυπο αφορά σε πλακέτα διασύνδεσης μικροελεγκτή (MCU) και έτερων υποσυστημάτων (BUS) με διαστάσεις 90 mm X 96 mm.

<sup>24</sup> Άλλα είδη αποτελούν οι DRAM (Dynamic Random Access Memory), FERAM (Ferro-Electric RAM) και PCM (Phase Change Memory).



Επιπλέον η πρόσβαση σε ανοιχτό λογισμικό δίνει την ευκαιρία σε κάθε ενδιαφερόμενο να αναπτύξει το σύστημα ελέγχου που απαιτείται για κάθε αποστολή ξεχωριστά.

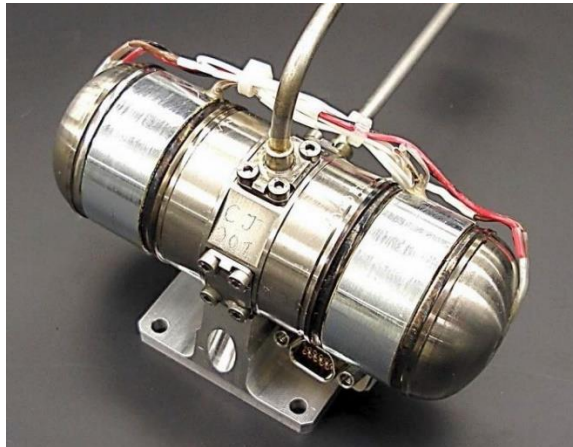
➤ **Θερμικός Έλεγχος**

Τα συνήθη παθητικά μέσα θερμικού ελέγχου αφορούν στη χρήση πολύ-επίπεδων θερμικών υλικών επικάλυψης (Multi-Layer Insulation coatings / MLI) και σωλήνων απαγωγής της θερμότητας (heat pipes). Οι εύκαμπτες θερμικές ταινίες (flexible thermal straps) αποτελούν τον πιο βολικό τρόπο ελέγχου της θερμοκρασίας καθόσον η απαιτούμενη μάζα της ταινίας, προς επίτευξη του επιθυμητού αποτελέσματος, είναι μικρή. Οι σωλήνες απαγωγής θερμότητας είναι ένας αποδοτικός τρόπος ελέγχου, όπου η παραγόμενη θερμότητα από ένα θερμότερο υποσύστημα / εξάρτημα μεταφέρεται σε ένα ψυχρότερο, είτε σε εναλλάκτη θερμότητας.

Μια νέα τεχνολογία που αναπτύσσεται (προς το παρόν για δορυφόρους μεγέθους 6U) είναι οι αυτόματες περσίδες, οι οποίες με ειδικού μηχανισμούς, ανοίγουν όταν η θερμοκρασία του δορυφόρου αυξάνεται με συνέπεια την απαγωγή της θερμότητας στο διάστημα. Αντίστοιχα όταν πέφτει η θερμοκρασία κλείνουν περιορίζοντας την υφιστάμενη θερμότητα εντός του δορυφόρου.

Από την άλλη, τα ενεργητικά μέσα θερμικού ελέγχου απαιτούν ενέργεια για τη λειτουργία του πλην όμως παρέχουν πολύ μεγαλύτερη ακρίβεια και είναι πολύ αποδοτικότερα. Τέτοια συστήματα αποτελούν θερμαντικά σώματα αντιστάσεων (resistance heaters) και συστήματα ψύξης πολύ χαμηλής θερμοκρασίας (cryogenic coolers ή cryocoolers). Η συνήθης χρήση των θερμαντικών σωμάτων στους ναοδορυφόρους, έχει να κάνει με τη διατήρηση των μπαταριών εντός των λειτουργικών ορίων. Τα συστήματα ψύξης πολύ χαμηλών θερμοκρασιών χρησιμοποιούνται για τη διατήρηση πολύ χαμηλών θερμοκρασιών για παράδειγμα σε υψηλής ακρίβειας υπέρυθρους αισθητήρες.

Μια ιδέα η οποία τώρα αναπτύσσεται, είναι ένα κλειστό σύστημα κυκλοφορίας ψυχρού αερίου. Σε αυτό το σύστημα μια αντλία ωθεί ψυχρό αέριο σε κλειστό κύκλωμα το οποίο εφάπτεται στα επιθυμητά σημεία.



**Εικόνα 35 : Αντλία κυκλοφορητού κλειστού κυκλώματος (Lockheed Martin Corporation)**

## **ΜΕΡΟΣ «Β»**

### 3. Προτάσεις Αποστολών



Αποτελεί πεποίθηση του συγγραφέα, ότι στο χώρο του Αιγαίου Πελάγους και λόγω της γεωστρατηγικής θέσης που κατέχει η Ελλάδα, αλλά και της αρχιπελαγικής μορφής του νησιωτικού συμπλέγματος της, σημαίνοντα ρόλο πρέπει να έχει :

- Ο έλεγχος του υδάτινου τμήματος της χώρας καθόσον απαρτίζεται, πέραν των άλλων, και από περισσότερα των 15.000 χιλιομέτρων ακτογραμμής. Η απόκτηση εικόνας επί των εμπορικών πλοίων που ταξιδεύουν στο Αιγαίο και των θαλάσσιων γραμμών επικοινωνίας, λειτουργεί πολλαπλασιαστικά στη δημιουργία αναγνωρισμένης εικόνας στο Αιγαίο.
- Ο έλεγχος κι επιτήρηση των συνόρων της χώρας, χερσαίων και θαλάσσιων, δεδομένου ότι τα σύνορα της Ελλάδας αποτελούν ταυτόχρονα και τα ανατολικά σύνορα της Ευρώπης.

Για την απόκτηση εικόνας επί των εμπορικών σκαφών που ταξιδεύουν στο Αιγαίο και με δεδομένο ότι όλα τα σκάφη πρέπει να φέρουν πομπούς AIS (Automatic Identification System), απαραίτητη προϋπόθεση αποτελεί η συλλογή των πληροφοριών που εκπέμπονται και η εκμετάλλευσή τους. Εφαρμογή δορυφορικού συστήματος AIS, θα συλλέγει τις εκπεμπόμενες πληροφορίες, οι οποίες θα «κατεβαίνουν» σε κατάλληλο σταθμό εδάφους (κέντρο επιχειρήσεων).

Αντίστοιχα, για τον έλεγχο και την επιτήρηση των συνόρων, απαιτείται οπτικός αισθητήρας με διακριβωτική ικανότητα, που να επιτρέπει τον εντοπισμό ή και αναγνώριση αντικειμένων ή και συγκέντρωσης ανθρώπων, προκειμένου να είναι γνωστό κάθε στιγμή «τις ή τι» διέρχεται των συνόρων.

Προφανώς για να είναι αποτελεσματικά τέτοια δορυφορικά συστήματα, θα πρέπει να παρέχουν συνεχή κάλυψη. Για την επίτευξη αυτού του αποτελέσματος δεν αρκεί η εκτόξευση ενός νανοδορυφόρου, αλλά αστερισμού αυτών. Συγκεκριμένα για

τη συνεχή κάλυψη περιοχής στο μέγεθος του Αιγαίου απαιτείται αστερισμός πλήθους δορυφόρων σε διαφορετικές τροχιές, ώστε να επιτυγχάνεται συνεχής κάλυψη της περιοχής ενδιαφέροντος. Ο σχηματισμός του εν λόγω αστερισμού δεν είναι το αντικείμενο της παρούσης εργασίας.

Θα ήταν θεμιτό να πούμε ότι για κάθε μία από τις ως άνω εφαρμογές, απαιτείται η κατασκευή ενός δορυφόρου, οπότε θα μιλούσαμε για κατασκευή δύο δορυφόρων. Η κατασκευή ενός δορυφόρου, η οποία θα έφερε εις πέρας και τις δύο αποστολές ταυτόχρονα, θα εξοικονομούσε χρόνο και πόρους. Αυτό το εγχείρημα θα περιγραφεί στην επόμενη ενότητα. Θα λάβει χώρα επιλογή και περιγραφή των υποσυστημάτων, προκειμένου να σχηματιστεί ο «προς εκτόξευση» ναυδορυφόρος. Λόγω περιορισμού του χρόνου, δε θα λάβει χώρα κατασκευή του δορυφόρου.

Η έρευνα διεξήχθη μέσω διαδικτύου σε πλήθος εταιρειών ως ακολούθως :

- Pumkin Inc.
- CubeSat Shop.Com
- GOM Space
- Stras Space
- Space Micro
- Blue Canyon Technologies
- Berlin Space Technologies
- Space Quest
- Clyde Space
- Solar MEMS Technologies S.L.
- Astro Und Feinwerktechnik Adlershof Gmbh
- Sky Fox Labs S.R.O.
- Satlab
- Cube Space
- Nano Avionics, JSC
- Helical Communication Technologies Inc.
- N.P.C. Space Mind

- Innoflight
- DHV Technology
- MMA Design LLC
- New Space Systems Inc.
- Adcole Maryland Aerospace, LLC
- XCAM
- DUNMORE Aerospace
- AAC Microtec Group
- EnduroSat
- IMT Srl

#### 4. Δορυφόρος



Το σκεπτικό δημιουργίας ενός τέτοιου δορυφόρου, είναι να έχει τέτοιο ωφέλιμο φορτίο, ώστε να είναι δυνατή η παρακολούθηση της κίνησης των εμπορικών σκαφών, αλλά ταυτόχρονα και η επιτήρηση των συνόρων. Αυτό δύναται να επιτευχθεί με την τοποθέτηση ενός αναμεταδότη AIS κι ενός οπτικού αισθητήρα που θα προσφέρει ικανοποιητική διακριβωτική ικανότητα. Όσον αφορά στον αναμεταδότη AIS, υφίστανται έτοιμες επιλογές (COTS)<sup>25</sup>, όπως και για τον οπτικό αισθητήρα. Στην περίπτωση όμως του οπτικού αισθητήρα η διακριβωτική ικανότητα των ετοιμοπαράδοτων αισθητήρων κυμαίνεται μεταξύ 5 και 30 μέτρων. Προς επίτευξη όμως μεγαλύτερης διακριβωτικής ικανότητας θα γίνει προσπάθεια βελτιστοποίησης των τελικών χαρακτηριστικών του οπτικού αισθητήρα.

Εδώ, «χτίζοντας» το δορυφόρο, η πορεία που θα ακολουθήσουμε είναι η εξής :

- Προσδιορισμός δομικού υποσυστήματος
- Επιλογή-σχηματισμός ωφέλιμου φορτίου
- Καθορισμός υποσυστήματος ελέγχου θέσης
- Προσδιορισμός υποσυστήματος επικοινωνιών
- Καθορισμός υποσυστήματος ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων
- Προσδιορισμός υποσυστήματος ηλεκτρικής ενέργειας
- Καθορισμός υποσυστήματος θερμικού ελέγχου

##### 4.1. Δομικό Υποσύστημα

Η βελτιστοποίηση των τελικών χαρακτηριστικών του οπτικού αισθητήρα μπορεί να λάβει χώρα μόνο με την προσθήκη κατάλληλου συστήματος φακών, πράγμα το οποίο δημιουργεί την απαίτηση χώρου, οπότε αυτόματα εξαιρούνται τα μεγέθη 1U και 2U. Το μέγεθος 3U εκτιμάται ανεπαρκές, καθόσον :

- Για την επίτευξη αξιοπρεπών αποδόσεων του οπτικού αισθητήρα σε συνδυασμό με τους οπτικούς φακούς, εκτιμάται ότι, μόνο για την τοποθέτησή τους, θα απαιτηθεί χώρος 3U.

---

<sup>25</sup> Components Of The Self

- Θα απαιτηθούν εξαρτήματα ελέγχου θέσης σχετικά μεγάλης ακρίβειας.

Επαγωγικά, θα καταβληθεί προσπάθεια ώστε το εγχείρημα «κατασκευής» του δορυφόρου να ικανοποιηθεί από δορυφόρο μεγέθους 6U. Θα μπορούσε να επιλεγεί μεγαλύτερο μέγεθος αλλά αυτό απεφεύχθη, καθόσον για δορυφόρο αυτού του μεγέθους υφίστανται ήδη έτοιμα deployers, κάτι που δεν συμβαίνει για μεγαλύτερα μεγέθη. Βέβαια υπάρχουν κατασκευαστές οι οποίοι κατασκευάζουν deployers «κατά παραγγελία»<sup>26</sup>. Οι διαστάσεις του εν λόγω ναοδορυφόρου καθώς και η διαθέσιμη χωρητικότητά του, έχουν περιγραφεί στην υποενότητα 1.1.3.

Ξεκινώντας από το δομικό υποσύστημα του δορυφόρου, με αρχή η οποία θα ισχύσει όμως για όλα τα υποσυστήματα, θα γίνει επιλογή ετοιμοπαράδοτων εξαρτημάτων – υποσυστημάτων. Από τις διερευνηθείσες εταιρείες, αυτές που διαθέτουν έτοιμη δομή μεγέθους 6U φαίνονται στις ακόλουθες εικόνες :



**Εικόνα 36 : Δομή 6U (SPACE MIND)**

---

<sup>26</sup> Custom made





**Εικόνα 37 : Δομή 6U (ISIS)**



**Εικόνα 38 : Δομή 6U (ENDUROSAT)**

Όλα τα ως άνω δομικά υποσυστήματα έχουν κατασκευαστεί από Αλουμίνιο κι έχουν διέλθει επιτυχώς τις δοκιμές αξιολόγησης (qualification tests). Επίσης σε όλα υφίσταται η δυνατότητα τοποθέτησης των υποσυστημάτων, είτε παράλληλα, είτε κάθετα, ως προς το μεγάλο άξονα συμμετρίας της κατασκευής, γεγονός το οποίο

προσδίδει μεγάλη ευελιξία. Η σύγκριση των μαζών φαίνεται στον πίνακα που ακολουθεί.

**Πίνακας 4 : Σύγκριση μαζών δομικού υποσυστήματος 6U**

Εταιρεία Κατασκευής	Μάζα δομικού υποσυστήματος 6U (gr)
SPACE MIND	698
ISIS	1100
ENDUROSAT	908

Το «σκάφος» της SPACE MIND είναι το ελαφρύτερο, πλην όμως εκεί που (κατά τη γνώμη του γράφοντος) υπερέχει η ISIS, είναι ότι το υποσύστημά της έχει συμπληρώσει πολύ περισσότερες ώρες πτήσης (flight proven) από το 2013<sup>27</sup>. Για αυτό το λόγο και η ISIS αποτελεί την επιλογή για αυτό υποσύστημα.

#### 4.2 Ωφέλιμο φορτίο

Το ωφέλιμο φορτίο του δορυφόρου θα είναι διπλό, προκειμένου να ανταποκριθεί και στις δύο αποστολές ταυτόχρονα. Θα περιλαμβάνει έναν αναμεταδότη AIS και έναν οπτικό αισθητήρα με τηλεσκοπικούς φακούς.

##### 4.2.1 Δέκτης AIS

Από τις αναφερθείσες εταιρείες στην ενότητα 3, αυτές που κατασκευάζουν δέκτες AIS, είναι η Satlab και η Space Quest. Η σύγκριση μεταξύ των δύο δεκτών, καταδεικνύει τα κάτωθι<sup>28</sup> :

**Πίνακας 5 : Συγκριτικός πίνακας δεκτών AIS**

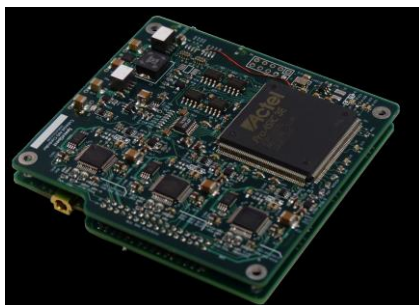
Τεχνικά χαρακτηριστικά	Qube AIS (Satlab)	STS-300 (Space Quest)
Input Voltage (V DC)	3.3 & 5	2.5-5.0
Peak power consumption	760	650

<sup>27,28</sup> Αυτό προκύπτει από τις πληροφορίες που κοινοποιούν οι κατασκευάστριες εταιρείες στους ιστοτόπους τους.

(mW)		
Receivers (agility)	2	6
Mass (gr)	55	180 (Aluminum Enclosure Included)
Board Dimensions (mm X mm)	94.73 X 89.03	95.9 X 90.2

Όσον αφορά στην τροφοδοσία και οι δύο δύνανται να υποστηριχθούν από υποσυστήματα ηλεκτρικής ισχύος. Ο STS-300 καταναλώνει λιγότερη ενέργεια από τον Qube, αλλά είναι πιο βαρύς. Οι διαστάσεις του είναι περίπου ίδιες και εντός ορίων των ναυοδορυφόρων cubesat.

Η ριζική διαφορά που έχουν είναι ότι ο Qube έχει δύο δέκτες, σε αντίθεση με τον STS-300, ο οποίος έχει έξι. Αυτό προσδίδει σημαντικό πλεονέκτημα στον δεύτερο καθώς, ακόμα και αν προγραμματιστεί να παρακολουθεί τις δύο συχνότητες AIS (161,975 MHz & 162,025 MHz) και τη συχνότητα κινδύνου (156,800 MHz) ταυτόχρονα, υφίσταται η εναλλαξιμότητα (redundancy) των υπολοίπων τριών διαθέσιμων δεκτών, είτε για τη διόρθωση των ληφθέντων σημάτων, είτε σε περίπτωση δυσλειτουργίας κάποιου εκ των πρώτων. Από την άλλη ο Qube έχει τη δυνατότητα παρακολούθησης είτε των δύο συχνοτήτων AIS, είτε κάποιου συνδυασμού μεταξύ μίας εξ' αυτών και της συχνότητας κινδύνου. Για την πληρότητα της αναφοράς αξίζει μνείας ότι και οι δύο δέκτες είναι βασισμένοι στην τεχνολογία Software Define Radio (SDR), που σημαίνει ότι οι δέκτες προγραμματίζονται, με χρήση κατάλληλου λογισμικού, να λειτουργούν σε συγκεκριμένη συχνότητα. Επιπρόσθετα και οι δύο δέκτες δύνανται να κατασκευαστούν με βάση το πρότυπο PC/104 και ακολουθούν το προβλεπόμενο πρωτόκολλο (Cubesat Space Protocol), όσον αφορά τη μεταφορά δεδομένων.



**Εικόνα 39 : STS-300 AIS Receiver (Space Quest)**



**Εικόνα 40 : QubeAIS Receiver (Satlab)**

Ο δέκτης της Satlab έχει συμμετάσχει σε διάφορες αποστολές, όπως επί του δορυφόρου AAUSAT3<sup>29</sup>, κατά την οποία συνέλεγε πάνω από 70 μηνύματα για κάθε πλοίο σε κάθε πέρασμα, συμπληρώνοντας περί τις 7.000 μηνύματα την ώρα, ήτοι περί τις 168.000 μηνύματα κάθε 24 ώρες. Αντίστοιχα ο δέκτης της Space Quest έχει δυνατότητα λήψης που αγγίζει τα 1.000.000 μηνύματα την ημέρα.

Είναι προφανές ότι ο Qube έχει συμπληρώσει ώρες πτήσης και λόγω αυτού θα έπρεπε να αποτελεί την επιλογή, αλλά ο STS-300, παρά το γεγονός ότι δεν έχει ώρες πτήσης, οι δυνατότητές του (6 δέκτες με δυνατότητα λήψης 1.000.000 μηνυμάτων την ημέρα) είναι πολλά υποσχόμενες, σε συνδυασμό με τη μικρότερη κατανάλωση σε ενέργεια που έχει. Για αυτούς του λόγους ο STS-300 αποτελεί την επιλογή δέκτη AIS.

#### 4.2.2 Οπτικός αισθητήρας

Οι διαθέσιμοι οπτικοί αισθητήρες με τα χαρακτηριστικά και τις δυνατότητές τους φαίνονται στον πίνακα που ακολουθεί.

---

<sup>29</sup> <http://www.space.aau.dk/aausat3/>

**Πίνακας 6 : Συγκριτικός πίνακας οπτικών αισθητήρων**

Χαρακτηριστικά	C3D (XCAM)	C1U (GOM Space)	Gecko (SCS)	Chameleon (SCS)
Φάσμα	Οπτικό	Οπτικό	Οπτικό	Οπτικό με δυνατότητα εγγύς υπέρυθρου
Ανάλυση	1.3 MPixels	3 MPixels	2.2 MPixels	Άγνωστο
Διακριβωτική Ικανότητα	360 m (650 Km)	30 m (650 Km)	39 m (500 Km)	9.6 m (500 Km)
Βάρος	85 g	354 g	480 g	1350 g
Κατανάλωση (μέγιστη)	845 mW	800 mW	Άγνωστο	3500 mW
Ελάχιστη λειτουργική θερμοκρασία	- 25 °C	0 °C	+ 10 °C	+ 10 °C
Μέγιστη λειτουργική θερμοκρασία	+ 65 °C	+ 60 °C	+ 30 °C	+ 30 °C
Ελάχιστο μη καταστροφικό όριο θερμοκρασίας	- 35 °C	- 40 °C	- 20 °C	- 20 °C
Μέγιστο μη καταστροφικό όριο θερμοκρασίας	+ 75 °C	+ 85 °C	+ 50 °C	+ 70 °C
Διαστάσεις	95 X 91 X 27 (mm)	97.2 X 91.7 X 79.7 (mm)	97 X 96 X 60 (mm)	200 X 94 X 94 (mm)

Στο συγκριτικό πίνακα είναι εμφανές ότι τα περισσότερα εκ των βέλτιστων χαρακτηριστικών βρίσκονται στους αισθητήρες της XCAM (C3D) και της GOM Space (C1U), ενώ τα χειρίστα σε αυτούς της SCS (Gecko & Chameleon). Ο C1U έχει τη μεγαλύτερη ανάλυση από όλους και ταυτόχρονα τη μικρότερη κατανάλωση με τα καταστροφικά όριά του να είναι τα ευρύτερα όλων. Ο C3D είναι ο ελαφρύτερος με το μεγαλύτερο εύρος λειτουργικών θερμοκρασιών και τις μικρότερες διαστάσεις. Ο Gecko έχει τα χειρίστα όρια θερμοκρασιών, λειτουργικό και καταστροφικό. Ο Chameleon έχει και αυτός τα χειρίστα λειτουργικά όρια θερμοκρασιών. Επιπρόσθετα είναι ο βαρύτερος, ο πιο ενεργοβόρος και ταυτόχρονα έχει τη μέγιστη απαίτηση σε όγκο τοποθέτησης, περί τα 2U, πλην όμως έχει την καλύτερη διακριβωτική ικανότητα από όλους.

Εκ των ανωτέρω προκύπτει ότι ο C3D απορρίπτεται λόγω της κατεχόμενης διακριβωτικής ικανότητας η οποία δε δύναται αξιοποιηθεί για τον έλεγχο των συνόρων. Αντίστοιχα οι αισθητήρες Gecko και Chameleon απορρίπτονται λόγω των λειτουργικών και καταστροφικών ορίων θερμοκρασίας που έχουν, που θα επιβαρύνει το υποσύστημα θερμικού ελέγχου. Επιπλέον αξίζει μνηείας ότι όλοι οι

υπόλοιποι αισθητήρες είναι ήδη συναρμολογημένοι με τους εκάστοτε φακούς που διαθέτουν (assembly), σε αντίθεση με τον C1U, ο οποίος διαθέτει δυνατότητα εναλλαγής φακών λόγω του συστήματος προσαρμογής φακού τύπου C-mount.

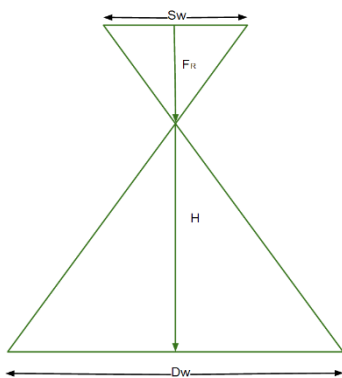


**Εικόνα 41 : Αντάπτορας C-mount**

Συνεπώς ο αισθητήρας C1U της GOM Space αποτελεί την επιλογή για τον οπτικό αισθητήρα. Για τον συγκεκριμένο αισθητήρα δίδονται τα ακόλουθα επιπλέον χαρακτηριστικά :

- Μέγεθος εικόνας : 2048 pixels X 1536 pixels (4:3 format)
- Διακριβωτική ικανότητα : 30 m (με χρήση φακού 70 mm που έχει εστιακό μήκος 70,4 mm)

Έχοντας έναν οπτικό αισθητήρα πλάτους  $S_W$  σε mm, ο οποίος έχει εστιακό μήκος  $F_R$  σε mm, σε ύψος  $H$  σε m, από την επιφάνεια της Γης, τότε το πλάτος του αποτυπώματος του αισθητήρα στην επιφάνεια της Γης  $D_W$  σε m (swath) δίδεται από την αναλογία :



$$\frac{S_W}{D_W} = \frac{F_R}{H}$$

**Εικόνα 42 : Απεικόνιση swath**

Είναι γνωστό από τα χαρακτηριστικά του κατασκευαστή, ότι με τη χρήση φακού με εστιακό μήκος 70,4 mm επιτυγχάνεται διακριβωτική ικανότητα (Ground Sampling Distance, GSD) 30 m/pixel. Αφού το format της εικόνας είναι 4:3 και οι διαστάσεις της 2048

pixels X 1536 pixels, προκύπτει ότι το πλάτος της εικόνας είναι 2048 pixels και συνεπώς το πλάτος του αποτυπώματος του αισθητήρα στην επιφάνεια της Γης είναι :

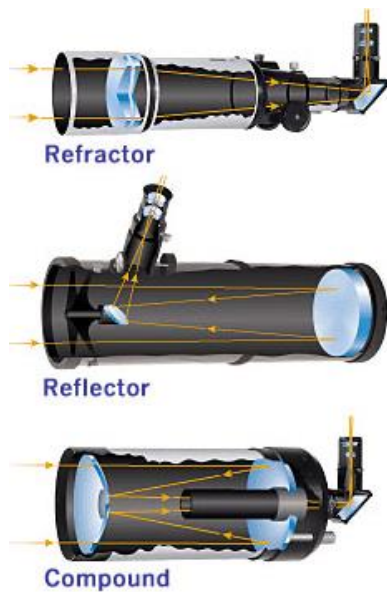
$$D_W = GSD * \text{Πλάτος εικόνας} \Rightarrow D_W = 30 * 2048 \Rightarrow D_W = \mathbf{61.440\ m}$$

Γνωρίζουμε λοιπόν τις τιμές για  $D_W$  σε m,  $F_R$  σε mm και  $H^{30}$  σε m, τις οποίες αν εισάγουμε στην ανωτέρω αναλογία, εξάγουμε το πλάτος του αισθητήρα  $S_W$  σε mm:

$$\frac{S_W}{D_W} = \frac{F_R}{H} \Rightarrow S_W = \frac{F_R * D_W}{H} \Rightarrow S_W = \mathbf{10,2497\ mm}$$

Το εξαχθέν αποτέλεσμα θα το χρησιμοποιήσουμε αργότερα.

Τώρα όσον αφορά στη διάταξη των φακών που θα χρησιμοποιηθεί, αποτελεί μονόδρομο η επιλογή του τηλεσκοπίου. Η διάταξη των φακών στα τηλεσκόπια προσδίδει δυνατότητα θέασης σε πολύ μεγάλες αποστάσεις. Υπάρχουν τρεις βασικοί τύποι τηλεσκοπίων, ανάλογα με την αρχή στην λειτουργούν:



➤ Διάθλαση : Το φως διαθλάται στους εμπρόσθιους φακούς και συγκεντρώνεται στην πίσω πλευρά του τηλεσκοπίου. (Refractor)

➤ Ανάκλαση : Ένας καθρέπτης στο πίσω μέρος του τηλεσκοπίου ανακλά το φως και το συγκεντρώνει στο μπροστινό τμήμα του. (Reflector)

➤ Συνδυασμός : Γίνεται χρήση φακών και ανακλαστήρων και το φως συγκεντρώνεται στην πίσω πλευρά του τηλεσκοπίου. (Compound)

**Εικόνα 43 : Βασικοί τύποι τηλεσκοπίων**

Τα συνδυαστικά τηλεσκόπια βασίζόμενα στις αρχές λειτουργίας και των άλλων δύο ειδών προσδίδουν μεγαλύτερο εστιακό μήκος στις ίδιες διαστάσεις του οπτικού σωλήνα. Στην περίπτωση μας όμως πέραν του όσο τον δυνατόν μεγαλύτερου

<sup>30</sup> Το H ισούται προς 422000 m, δεχόμενοι ότι ο δορυφόρος θα εκτοξευθεί από τον ISS.

εστιακού μήκους που απαιτείται να έχουν, πρέπει να μπορούν να τοποθετηθούν εντός νανοδορυφόρου.



**Εικόνα 44 :** Οπτικός σωλήνας του τηλεσκοπίου Orion Starmax 90

Ο οπτικός σωλήνας του Starmax 90<sup>31</sup> της Orion με διάμετρο 90 mm και μήκος 254 mm έχει εστιακό μήκος 1250 mm, αποτελώντας μια πολύ λειτουργική επιλογή. Με το νέο εστιακό μήκος

τώρα και γνωστές τις τιμές για το πλάτος του αισθητήρα της CIU και το ύψος πτήσης εισερχόμαστε και πάλι στην αναλογία και εξάγουμε το νέο το πλάτος του αποτυπώματος του αισθητήρα στην επιφάνεια της Γης :

$$\frac{S_W}{D_W} = \frac{F_R}{H} \Rightarrow D_W = \frac{H * S_W}{F_R} \Rightarrow D_W = 3.460,29872 \text{ m}$$

Όμως για πλάτος εικόνας 2048 pixels προκύπτει :

$$D_W = GSD * \text{Πλάτος εικόνας} \Rightarrow GSD = D_W / \text{Πλάτος εικόνας} \Rightarrow$$

$$GSD = 1,6895 \text{ m/pixel}$$

Μια τέτοια διάταξη φακών, με την επίτευξη τέτοιας διακριβωτικής ικανότητας, επιτρέπει όχι μόνο την παρακολούθηση των συνόρων αλλά και την επιτήρηση και αναγνώριση. Θα λειτουργούσε πολλαπλασιαστικά στην Έρευνα και Διάσωση ή ακόμα και στο εντοπισμό πυρκαγιών.

#### 4.3 Καθορισμός υποσυστήματος ελέγχου θέσης

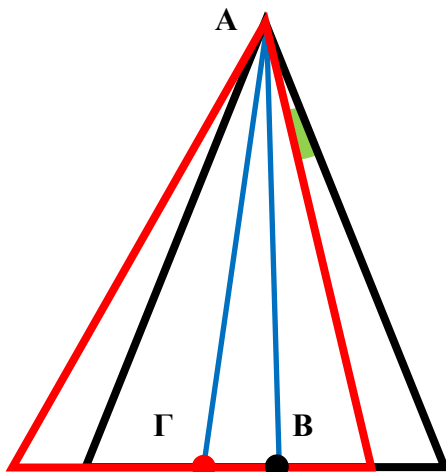
Με δεδομένο ότι ο δορυφόρος θα φέρει οπτικό αισθητήρα, απαιτείται όπως διατηρεί σταθερά την πλευρά στην οποία θα είναι τοποθετημένος στραμμένη προς τη Γη. Επιπρόσθετα θα πρέπει ο νοητός άξονας «αισθητήρας-επιφάνεια Γης» να

<sup>31</sup> <https://www.telescope.com/Orion-StarMax-90mm-TableTop-Maksutov-Cassegrain-Telescope/p/102016.uts>



παραμένει όσο το δυνατόν σταθερός ώστε να βρίσκεται στο μέσο του swath αυτού. Αυτός είναι ουσιαστικά και ο λόγος για τον οποίο θα τοποθετηθεί το εν λόγω υποσύστημα.

Θα υπολογισθεί το μέγιστο αποδεκτό σφάλμα που δύνανται να έχει τα όργανα του υποσυστήματος. Ας υποθεθεί ότι στις κορυφές των τριγώνων βρίσκεται ο



δορυφόρος και ότι η βάσεις των τριγώνων είναι η επιφάνεια της Γης. Το μαύρο τρίγωνο αντιπροσωπεύει το swath του δορυφόρου όταν ο οπτικός αισθητήρας «βλέπει» κάθετα την επιφάνεια της Γης και το κόκκινο όταν έχει στραφεί κατά μια γωνία (έχει σημειωθεί με πράσινο χρώμα). Θέλουμε να υπολογίσουμε ποια είναι η μέγιστη τιμή που δύνανται να πάρει η «πράσινη» γωνία, η οποία προφανώς ισούται με τη γωνία μεταξύ των γαλάζιων ευθυγράμμων τμημάτων, αφού τα δύο σημεία στις βάσεις των

**Εικόνα 45 : Μετάπτωση swath κατά τη στροφή του αισθητήρα**

τριγώνων είναι τα κέντρα των swath στην πρώτη (B) και δεύτερη (Γ) περίπτωση αντίστοιχα. Για την εφαπτομένη της γωνίας  $\widehat{\Gamma AB}$  ισχύει :

$$\tan \widehat{\Gamma AB} = \frac{|B\Gamma|}{|AB|}$$

Στην ανωτέρω σχέση γνωρίζουμε ότι το AB είναι το ύψος πτήσης του δορυφόρου και συνεπώς ισούται προς 422.000 μέτρα. Θεωρώντας με ικανοποιητική ακρίβεια ότι το μέγεθος του swath είναι 3.460 μέτρα, κρίνεται απαραίτητο η μετάπτωση του κέντρου να μην είναι μεγαλύτερη των 500 μέτρων, ώστε σε περίπτωση που ο δορυφόρος σκοπεύσει «λάθος» :

- Να μην χάνεται το «λάθος» σημείο σκόπευσης από το «παλιό» swath
- Να παραμένει εντός του «νέου» swath μια περιοχή 3.000 μέτρων από το «παλιό» swath, για να μη χάνεται η συνέχεια.

Εισάγοντας τα μεγέθη στην ανωτέρω σχέση προκύπτει ότι για απόκλιση του swath 500 μέτρων πρέπει η γωνία να είναι :

$$\tan \widehat{\Gamma AB} = \frac{|B\Gamma|}{|AB|} = \frac{500}{422.000} \Rightarrow \widehat{\Gamma AB} \cong 0,068^\circ$$

Επίσης  **$0,068^\circ = 4' 4,8''$**

Αυτό είναι το μέγιστο αποδεκτό σφάλμα που απαιτείται να έχει το υποσύστημα ελέγχου θέσης, σύμφωνα με τα κριτήρια που τέθηκαν.

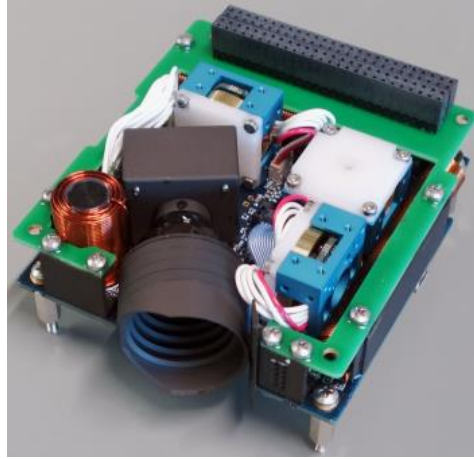
Σε μια προσπάθεια αποφυγής τυχόν προβλημάτων συμβατότητας, μεταξύ πολλαπλών αισθητήρων διαφορετικών κατασκευαστών, επελέγη να γίνει έρευνα και σύγκριση μεταξύ έτοιμων υποσυστημάτων, ή τουλάχιστον έτοιμων συνδυασμών αισθητήρων ή / και ενεργοποιητών. Τέτοια συστήματα κατασκευάζουν οι BST, GOM Space, MAI και CubeSpace.

Σύμφωνα με τους ανωτέρω υπολογισμούς δε θέλουμε το κέντρο σκόπευσης να μετακινείται περισσότερο των 500 μέτρων. Αν εκφράσουμε την ευρεθείσα γωνία σε πρώτα της μοίρας έχουμε 4,133', ή 373'' σε δεύτερα της μοίρας. Επαγωγικά μπορούμε να πούμε ότι τα 500 μέτρα είναι το τόξο των 0,068° επί της επιφάνειας της Γης. Συνεπώς η μετακίνηση του κέντρου σκόπευσης του οπτικού αισθητήρα και κατ' επέκταση του δορυφόρου, πρέπει να γίνεται κατ' ελάχιστο αντιληπτή και μετρήσιμη κατά 4,133 arcmin ή 373 arcsec. Άρα η ακρίβεια του συστήματος πρέπει να είναι τουλάχιστον ίση αν όχι μεγαλύτερη του ως άνω μεγέθους.

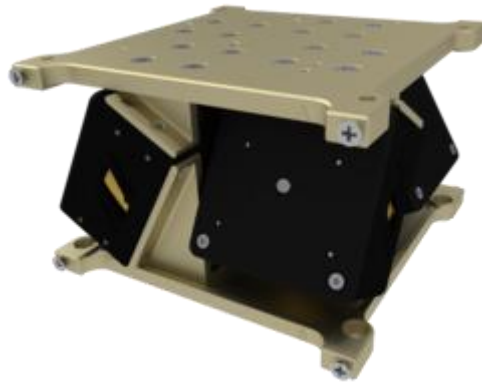
**Πίνακας 7 : Συγκριτικός πίνακας συστημάτων ελέγχου θέσης**

<b>Χαρακτηριστικά</b>	<b>BST</b>	<b>GOM Space</b>	<b>MAI</b>	<b>CubeSpace</b>
Διαστάσεις	95 X 90 X 32 (mm)	95 X 95 X 61.6 (mm)	100 X 100 X 516 (mm)	90 X 96 X 58 (mm)
Μάζα	360 gr	940 gr	694 gr	367 gr
Ελάχιστο λειτουργικό όριο θερμοκρασίας	- 20 °C	- 40 °C	- 40 °C	- 10 °C
Μέγιστο λειτουργικό όριο θερμοκρασίας	+ 40 °C	+ 80 °C	+ 80 °C	+ 70 °C
Μέγιστη κατανάλωση ισχύος		2500 mW	4824 mW	675 mW
Ακρίβεια μέτρησης	30 arcsec (Pitch & Yaw) 200 arcsec (Roll)			< 0,02 °
Ενεργοποιητές	3 Reaction wheels 3 Magnetorquers	4 Reaction wheels	3 Reaction wheels 3 Electromagnets	2 Magnetorquers
Αισθητήρες	Star Tracker 3 Axes Gyro Magnetometer Accelerometer		2 IR Earth Horizon Sensors 3 Axis Magnetometer	Sun Sensor Earth Sensor 3 Gyro Sensors Magnetometer
Ασκούμενη ροπή		1,5 mNm	0,635 mNm	

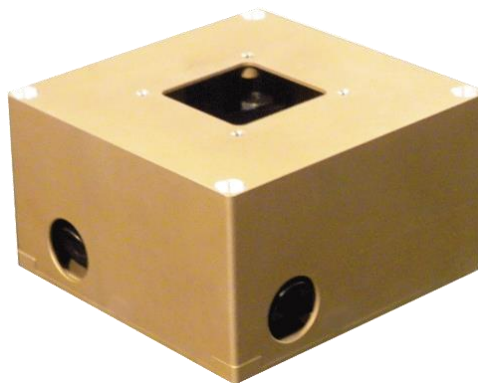
Τα γκρι κενά στον πίνακα είναι μη παρεχόμενες πληροφορίες από τους κατασκευαστές. Το σύστημα της MAI, πέραν του ότι είναι το πιο ενεργοβόρο όλων, έχει διαστάσεις που ταυτίζονται με τις εξωτερικές διαστάσεις νανοδορυφόρου μεγέθους 1U, που σημαίνει ότι πρέπει να τοποθετηθεί εξωτερικά του δορυφόρου. Αυτό και μόνο καθιστά απαγορευτική την επιλογή του, εφόσον μιλάμε για δορυφόρο 6U. Επιπλέον και όσον αφορά στα υπόλοιπα συστήματα, αυτό της GOM Space αφορά σε συνδυασμό 4 Reaction wheels μόνο, σε αντίθεση με αυτά των BST και CubeSpace που αποτελούν ολοκληρωμένες λύσεις. Μεταξύ αυτών το σύστημα της CubeSpace είναι κατά τι, ογκοδέστερο, με μεγαλύτερο όμως λειτουργικό εύρος θερμοκρασιών και πολύ καλύτερη ακρίβεια μέτρησης. Αυτό συμβαίνει γιατί, ενώ το σύστημα της BST έχει ακρίβεια μέτρησης 30 arcsec στους δυο από τους τρεις άξονες, στον τρίτο άξονα η ακρίβεια είναι 200 arcsec. Από την άλλη το σύστημα της CubeSpace έχει ακρίβεια και στους τρεις άξονες μεγαλύτερη των 0,02° που αντιστοιχεί σε 72 arcsec. Ενώ η ακρίβεια και των δύο συστημάτων ικανοποιεί το τεθέν κριτήριο, η επί συνόλω ακρίβεια της CubeSpace είναι καλύτερη. Αυτό καθιστά το υποσύστημα της CubeSpace την επιλογή για το δορυφόρο.



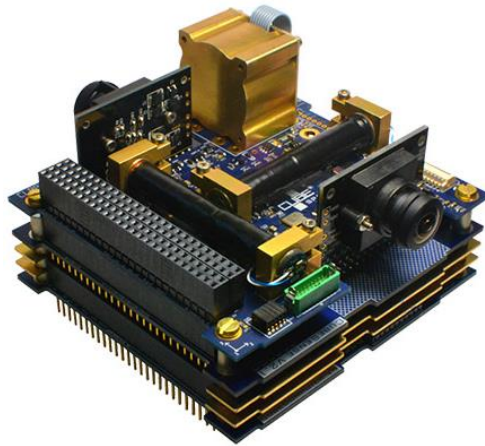
**Εικόνα 46 : Σύστημα ελέγχου προσανατολισμού (BST)**



**Εικόνα 47 : Σύστημα ελέγχου προσανατολισμού (GOM Space)**



**Εικόνα 48 : Σύστημα ελέγχου προσανατολισμού (MAI)**



Εικόνα 49 : Σύστημα ελέγχου προσανατολισμού (CubeSpace)

#### 4.4 Προσδιορισμός υποσυστήματος επικοινωνιών

Αυτό το υποσύστημα που αποτελεί το συνδετικό κρίκο μεταξύ του δορυφόρου και του σταθμού εδάφους για να μπορέσει να επιτύχει το σκοπό του, απαρτίζεται από πομπούς, δέκτες ή/και συνδυασμό αυτών, καθώς και κεραία ή κεραίες. Στην περίπτωση μας θα απαιτηθούν :

- Ένας πομπός για την εκπομπή των δεδομένων από το ωφέλιμο φορτίο προς το σταθμό εδάφους.
- Ένας δέκτης που θα λαμβάνει εντολές από το σταθμό εδάφους.
- Ένας πομπός για την εκπομπή των μηνυμάτων τηλεμετρίας προς το σταθμό εδάφους.
- Αντίστοιχες κεραίες.

Για να είναι εφικτή η σύγκριση μεταξύ πομπών και δεκτών πρέπει πρώτα να καθορισθούν τα μεγέθη βάση των οποίων θα γίνει η σύγκριση. Τα μεγέθη που αφορούν στη ζεύξη μεταξύ δορυφόρου - σταθμού εδάφους είναι τα ακόλουθα (Doukas, et al., 2018) :

##### ❖ Άνω ζεύξη (Uplink)

- $P_T$  : Η ενέργεια σε watt που εκπέμπεται από το σταθμό εδάφους.
- $G_T$  : Το κέρδος της κεραίας του σταθμού εδάφους.

$$G_T = 4\pi A_e / \lambda^2$$

Όπου  $A_e = \eta A^{32}$ , η αποτελεσματική επιφάνεια της κεραίας και  $\lambda$ , το μήκος κύματος.

- Το κέρδος μιας κεραίας «Yagi» που συνήθως χρησιμοποιείται στους σταθμούς εδάφους είναι 10 dB.
- $L_{FSU}$  : Απώλειες διαστήματος, λόγω της ελάττωσης της ισχύος του εκπεμπόμενου σήματος.

$$L_{FSU} = \left( 4\pi d_u / \lambda_u \right)^2$$

Όπου  $d_u$ , η απόσταση δορυφόρου σταθμού εδάφους και  $\lambda_u$ , το μήκος του εκπεμπόμενου κύματος.

- $L_u$  : Ατμοσφαιρικές και άλλες απώλειες που οφείλονται σε αιτίες όπως διαθλάσεις, λάθη στη σκόπευση μεταξύ των κεραιών και απώλειες στο δέκτη. Μια ικανοποιητική θεώρηση αυτού του μεγέθους είναι -3 dB.
- EIRP : Ισοδύναμη ιστροπική εκπεμπόμενη ενέργεια.

$$EIRP = P_T * G_T$$

ή σε λογαριθμική βάση  $EIRP (dBW) = P_T (dBW) + G_T (dBW)$ .

- $G_{us}$  : Το κέρδος της κεραίας άνω ζεύξης του δορυφόρου
- $T_{us}$  : Η θερμοκρασία θορύβου του δέκτη του δορυφόρου.
- $N_{us}$  : Η ισχύς θορύβου του δορυφορικού δέκτη.

$$N_{us} = k * T_{us} * B_{us}$$

Όπου  $k$ , η σταθερά Boltzmann ( $1,38 \times 10^{-23}$ ) και

$B_{us}$ , Το εύρος του δέκτη του δορυφόρου.

- Ο λόγος κέρδους κεραίας του δέκτη προς τη θερμοκρασία θορύβου είναι ένα μέγεθος το οποίο δίδεται από τον κατασκευαστή.
- $P_{rs}$  : Η λαμβανόμενη ισχύς από το δέκτη

$$P_{rs} = \frac{EIRP * G_{us}}{L_u * L_{FSU}}$$

- $\left( \frac{C}{N} \right)_u$  : Ο λόγος του σήματος προς το θόρυβο του δέκτη

---

<sup>32</sup> Το μέγεθος  $\eta$  είναι η απόδοση της κεραίας και  $A$  η συνολική επιφάνεια της κεραίας ίση προς  $\pi d^2/4$ , με  $d$  τη διάμετρο της κεραίας

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u \equiv \frac{P_{rs}}{N_{us}} = \frac{EIRP}{kB_u} \left(\frac{G_{us}}{T_{us}}\right) \frac{1}{L_u L_{FSU}}$$

ή σε λογαριθμική βάση

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u (dB) = EIRP (dBW) - L_u (dBW) - L_{FSU} (dBW) + \left(\frac{G_{us}}{T_{us}}\right) (dB) - k (dB) - B_u (dB Hz)$$

#### ❖ Κάτω ζεύξη (Downlink)

Αντίστοιχα, υπολογίζονται και τα μεγέθη για την κάτω ζεύξη, με το τελικό αποτέλεσμα να διαμορφώνεται :

$$\left(\frac{C}{N}\right)_d (dB) = EIRP (dBW) - L_d (dBW) - L_{FSD} (dBW) + \left(\frac{G_{ds}}{T_{ds}}\right) (dB) - k (dB) - B_d (dB Hz)$$

όπου  $EIRP = P_{TD} * G_{TD} \xrightarrow{\cdot \log} EIRP (dBW) = P_{TD} (dBW) + G_{TD} (dBW)$

Στην επιλογή κεραίας εκπομπής των δεδομένων του ωφέλιμου φορτίου προς το σταθμό εδάφους, θα κινηθούμε στην S-band και θα αναζητήσουμε επικαθήμενη κεραία (τύπου patch), η οποία και θα τοποθετηθεί στην πλευρά που θα «βλέπει» προς τη Γη. Οι διαθέσιμες κεραίες είναι των EnduroSat, GOM Space και Clyde Space.

**Πίνακας 8 : Συγκριτικός πίνακας κεραίων**

Χαρακτηριστικά	ENDUROSAT		GOM SPACE	CLYDE SPACE
	I	II		
Εύρος συχνοτήτων λειτουργίας	2025 – 2110 MHz	2400 – 2450 MHz	2200 – 2290 MHz	2200 – 2300 MHz
Μέγιστη ισχύς εκπομπής	4 W	4 W	10 W	
Κέρδος κεραίας εκπομπής	> 7 dBi	8,3 dBi	8 dBi	8 dBi
Γωνία ημισείας ισχύος	70 °	71 °	70 °	60 °
Βάρος	64 gr		110 gr	50 gr

Για να καταστεί εφικτή η σύγκριση των ανωτέρω κεραίων, θα θεωρήσουμε ότι συνδέονται με τον ίδιο πομπό, ισχύος εκπομπής 4W<sup>33</sup>. Στον ακόλουθο πίνακα φαίνονται οι υπολογισμοί.

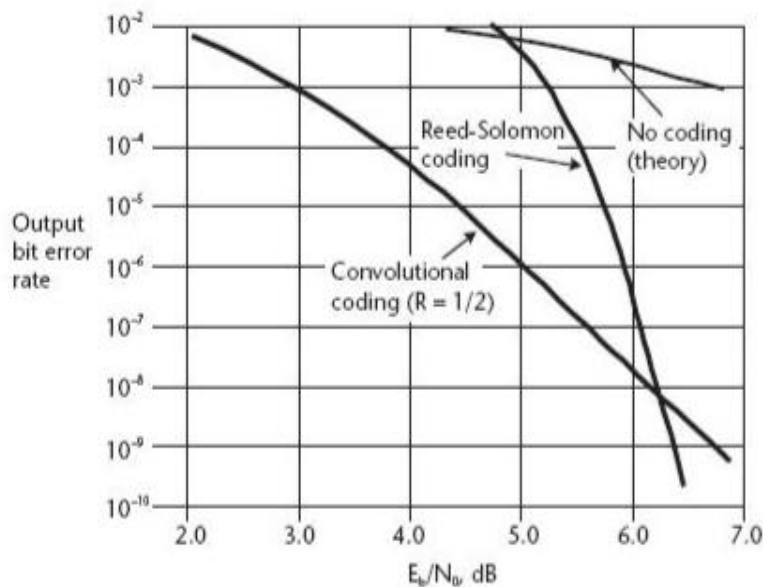
<sup>33</sup> Το μέγεθος τέθηκε προκειμένου να εκτελεστούν οι υπολογισμοί για τη ζεύξη (link budget)

Πίνακας 9 : Υπολογισμοί Link Budget για επιλογή κεραιάς

<u>PAYLOAD DATA DOWNLINK</u>	<u>ENDUROSAT I</u>		<u>ENDUROSAT II</u>		<u>GOM SPACE</u>		<u>CLYDE SPACE</u>	
	#	db	#	db	#	db	#	db
Ισχύς εξόδου Πομπής Μικροδορυφόρου, P <sub>D</sub> (W)	4	6,0	4	6,0	4	6,0	4	6,0
Gain Κεραιάς Μικροδορυφόρου EIRP		7,0		8,3		8,0		8,0
Space Research Band, Downlink Frequency(MHz)		13,0		14,3		14,0		14,0
Μήκος Κύματος λ(m)=	2067,5		2425		2245		2250	
Oblique Distance d <sub>d</sub> (km)=	0,15		0,12		0,13		0,13	
Free Space Loss L <sub>fsu</sub> = (4πd <sub>d</sub> /λ) <sup>2</sup> =	1300		1300		1300		1300	
Atmospheric and other Losses L <sub>d</sub>	1,26752E+16	-161,0	1,74376E+16	-162,4	1,4945E+16	-161,7	1,50117E+16	-161,8
Ground Station (G/T) <sub>d</sub> (dB/K) =		-3,0		-3,0		-3,0		-3,0
Boltzman Constant K=		10,0		10,0		10,0		10,0
Ground Station Rcvr Bandwidth Bd(MHz)	1,38E-23	-228,6	1,38E-23	-228,6	1,38E-23	-228,6	1,38E-23	-228,6
(C/N) <sub>d</sub> (dB) =	0,5	57,0	0,5	57,0	0,5	57,0	0,5	57,0
Adjacent Satellite Interference (C/N) <sub>i</sub> (dB)=		30,6		30,5		30,9		30,9
(C/N) <sub>tot</sub> (dB)=		35,0		35,0		35,0		35,0
Bit Rate Rb (Mbps)-		29,3		29,2		29,5		29,4
Eb/No (dB) = (C/N) <sub>tot</sub> (dB) + (B/Rb)(dB)	40		40		40		40	
Eb/No (required)(dB)(BER=10 <sup>-6</sup> ) =		10,2		10,2		10,4		10,4
Margin(dB) =		5,0		5,0		5,0		5,0
		5,2		5,2		5,4		5,4



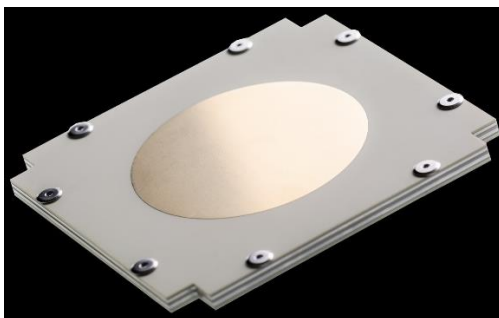
Για την πληρότητα των υπολογισμών πρέπει να αναφερθεί ότι τέθηκε στον πίνακα των υπολογισμών ως τιμή για το Bit Error Rate,  $10^{-6}$  και για το Bit rate η τιμή των 40 Mbps, που είναι και η επιθυμητή τιμή για τη μεταφορά των δεδομένων, ώστε να επιτυγχάνεται μεταφορά δεδομένων σε μικρό χρόνο. Αυτό συμβαίνει γιατί αν, επί παραδείγματι, χρησιμοποιηθεί κωδικοποίηση συνέλιξης (FEC<sup>34</sup>), τότε ο πραγματικός ρυθμός μεταφοράς δεδομένων είναι ο μισός, ήτοι 20 Mbps. Μια φωτογραφία 2048 X 1536 pixels είναι όγκου 3 MB και περιέχει 3Mbit πληροφορίας αν είναι ασπρόμαυρη. Αν είναι έγχρωμη (True color – 24 bit), τότε οι περιεχόμενες πληροφορίες είναι 3 X 24 = 72 Mbit. Αν λάβουμε υπόψη και τα bit που τίθενται προ και μετά της «κύριας» πληροφορίας τότε μιλάμε για περίπου δεκαπλάσια bit, δηλαδή 720 Mbit. Με πραγματικό ρυθμό μεταφοράς 20 Mbps, ο απαιτούμενος χρόνος για να κατέβει η φωτογραφία είναι  $720 / 20 = 36$  δευτερόλεπτα συνεχούς επικοινωνίας, χρόνος ο οποίος δεν είναι πάντα εφικτός. Αν τεθεί και κρυπτογράφηση τότε αυτός ο χρόνος αυξάνεται ακόμα περισσότερο.



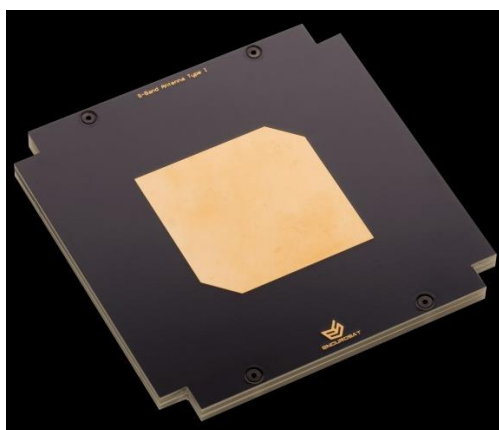
**Εικόνα 50 : Σχέση Bit Error Rate με  $E_b/N_0$  για κωδικοποίηση Reed-Solomon και Convolutional FEC rate 1/2.**

Εκ των υπολογισμών προκύπτει ότι η κεραία της GOM Space και της Clyde Space είναι οι επικρατέστερες, με βάση το τεθέν κατώφλι (margin) των 5 dB.

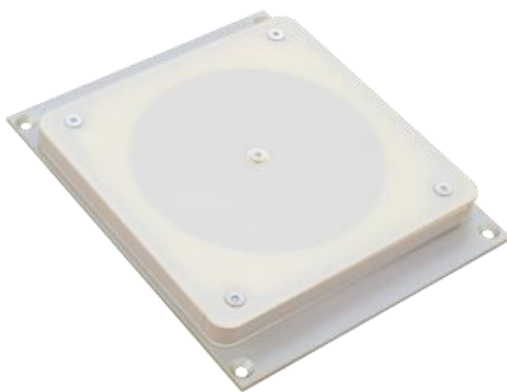
<sup>34</sup> Forward Error Correction



**Εικόνα 51 : Κεραία S-band (ENDUROSAT I)**



**Εικόνα 52 : Κεραία S-band (ENDUROSAT II)**



**Εικόνα 53 : Κεραία S-band (GOM Space I & II)**



**Εικόνα 54 : Κεραία S-band (Clyde Space)**

Η εν λόγω κεραίες εκπέμπουν σε εύρος 2200-2290 MHz και 2200-2300 MHz. Ανάλογοι πομποί στην S-band διατίθενται από την EnduroSat και την ISIS.

**Πίνακας 10 : Συγκριτικός πίνακας πομπών S-band**

Χαρακτηριστικά	ENDUROSAT	ISIS
Κατανάλωση ισχύος	< 9 W	9,2 W
Συχνότητα λειτουργίας	2200-2290 MHz	2200-2290 MHz
Μέγιστος δυνατός ρυθμός μεταφοράς δεδομένων	20 Mbps	3,4 Mbps

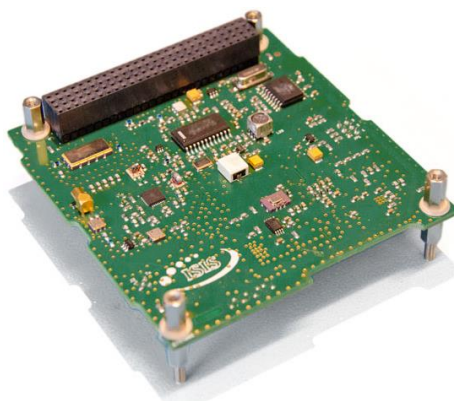
Η εμφανής διαφορά στο μέγιστο δυνατό Bit Rate που δύναται να επιτευχθεί καθιστά τον πομπό της EnduroSat την επιλογή για τον πομπό S-band και συνεπώς την κεραία της GOM Space καθώς ταυτίζονται τα εύρη συχνοτήτων λειτουργίας αμφοτέρων.

Περνώντας στην επικοινωνία του σταθμού εδάφους με το δορυφόρο, όσον αφορά στην εκπομπή εντολών από το σταθμό, αλλά και στη λήψη της τηλεμετρίας του δορυφόρου απαιτείται ένας πομποδέκτης και μια κεραία ακόμη. Τα μεγέθη των απαιτούμενων ταχυτήτων μεταφοράς καθώς και του όγκου των δεδομένων εδώ, δεν είναι τόσο μεγάλα καθιστώντας λειτουργική τη χρήση συχνοτήτων UHF-VHF. Τοποθετώντας στην πλευρά που «βλέπει» προς τη Γη, την κεραία S-band και το φακό του οπτικού αισθητήρα, η μόνη δυνατή επιλογή τοποθέτησης της κεραίας του πομποδέκτη είναι κάπου στη «μέση του σκάφους». Η μοναδική κεραία που προσδίδει αυτή την επιλογή είναι αυτή της ISIS.



**Εικόνα 55 : Κεραία UHF-VHF (ISIS)**

Όσον αφορά στην επιλογή του πομποδέκτη κρίνεται σκόπιμο, αφού υφίστανται πομποδέκτες που έχουν αυτή τη δυνατότητα, όπως χρησιμοποιηθεί συχνότητα UHF για την άνω ζεύξη (uplink), καθόσον μπορεί να γίνει χρήση περισσότερης ενέργειας κατά την εκπομπή από το σταθμό εδάφους και VHF για την κάτω ζεύξη (downlink) που δεν υφίσταται η δυνατότητα ενώ ταυτόχρονα το μεγαλύτερο μήκος κύματος θα κάνει πιο εύκολη τη διάδοση. Και εδώ, η ISIS διαθέτει τη μοναδική επιλογή



**Εικόνα 56 : Πομποδέκτης UHF uplink – VHF Downlink (ISIS)**

#### 4.5 Καθορισμός υποσυστήματος ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων

Ο «νους» του δορυφόρου πρέπει να μπορεί να ανταπεξέρχεται στις απαιτήσεις

:

- Διαχείριση του ωφέλιμου φορτίου και των δεδομένων που καταγράφει / δημιουργεί.
- Διαχείριση (ενεργοποίηση - απενεργοποίηση) των υπόλοιπων υποσυστημάτων.
- Ταχύτητα επεξεργασίας δεδομένων.
- Διαθέσιμο αποθηκευτικό χώρο για τα δεδομένα των αισθητήρων.

Η έρευνα κατέδειξε τέσσερις<sup>35</sup> κατασκευάστριες εταιρείες τέτοιων συστημάτων : IMT, GOM Space, ISIS και CLYDE SPACE. Στον ακόλουθο πίνακα φαίνονται συγκριτικά στοιχεία των εν λόγω υποσυστημάτων.

**Πίνακας 11 : Συγκριτικός πίνακας συστημάτων ελέγχου**

Χαρακτηριστικά	IMT	GOM Space	ISIS	CLYDE SPACE
Βάρος	38 gr (χωρίς τις επαφές)	76.8 gr	76 gr	
Μέγιστη κατανάλωση ισχύος	300 mW	2300 mW	400 mW	1000 mW
Ελάχιστο λειτουργικό όριο θερμοκρασίας	- 20 °C	- 40 °C	- 25 °C	
Μέγιστο λειτουργικό όριο θερμοκρασίας	+ 70 °C	+ 85 °C	+ 65 °C	
Ελάχιστο μη καταστροφικό όριο θερμοκρασίας	- 40 °C	- 20 °C		
Μέγιστο μη καταστροφικό όριο θερμοκρασίας	+ 85 °C	+ 85 °C		
Αριθμός πυρήνων	1	2	1	1
Επεξεργαστής	32 bit	32 bit	32 bit	32 bit
Μέγιστη συχνότητα επεξεργαστή	200 MHz	800 MHz	400 MHz	150 Hz
NOR memory <sup>36</sup>	64 MB (up to 128 MB)	512 MB	64 MB	8 MB
NAND memory <sup>37</sup>	8 GB	32 GB	> 4 GB	4 GB
Διεπαφές	CAN (X2) UART (X2) I <sup>2</sup> C (X2) SPI (X2)	CAN UART SPI I <sup>2</sup> C	I <sup>2</sup> C SPI UART (X2)	I <sup>2</sup> C (X2) UART SPI
FPGA	OXI	NAI	OXI	NAI

<sup>35</sup> Προφανώς από τις διερευνηθείσες εταιρείες υφίστανται περισσότερες των τεσσάρων που κατασκευάζουν τέτοια συστήματα, αλλά δεν κοινοποιούν χαρακτηριστικά αυτών στους ιστοτόπους τους.

<sup>36</sup> Αποτελεί μνήμη του συστήματος αντίστοιχη της RAM.

<sup>37</sup> Αποτελεί αποθηκευτικό χώρο του συστήματος αντίστοιχο του σκληρού δίσκου.

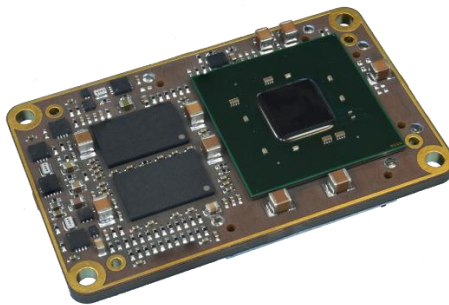
Όλα τα υπό εξέταση συστήματα έχουν επεξεργαστές 32 bit, με το σύστημα της IMT να καταναλώνει τη λιγότερη ενέργεια όντας ταυτόχρονα και το ελαφρύτερο. Είναι εμφανές, ότι από πλευράς πλήθους διεπαφών (interfaces), το υποσύστημα της IMT υπερέχει με διαφορά από τα υπόλοιπα. Το σύστημα της CLYDE SPACE διαθέτει τη μικρότερη μνήμη NOR, η οποία χρησιμοποιείται όπως η RAM στους κοινούς υπολογιστές για την εκτέλεση του λειτουργικού και λογισμικών, εδώ βιβλιοθηκών εντολών και αλγορίθμων. Επίσης έχει και το μικρότερο μέγεθος μνήμης NAND, για αποθήκευση των δεδομένων του ωφέλιμου φορτίου.

Από την άλλη το σύστημα της GOM Space διαθέτει 32 GB εγκατεστημένης μνήμης NAND, ενώ η ISIS δίνει τη δυνατότητα πολλαπλών διαμορφώσεων όσον αφορά στον εν λόγω αποθηκευτικό χώρο. Διαθέτει δύο υποδοχές (SD Card Slots) στις οποίες δύνανται τοποθετηθούν είτε δύο κάρτες των 2 GB τις οποίες η εταιρεία τις χαρακτηρίζει ασφαλείς έναντι απώλειας δεδομένων (failsafe), είτε συνδυασμός μίας εξ' αυτών μιας οποιασδήποτε άλλης ιδίου είδους κάρτας, είτε οποιεσδήποτε δύο άλλες ιδίου είδους κάρτες, με τον συνολικό αποθηκευτικό χώρο να διαμορφώνεται κατά το δοκούν.

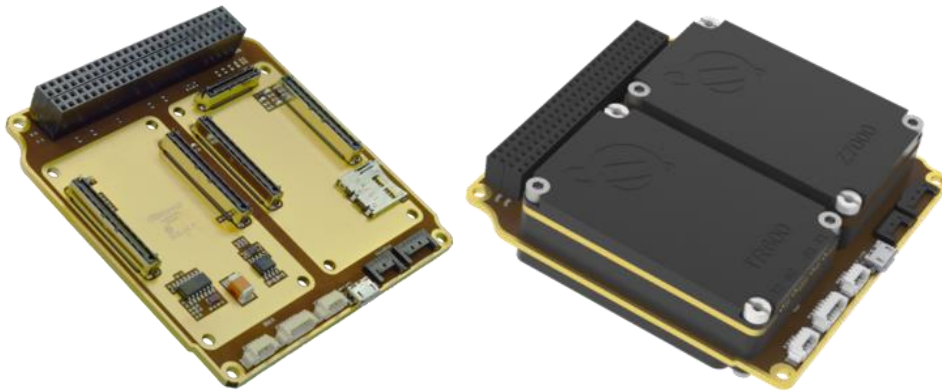
Αξίζει μνείας ότι το σύστημα της GOM Space είναι πολλαπλάσια ενεργοβόρο των υπολοίπων, πλην όμως διαθέτει τη μεγαλύτερη συχνότητα επεξεργαστή, ο οποίος διαθέτει δύο πυρήνες, καθώς και τη μεγαλύτερη μνήμη NOR, η οποία θα εκτελεί τους προφορτωμένους αλγόριθμους κατά τη διάρκεια της πτήσης. Αυτό όμως που κάνει τα συστήματα της CLYDE SPACE και της GOM Space να ξεχωρίζουν είναι ότι έχουν τη δυνατότητα ριζικού επαναπρογραμματισμού από το σταθμό εδάφους (FPGA). Όσον αφορά στο βάρος ,το καταγεγραμμένο μέγεθος στον πίνακα, του συστήματος της GOM Space, προσαυξάνεται κατά 76,4 γραμμάρια, καθόσον για μπορέσει να εισαχθεί στο δορυφόρο, πρέπει να τοποθετηθεί σε κάρτα (board) ή οποία ταυτόχρονα ανεβάζει και το ελάχιστο λειτουργικό όριο θερμοκρασίας από τους  $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$  στους  $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ , διατηρώντας όμως σταθερό το μέγιστο λειτουργικό όριο θερμοκρασίας του όλου συστήματος.



**Εικόνα 57 :** Υποσύστημα ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων (IMT)



**Εικόνα 58 :** Υποσύστημα ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων (GOM Space)



**Εικόνα 59 :** Κάρτα τοποθέτησης (dock) του υποσυστήματος ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων (GOM Space)



**Εικόνα 60 : Υποσύστημα ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων (ISIS)**



**Εικόνα 61 : Υποσύστημα ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων (CLYDE SPACE)**

Με δεδομένο ότι το ωφέλιμο φορτίο του δορυφόρου θα είναι διπλό και συνεπώς η απαίτηση επεξεργαστικής ισχύος αυξημένη, το υποσύστημα της GOM Space (Nano Mind Z7000 & Nano Dock), αποτελεί την επιλογή για το δορυφόρο.

#### 4.6 Προσδιορισμός υποσυστήματος ηλεκτρικής ενέργειας

Όλα τα επιλεχθέντα ως ανωτέρω υποσυστήματα για να λειτουργήσουν απαιτούν ισχύ. Η επιλογή του κατάλληλου υποσυστήματος ηλεκτρικής ενέργειας απαρτίζεται από :

- Το κύκλωμα διανομής ισχύος
- Τις μπαταρίες και
- Τους συλλέκτες ηλιακής ενέργειας



Αφετηρία για την διαδικασία επιλογής αποτελεί το ισοζύγιο ισχύος των υπολοίπων επιλεχθέντων υποσυστημάτων.

**Πίνακας 12 : Ισοζύγιο ισχύος υποσυστημάτων δορυφόρου**

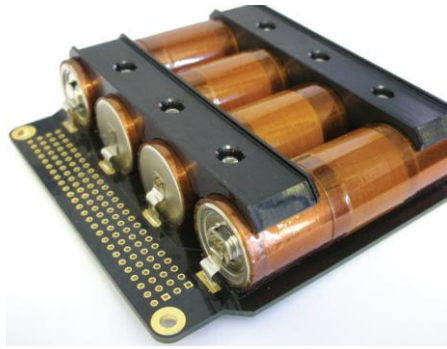
<b>Part</b>	<b>Peak Power Consumption</b>	<b>Required voltage</b>
AIS Receiver	650 mW	2,5 V – 5 V
Optical Sensor	800 mW	3,3 V
Attitude Control	850 mW	6,5 V – 16 V
S-band Transmitter	9000 mW	5 V or 12 V
S-band Antenna	10.000 mW	8 V – 18 V
UHF-VHF Transceiver	1700 mW	6,5 V – 12,5 V
UHF-VHF Antenna	2000 mW	3,3 V or 5 V
OBC & DH	2.300 mW	3 V – 3,6 V
Nano Dock	3.300 mW	4 V – 6,5 V
<b>TOTAL</b>	<b>30.600 mW</b>	

Όπως φαίνεται και στον πίνακα η μέγιστη συνολική απαιτούμενη ισχύς ανέρχεται στα 30,6 Watt, με τις απαιτούμενες τάσεις τροφοδοσίας να κυμαίνονται από 2,5 V έως 18 V. Τα μεγέθη είναι αυτά που δίδουν οι κατασκευαστές, ενώ χρησιμοποιήθηκαν οι μέγιστες τιμές ώστε να εξασφαλιστεί και η περίπτωση στην οποία, επί παραδείγματι, θα εκπέμπει ο πομπός στην S-band και δεν βρίσκεται σε κατάσταση αναμονής. Αυξάνοντας αυτό το μέγεθος κατά ένα ποσοστό 30 %, ως ασφαλιστική δικλείδα, προκύπτει η συνολική απαίτηση για 39,78 Watt ~ 40 Watt. Συνεπώς η απαίτηση είναι οι μπαταρίες να μπορούν να παρέξουν 40 Watt ισχύος σε τάσεις 2,5 V έως 18 V για κάθε κύκλο των μπαταριών. Ως κύκλο των μπαταριών εννοούμε τη διαδικασία φόρτισης κατά την κίνηση του δορυφόρου στη «φωτεινή» πλευρά της τροχιάς που ακολουθείται από την αποφόρτιση κατά την κίνηση του δορυφόρου στη «σκοτεινή» πλευρά της τροχιάς, συνθέτοντας έτσι μία πλήρη τροχιά. Τα τεχνικά χαρακτηριστικά των διαθέσιμων μπαταριών παρατίθενται στον πίνακα που ακολουθεί.

**Πίνακας 13 : Συγκριτικός πίνακας μπαταριών**

Χαρακτηριστικά	IMT	EnduroSat	GOM Space	Clyde Space
Διαστάσεις	96 X 90 X 25 (mm)	95.9 X 90 X 30 (mm)	93 X 86 X 41 (mm)	95 X 90 X 27,4 (mm)
Βάρος	240 gr	292 gr	500 gr	335 gr
Ελάχιστο λειτουργικό όριο θερμοκρασίας	- 10 °C	- 40 °C	- 40 °C	
Μέγιστο λειτουργικό όριο θερμοκρασίας	+ 60 °C	+ 150 °C	+ 85 °C	
Χωρητικότητα	12.400 mAh	5.600 mAh	10.400 mAh	5.200 mAh
Παρεχόμενη τάση	6,0 V – 8,4 V	3,3 V, 5 V,	6 V – 8,4 V	6 V – 8,4 V
Παρεχόμενη ισχύς	42 Whr	20,4 Whr	77 Whr	40 Whr

Όλα τα ανωτέρω μέσα αποθήκευσης απαρτίζονται από μπαταρίες ιόντων Λιθίου και διαθέτουν προστασία υπερέντασης, υπέρτασης και πλήρους αποφόρτισης. Επιπρόσθετα η συστοιχία της EnduroSat διαθέτει αντιστάσεις θέρμανσης των μπαταριών ώστε η θερμοκρασία τους να μην πέφτει κάτω από τους - 5 °C. Οι μπαταρίες των IMT και EnduroSat είναι προσαρμοσμένες πάνω σε κάρτα (PC/104 board), που τους δίνει τη δυνατότητα απευθείας τοποθέτησης – διασύνδεσης με τα υπόλοιπα υποσυστήματα. Από την άλλη οι GOM Space και Clyde Space έχουν υποδοχές διασύνδεσης των μπαταριών τους με τα οικεία κυκλώματα διανομής ισχύος. Από τη σύγκριση προκύπτει ότι η συστοιχία της EnduroSat έχει το μεγαλύτερο λειτουργικό εύρος θερμοκρασιών, ενώ αυτή της GOM Space είναι η βαρύτερη αλλά ταυτόχρονα αποθηκεύει την περισσότερη ισχύ από τις υπόλοιπες. Ακόμα ένα πλεονέκτημα που διαθέτει η συστοιχία της GOM Space είναι ότι η διάταξη των στοιχείων της είναι μεταβαλλόμενη κατά το δοκούν, ώστε να δύναται να παρέξει τάσεις πλέον των εγγεγραμμένων και στο εύρος 12 V – 16,8 V, καλύπτοντας έτσι όλες τις τεθείσες απαιτήσεις.



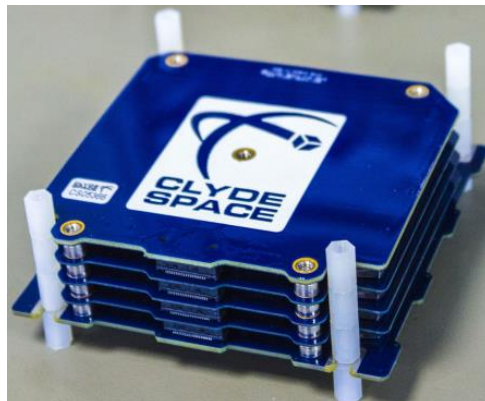
**Εικόνα 62 : Μπαταρία (IMT)**



**Εικόνα 63 : Μπαταρία (EnduroSat)**



**Εικόνα 64 : Μπαταρία (GOM Space)**



**Εικόνα 65 : Μπαταρία (Clyde Space)**

Απόρροια των ανωτέρω είναι οι μπαταρίες της GOM Space να αποτελούν την επιλογή για το δορυφόρο. Λόγω του ότι οι υφιστάμενες υποδοχές των μπαταριών δεν είναι συμβατές με κάποιας άλλης εταιρείας κυκλώματος διανομής ισχύος, η επιλογή αυτού της GOM Space αποτελεί μονόδρομο. Το εν λόγω κύκλωμα διανομής ισχύος τοποθετείται πάνω σε κάρτα (PC/104 board).



**Εικόνα 66 : Κύκλωμα διανομής ισχύος (GOM Space)**



**Εικόνα 67 : Nano Dock P60 (GOM Space)**

Το συγκεκριμένο κύκλωμα έχει τη δυνατότητα παροχής τριών συγκεκριμένων τάσεων μεταξύ των 3,3 V, 5 V, 8 V, 12 V, 18 V και 24 V. Κάθε τέτοια κάρτα μπορεί να υποστηρίξει έως και τέσσερα τέτοια κυκλώματα. Η τοποθέτηση μόνο ενός όπου θα δίνει τις τάσεις 3,3 V, 5 V, 8 V καλύπτει πλήρως τις απαιτήσεις. Το εν λόγω κύκλωμα έχει βάρος 57 γραμμάρια όπως εικονίζεται στην εικόνα 66, ενώ το βάρος της κάρτας ανέρχεται στα 64 γραμμάρια. Η συνολικές διαστάσεις της κάρτας με το κύκλωμα διανομής ηλεκτρικής ισχύος είναι 88,9 mm X 92 mm X 19,8 mm.

Οι ανωτέρω τάσεις που θα δίνει το κύκλωμα διανομής ισχύος, κατανέμονται στον ακόλουθο πίνακα.

**Πίνακας 14 : Κατανομή εξαρτημάτων στις εξόδους του κυκλώματος διανομής ισχύος**

Εξάρτημα	Εύρος τάσεων τροφοδοσίας	Κατανομή στην έξοδο
AIS receiver	2,5 V – 5 V	3,3 V
Camera	3,3 V	3,3 V
Attitude control	6,5 V – 16 V	8 V
S-band Transmitter	5V or 12 V	5 V
S-band Antenna	8 V – 18 V	8 V
UHF-VHF Transceiver	6,5 – 12,5 V	8 V
UHF-VHF Antenna	3,3 or 5 V	3,3 V
OBC & DH	3 V – 3,6 V	3,3 V
Nano Dock	4 V – 6,5 V	5 V

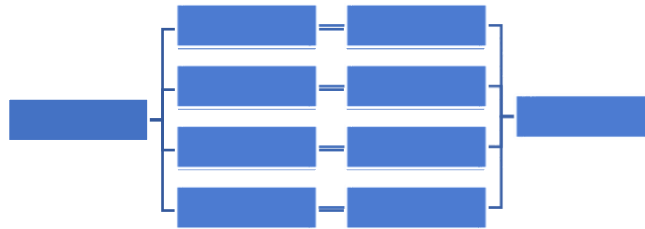
Αντίστοιχα προκύπτει και η ένταση του ρεύματος λειτουργίας για κάθε εξάρτημα αφού γνωρίζουμε την ισχύ που καταναλώνει και την τάση με την οποία θα τροφοδοτείται.

**Πίνακας 15 : Ένταση ρεύματος τροφοδοσίας εξαρτημάτων**

Εξάρτημα	Τάση τροφοδοσίας	Κατανάλωση ισχύος	Ένταση τροφοδοσίας
AIS receiver	3,3 V	400 mW	121 mA
Camera	3,3 V	380 mW	115 mA
Attitude control	8 V	850 mW	106 mA
S-band Transmitter	5 V	9.000 mW	1800 mA
S-band Antenna	8 V	11.000 mW	1375 mA
UHF-VHF Transceiver	8 V	200 mW	25 mA
UHF-VHF Antenna	3,3 V	40 mW	12 mA
OBC & DH	3,3 V	2.300 mW	697 mA
Nano Dock	5 V	2.800 mW	560 mA
<b>Σ Υ Ν Ο Λ Ο</b>			<b>4.811 mA</b>

Συνεπώς η συνολική απαίτηση σε ρεύμα ώστε να λειτουργούν όλα τα υποσυστήματα είναι 4.811 mA. Η επιλεγθείσα συστοιχία μπαταριών αποτελείται

από σύνδεση τεσσάρων ζευγών στοιχείων, συνδεδεμένα εν παραλλήλω, σύμφωνα με τις προδιαγραφές του κατασκευαστή (2S-4P).



**Εικόνα 68 : Συνδεσμολογία στοιχείων μπαταρίας**

Στα τεχνικά χαρακτηριστικά των στοιχείων ο κατασκευαστής αναφέρει ότι κάθε αποφορτίζεται δια ρεύματος εντάσεως εύρους 1.000 mA – 1.250 mA. Επαγωγικά η συνολική δυνατότητα λειτουργικής αποφόρτισης της συστοιχίας κυμαίνεται εντός εύρους 4.000 mA – 5.000 mA. Όμως η υπολογισθείσα συνολική απαίτηση σε Amperes των υποσυστημάτων του δορυφόρου είναι 4.811 mA, που σημαίνει ότι βρισκόμαστε εντός των ορίων αποφόρτισης της συστοιχίας.

Το τελευταίο τμήμα του υποσυστήματος ηλεκτρικής ενέργειας που απαιτείται να προσδιοριστεί είναι οι συλλέκτες ηλιακής ενέργειας, οι οποίοι θα φροντίζουν για την επαναφόρτιση των μπαταριών. Το λειτουργικό εύρος φόρτισης του κάθε στοιχείου είναι 1.000 mA – 2.500 mA και συνεπώς της συστοιχίας 4.000 mA – 10.000 mA. Εδώ να σημειωθεί ότι οι εν λόγω συλλέκτες θα πρέπει να είναι αναδιπλούμενοι, καθόσον ο οπτικός αισθητήρας με τους φακούς θα «βλέπουν» από την επιφάνεια 2U του δορυφόρου και ο δορυφόρος θα βρίσκεται ανάμεσα στη Γη και τον Ήλιο. Αυτό έχει ως συνέπεια οι συλλέκτες να πρέπει να βρίσκονται διπλωμένοι σε δύο από τις τέσσερις πλαϊνές πλευρές του δορυφόρου. Πέραν αυτών, με αυτή τη διάταξη βρίσκεται «εκτεθειμένη» στον Ήλιο η μικρότερη δυνατή επιφάνεια του δορυφόρου. Από τις διερευνηθείσες κατασκευάστριες εταιρείες η μοναδική που καλύπτει όλες τις ανωτέρω απαιτήσεις και παράλληλα διαθέτει και τις τεχνικές προδιαγραφές<sup>38</sup> των συλλεκτών που κατασκευάζει, είναι η ISIS. Επίσης, ένα βασικό χαρακτηριστικό που διαθέτει, είναι η συμβατότητα με το επιλεγθέν

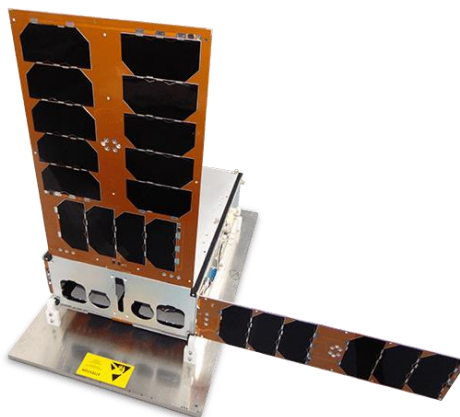
<sup>38</sup> Διαθέτει στον ιστότοπό της πλήρη τεχνικά χαρακτηριστικά των συλλεκτών (ισχύς, τάση, διαστάσεις, βάρος)

κύκλωμα διανομής ισχύος της GOM Space. Τέλος να σημειωθεί ότι τα εν λόγω πάνελ έχουν συμπληρώσει ώρες πτήσης (flight proven) από το 2013.

**Πίνακας 16 : Τεχνικές προδιαγραφές ηλιακών συλλεκτών ISIS**

ISIS 6U Deployable Solar Cells	
Βάρος	300 gr
Ελάχιστο λειτουργικό όριο θερμοκρασίας	- 40 °C
Μέγιστο λειτουργικό όριο θερμοκρασίας	+ 125 °C
Παρεχόμενη ισχύς	17 W
Παρεχόμενη τάση	3 V

Με την παρεχόμενη ισχύ στα 17 W, στα 3 V παρεχόμενης τάσης αποδίδουν περί τα 5.600 mA, που βρίσκεται εντός του λειτουργικού εύρους φόρτισης.

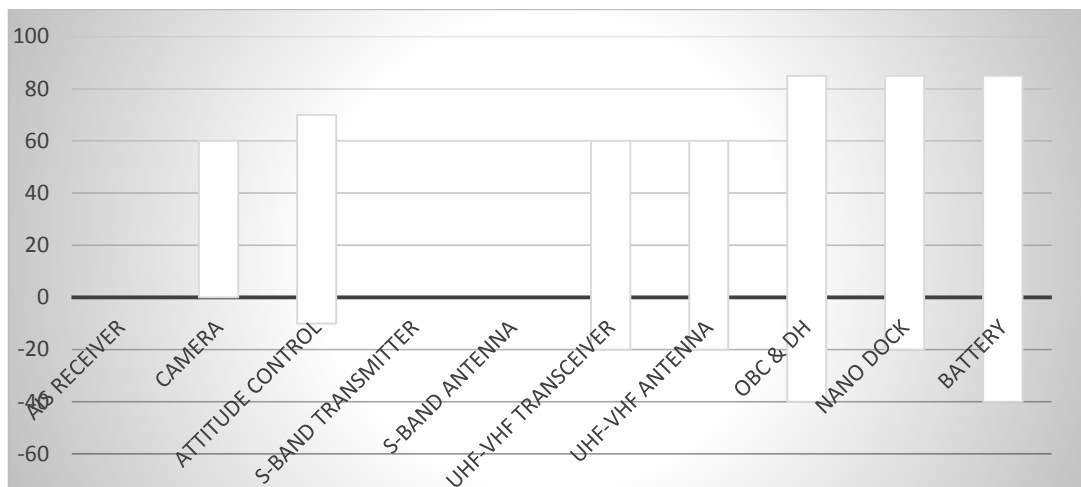


**Εικόνα 69 : Φωτοβολταϊκά πάνελ για νανοδορυφόρο 6U (ISIS)**

#### 4.7 Καθορισμός υποσυστήματος θερμικού ελέγχου

Έχοντας επιλέξει τα υπόλοιπα υποσυστήματα του δορυφόρου, μπορούμε πλέον να εξετάσουμε τις θερμικές απαιτήσεις επί συνόλω του δορυφόρου. Στον Πίνακα 17 φαίνονται τα λειτουργικά εύρη θερμοκρασιών των επιλεγέντων υποσυστημάτων. Για το δέκτη AIS και τον πομπό / κεραία στην S-band, αυτά τα στοιχεία δεν ήταν διαθέσιμα. Είναι εμφανές ότι η κοινή λειτουργική περιοχή θερμοκρασιών είναι 0°C – 60 °C.

**Πίνακας 17 : Λειτουργικά όρια θερμοκρασίας υποσυστημάτων δορυφόρου**



Η εφαρμογή του κατάλληλου υποσυστήματος θερμικού ελέγχου, δεν είναι απλά θέμα επιλογής κάποιου, το οποίο να καλύπτει τα τεθέντα κριτήρια της αποστολής. Για το υπόψη υποσύστημα απαιτείται η χρήση των κατάλληλων υλικών και η πειραματική δοκιμή αυτών σε συνθήκες παρεμφερείς της «πτήσης». Εναλλακτική λύση αποτελεί η προσομοίωση μέσω κατάλληλων λογισμικών όπως τα ANSYS και Thermal XL. Εδώ θα λάβει χώρα μια πιο θεωρητική προσέγγιση όσον αφορά στην επιλογή του υποσυστήματος.

Βασικές μέθοδοι αποτελούν η βαφή του εσωτερικής ή / και της εξωτερικής επιφάνειας του «σκάφους» με κατάλληλα χρώματα (color coating) και η χρήση αγωγών απαγωγής της θερμότητας. Τα μαύρων αποχρώσεων χρώματα απορροφούν την θερμική ακτινοβολία, ενώ τα αντίστοιχα λευκών αποχρώσεων ανακλούν την «εισερχόμενη» ακτινοβολία, ενώ ταυτόχρονα επιτρέπουν τη διαρροή της «εσωτερικής» θερμότητας του σκάφους στο περιβάλλον. Από την άλλη οι αγωγοί συνδέουν ένα ψυχρό σημείο με ένα θερμό σημείο με συνέπεια την ανταλλαγή θερμότητας επαγωγικά.

Εναλλακτική μέθοδος μόνωσης είναι η τοποθέτηση εσωτερικά του σκάφους, ειδικών πολυεπίπεδων μονωτικών υλικών (Multi-Layer Insulation/MLI), σκοπός των οποίων είναι η διατήρηση της εσωτερικής θερμοκρασίας. Αυτά τα υλικά απαρτίζονται από πολλά λεπτά φύλλα επιμέρους υλικών μέσω των οποίων γίνεται η διαχείριση της θερμότητας. Από τη μία πλευρά τοποθετείται το περισσότερο «ανακλαστικό» υλικό και από την άλλη το περισσότερο «απορροφητικό» και



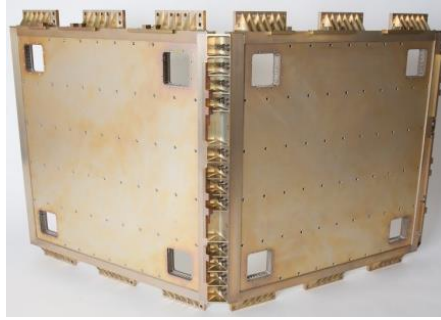
ενδιάμεσά τους άλλα υλικά ανάλογα με το επιθυμητό αποτέλεσμα. Η ανακλαστική πλευρά τοποθετείται προς την εξωτερική πλευρά του «σκάφους». Αυτό σημαίνει ότι ούτε θα εισέρχεται θερμική ακτινοβολία (ανεβάζοντας τη θερμότητα στο εσωτερικό) κατά τη διάρκεια του «φωτεινού» τμήματος της τροχιάς, ούτε θα διαχέεται θερμότητα (μειωμένης αντίστοιχα της εσωτερικής θερμοκρασίας) από το εσωτερικό κατά τη διάρκεια του «σκιερού» τμήματος της τροχιάς. Αντίστοιχη διεργασία μπορεί να γίνει για κάθε εξάρτημα-υποσύστημα ξεχωριστά, είτε συνδυασμού αυτών, με τα ίδια αποτελέσματα.

Υπάρχουν εταιρείες οι οποίες έχουν κατασκευάσει συγκεκριμένα υλικά τα οποία αποτελούν «αποθήκες θερμότητας». Αυτά τα υλικά μπορούν να τοποθετηθούν οπουδήποτε, είτε εσωτερικά στις πλευρές τους σκάφους, είτε μεταξύ των εξαρτημάτων. Κατά τη διάρκεια του «φωτεινού» τμήματος της τροχιάς απορροφούν τη θερμική ενέργεια, την οποία απελευθερώνουν κατά το «σκιερό» τμήμα της τροχιάς.

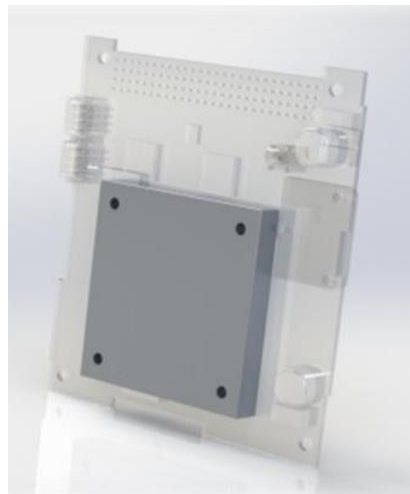
Αυτό που όμως αξίζει μνείας είναι ότι κάποιοι εκ των κατασκευαστών χρησιμοποιούν τεχνολογίες όπως η τρισδιάστατη εκτύπωση για την κατασκευή πάνελ συγκεκριμένων διαστάσεων από αυτά τα υλικά, γεγονός το οποίο προσδίδει πολύ μεγάλη ευελιξία στην επεξεργασία αυτών των υλικών.



**Εικόνα 70 : Κάλυψη αισθητήρα με μονωτικό υλικό σε μορφή πάνελ (TETHERS UNLIMITED)**



**Εικόνα 71 : Ισοθερμικές κατασκευές (TMT)**



**Εικόνα 72 : «Αποθήκη θερμότητας» (TMT)**

Με δεδομένο ότι προς τον Ήλιο θα είναι στραμμένη μία από τις δύο μικρές πλευρές του νανοδορυφόρου, πάνω στην οποία θα βρίσκεται ηλιακός συλλέκτης κι επαγωγικά θα αναπτύσσεται μεγάλη θερμοκρασία, κρίνεται σκόπιμο όπως εσωτερικά αυτής τοποθετηθεί ένα τέτοιο υλικό. Προς επίρρωση της λειτουργίας του, σε όλες τις υπόλοιπες πλευρές του δορυφόρου εσωτερικά θα τοποθετηθεί υλικό MLI.

#### 4.8. Παραδοτέα

Με την ολοκλήρωση της διαδικασίας διαχείρισης του θερμικού περιβάλλοντος του δορυφόρου ολοκληρώνεται και ο σχηματισμός του νανοδορυφόρου. Το προϊόν αποτελεί ένα νανοδορυφόρο μεγέθους 6U, ο οποίος θα δύναται να :



• • •

• • •

7818	7802	6583,0495140750	205,0495140750	5315,5952371723	88,5932539529	1,4765542325	0,0001642160	0,8729058079	1,0294928435E-10	43,109,229,8796	11,974,786	498,949	16,254
7819	7803	6582,3287996257	204,3287996257	5314,7223313644	88,5787055227	1,4763117587	0,0001671213	0,8882030843	1,0478210023E-10	43,114,544,6020	11,976,262	499,011	16,257
7820	7804	6581,5954144824	203,5954144824	5313,8341282801	88,5639021380	1,4760650356	0,0001701322	0,9040544473	1,0668181249E-10	43,119,858,4361	11,977,738	499,072	16,259
7821	7805	6580,8488989794	202,8488989794	5312,9300738328	88,5488343639	1,4758139094	0,0001732548	0,9204906524	1,0865213326E-10	43,125,171,3662	11,979,214	499,134	16,262
7822	7806	6580,0887679100	202,0887679100	5312,0095831804	88,5334930530	1,475582176	0,0001764953	0,9375447738	1,1069713733E-10	43,130,483,3757	11,980,690	499,195	16,265
7823	7807	6579,3145085973	201,3145085973	5311,0720384046	88,5178673067	1,4753977884	0,0001798606	0,9552524374	1,1282108946E-10	43,135,794,4478	11,982,165	499,257	16,268
7824	7808	6578,5255787803	200,5255787803	5310,1167859672	88,5019464328	1,4750334405	0,0001833579	0,9726320504	1,1502867482E-10	43,141,104,5646	11,983,640	499,318	16,271
7825	7809	6577,7214042919	199,7214042919	5309,1431339168	88,4857188986	1,4747619816	0,0001869954	0,9927850999	1,1732493313E-10	43,146,413,7077	11,985,115	499,380	16,274
7826	7810	6576,9013765052	198,9013765052	5308,1903488169	88,4691724803	1,4744862080	0,0001907814	1,0126964567	1,1971531696E-10	43,151,721,8581	11,986,589	499,441	16,277
7827	7811	6576,0648495193	198,0648495193	5307,1376523602	88,4522942060	1,4742049034	0,0001947254	1,0334347295	1,2220573488E-10	43,157,028,9957	11,988,064	499,503	16,280
7828	7812	6575,2111370512	197,2111370512	5306,1042176307	88,4350702938	1,4739178382	0,0001988375	1,0550526627	1,2480260005E-10	43,162,335,0999	11,989,538	499,564	16,283
7829	7813	6574,3395089980	196,3395089980	5305,0491649680	88,4174860828	1,4736247680	0,0002031287	1,0776073848	1,2731288522E-10	43,167,640,1491	11,991,011	499,625	16,286
7830	7814	6573,4491876247	195,4491876247	5303,9715573853	88,3995259564	1,4733254326	0,0002076108	1,1011619181	1,3034418504E-10	43,172,944,1206	11,992,484	499,687	16,290
7831	7815	6572,5393433286	194,5393433286	5302,8703946652	88,3811732578	1,4730195543	0,0002122971	1,1257837568	1,3330478690E-10	43,178,246,9910	11,993,957	499,748	16,293
7832	7816	6571,6090892333	193,6090892333	5301,7446117084	88,3624101951	1,4727088366	0,000217016	1,1515475254	1,3640375161E-10	43,183,548,7357	11,995,430	499,810	16,297
7833	7817	6570,6574793734	192,6574793734	5300,5930641830	88,3432177364	1,4723869623	0,0002223402	1,1785347320	1,3965100568E-10	43,188,849,3287	11,996,903	499,871	16,300
7834	7818	6569,6834959035	191,6834959035	5299,4145294510	88,3235754908	1,4720599515	0,0002272798	1,2068348306	1,4305744709E-10	43,194,148,7432	11,998,375	499,932	16,304
7835	7819	6568,6860493891	190,6860493891	5298,2076946204	88,3034615770	1,4717243596	0,0002338895	1,2365462131	1,4663506689E-10	43,199,446,9509	11,999,846	499,994	16,307
7836	7820	6567,6639679217	189,6639679217	5296,9711484073	88,2828524735	1,4713808746	0,0002393401	1,2677773530	1,5039708957E-10	43,204,743,9221	12,001,318	500,055	16,311
7837	7821	6566,6159894222	188,6159894222	5295,7033710543	88,2617228509	1,4710287142	0,0002456044	1,3006481301	1,5435813558E-10	43,210,039,6255	12,002,789	500,116	16,315
7838	7822	6565,5407521516	187,5407521516	5294,4027229242	88,240043821	1,4706674230	0,000252081	1,3352913680	1,5853441017E-10	43,215,334,0282	12,004,259	500,177	16,319
7839	7823	6564,4367839413	186,4367839413	5293,0674315361	88,2177905259	1,4702965088	0,0002591795	1,3718546285	1,629492367E-10	43,220,627,0956	12,005,730	500,239	16,323
7840	7824	6563,3024899298	185,3024899298	5291,6955769276	88,1949362821	1,4699154380	0,0002665502	1,4110523114	1,6760674959E-10	43,225,918,7912	12,007,200	500,300	16,327
7841	7825	6562,1361385510	184,1361385510	5290,2850746162	88,1714179103	1,4695236318	0,0002745554	1,4514181240	1,7254532812E-10	43,231,209,0763	12,008,669	500,361	16,332
7842	7826	6560,9358454660	182,9358454660	5288,8336564922	88,1472276082	1,4691204601	0,0002826347	1,4948079978	1,7778482475E-10	43,236,497,9099	12,010,138	500,422	16,336
7843	7827	6559,6995550660	181,6995550660	5287,3388484944	88,1223141416	1,4687502357	0,0002914327	1,5409035489	1,833535604E-10	43,241,785,2488	12,011,607	500,483	16,341
7844	7828	6558,4250190922	180,4250190922	5285,7979444544	88,0966324158	1,4682722069	0,0003007997	1,5899622058	1,8928349760E-10	43,247,071,0467	12,013,073	500,545	16,346
7845	7829	6557,109771821	179,109771821	5284,2079787396	88,0701329790	1,4678355496	0,0003107925	1,6422921572	1,956189330E-10	43,252,355,2547	12,014,543	500,606	16,351
7846	7830	6555,7511011207	177,7511011207	5282,5656863824	88,0427614430	1,4673939374	0,0003214760	1,6982183184	2,0237699024E-10	43,257,637,8204	12,016,011	500,667	16,356
7847	7831	6554,3460145446	176,3460145446	5280,8674682640	88,0144578044	1,4669076301	0,0003329244	1,7581295670	2,0962899055E-10	43,262,918,6878	12,017,477	500,728	16,361
7848	7832	6552,8911993919	174,8911993919	5279,1093386969	87,9851556449	1,4664192607	0,0003452225	1,8224675754	2,1742084043E-10	43,268,197,7972	12,018,944	500,789	16,366

Και το όνομα αυτού :

# MONALISA – SAT

( MONitoring Aegean LIStening Ais)

## 5. Ανακεφαλαίωση



Ξεκινήσαμε δίδοντας το θεωρητικό υπόβαθρο που αφορά στους ναυδορυφόρους. Έγινε περιγραφή των επτά υποσυστημάτων αυτού του τύπου των δορυφόρων :

- Δομικό
- Επικοινωνιακό
- Αισθητήρων
- Ηλεκτρικής ισχύος
- Ελέγχου προσανατολισμού
- Ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων
- Θερμικού ελέγχου

Δόθηκαν οι έννοιες τεχνολογίες διττής χρήσης και στάθμη της τεχνολογίας καθώς επίσης περιεγράφησαν τα επίπεδα τεχνολογικής ετοιμότητας. Ακολούθησε η πρόταση κατασκευής δορυφόρου ο οποίος θα φέρει διπλό ωφέλιμο φορτίο, οπτικό αισθητήρα και δέκτη AIS, προκειμένου να δίδει τη δυνατότητα παρακολούθησης της ναυτιλιακής κίνησης και παρακολούθησης των συνόρων. Έγινε σύγκριση μεταξύ ετοιμοπαράδοτων (COTS) συστημάτων σε ένα εύρος είκοσι επτά κατασκευαστών, με μοναδικά κριτήρια τα τεχνικά χαρακτηριστικά τους και το βέλτιστο τρόπο επίτευξης της αποστολής του δορυφόρου.

Με βάση τις τρέχουσες τιμές, κατά το Φεβρουάριο 2019, το εκτιμώμενο κόστος του δορυφόρου είναι της τάξης των € 90.000 . Ενδεικτικά αναφέρονται τιμές εκ των επιλεγέντων υποσυστημάτων στον ακόλουθο πίνακα.

**Πίνακας 19 : Ενδεικτικά κόστη υποσυστημάτων “MONALISA - SAT”**

<b>Υποσύστημα - εξάρτημα</b>	<b>Κόστος</b>
6U Cubesat structure (ISIS)	€ 7.350
S-band Transmitter (EBDUROSAT)	€ 8.500
VHF-UHF Transceiver (ISIS)	€ 8.500
VHF-UHF Antenna (ISIS)	€ 5.000
Solar panels (ISIS)	€ 8.450
ADACS (Cube Space)	€ 29.200

Συναφώς, για τη δημιουργία του MONALISA – SAT επελέγησαν τα ακόλουθα υποσυστήματα :

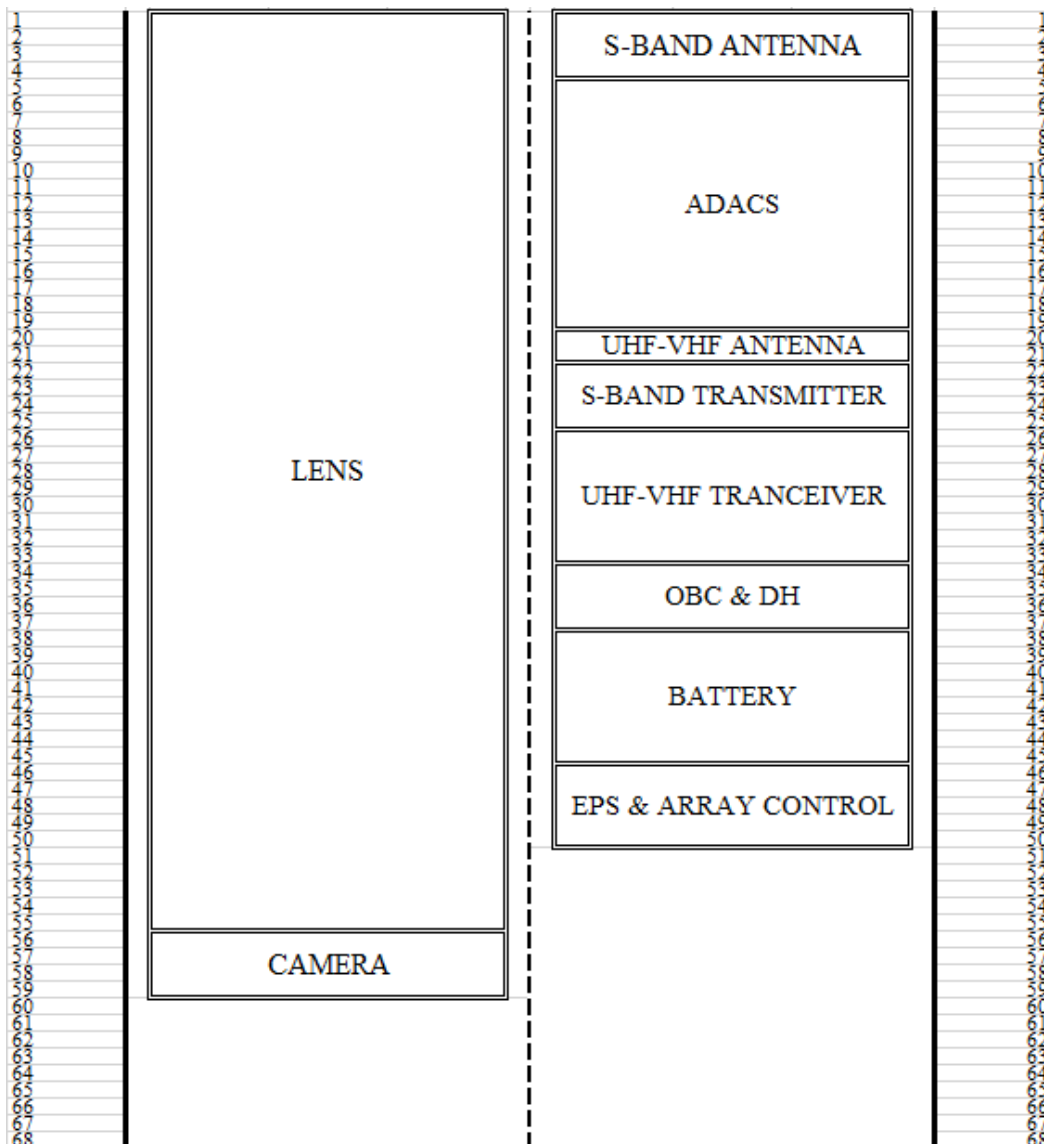
- Δομικό : Η πλατφόρμα της ISIS μεγέθους με κριτήριο τη συμπλήρωση ωρών πτήσης, καθόσον καταδεικνύεται έτσι η αντοχή του εν λόγω σκάφους.
- Επικοινωνιακό : Όσον αφορά στη μετάδοση των δεδομένων των αισθητήρων, επελέγη ο πομπός S-band της ENDUROSAT, λόγω του μέγιστου δυνατού ρυθμού μεταφοράς δεδομένων που δύναται να επιτύχει, σε συνδυασμό με την κεραία της GOM Space η οποία επελέγη με βάση το μέγεθος του λόγου Ενέργειας ανά bit πληροφορίας που απαιτείται προς το φασματικό θόρυβο. Επιπρόσθετα τα εύρη λειτουργίας συχνοτήτων αμφότερων των συσκευών ταυτίζονται.

Σχετικά με τον έλεγχο του δορυφόρου και τη μετάδοση πληροφοριών που αφορούν στην κατάσταση του δορυφόρου επελέγη η κεραία της ISIS καθόσον είναι η μοναδική που μπορεί να τοποθετηθεί σε ενδιάμεση θέση στην πλατφόρμα. Για τον πομποδέκτη, η επιλογή ήταν κι εδώ της ISIS, καθώς ο συγκεκριμένος έχει τη δυνατότητα λειτουργίας ως πομπός σε συχνότητα VHF και ως δέκτης UHF. Αυτό γιατί κατά την εκπομπή της τηλεμετρίας σε συχνότητα απαιτείται λιγότερη ενέργεια αφού το μήκος κύματος είναι μικρότερο, ενώ η εκπομπή από το σταθμό εδάφους μπορεί να γίνει με χρήση περισσότερης ενέργειας. Να σημειωθεί ότι δεν ευρέθη πομποδέκτης σε συχνότητα VHF.

- Αισθητήρων : Αποφασίστηκε η τοποθέτηση δέκτη AIS της Space Quest γιατί έχει 6 δέκτες και δυνατότητα λήψης μηνυμάτων που έχει αγγίζει το 1.000.000 μηνύματα. Επελέγη ο οπτικός αισθητήρας της GOM Space, ο οποίος έχει το σύστημα C-mount στο οποίο μπορεί να προσαρμοσθεί σύστημα φακών (τηλεσκόπιο), ώστε η συνολική διακριβωτική ικανότητα του να είναι περί το 1,5 μέτρο.

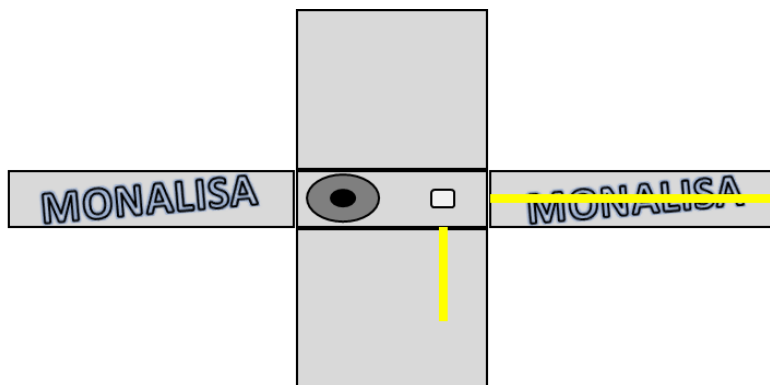
- Ηλεκτρικής ισχύος : Για τη διανομή ισχύος τοποθετήθηκαν μπαταρίες της GOM Space γιατί έχουν τη μεγαλύτερη αποθηκευτική ικανότητα και συνοδεύτηκαν από το οικείο κύκλωμα διανομής ισχύος λόγω συνδεσιμότητας. Οι ηλιακοί συλλέκτες που τοποθετήθηκαν είναι της ISIS γιατί ικανοποιούν την απαίτηση να είναι εκτεινόμενες στην «πίσω» πλευρά του δορυφόρου, προς τη πλευρά του Ήλιου.
- Ελέγχου προσανατολισμού : Το υποσύστημα της Cube Space αποτέλεσε την επιλογή λόγω ακρίβειας μέτρησης μεγαλύτερη των 72 arcsec.
- Ελέγχου και διαχείρισης δεδομένων : Επελέγη της GOM Space λόγω επεξεργαστικής ισχύος (συχνότητα επεξεργαστή και NAND memory) και αποθηκευτικού χώρου. Επιπρόσθετα όντας το συγκεκριμένο σύστημα FPGA, δίνει τη δυνατότητα είτε αποθήκευσης των δεδομένων του οπτικού αισθητήρα, είτε απευθείας αποστολής τους στο σταθμό εδάφους, είτε τέλος συμπίεσης των δεδομένων του οπτικού αισθητήρα και κατόπιν αποστολής τους στο σταθμό εδάφους.
- Θερμικού ελέγχου : Κρίθηκε ως αποδοτικότερη η τοποθέτηση «αποθήκης θερμότητας» στην πλευρά του δορυφόρου προς τον Ήλιο, ώστε να αποθηκεύεται η θερμότητα κατά το «φωτεινό» τμήμα της τροχιάς και να αποδεσμεύεται κατά το «σκιερό» τμήμα αυτής. Σε όλες τις υπόλοιπες πλευρές θα λάβει χώρα τοποθέτηση υλικού MLI.

Στην εικόνα που ακολουθεί φαίνεται μια σχηματική απεικόνιση του δορυφόρου με τα υποσυστήματα τοποθετημένα.

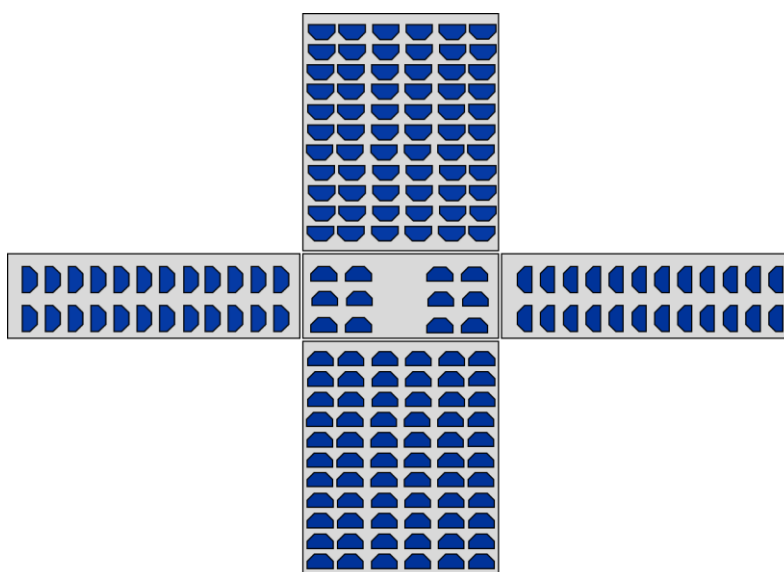


Εικόνα 73 : Σχηματική απεικόνιση τοποθέτησης των υποσυστημάτων

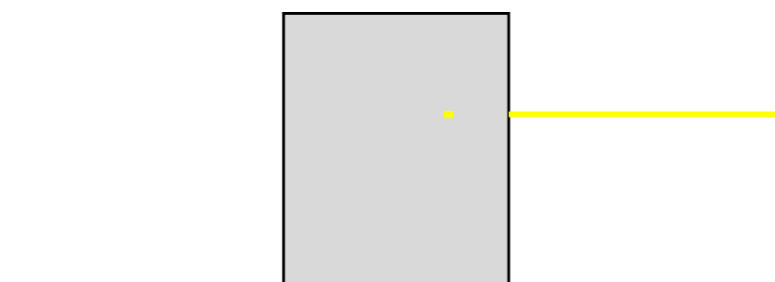




Εικόνα 74 : MONALISA (καλλιτεχνική απόδοση εμπρόσθιας όψης)



Εικόνα 75 : MONALISA (καλλιτεχνική απόδοση οπίσθιας όψης)



Εικόνα 76 : MONALISA (καλλιτεχνική απόδοση πλάγιας όψης)

## 6. Συμπεράσματα



Η κατασκευή ενός ναυδορυφόρου στις μέρες μας, είναι όπως μια χημική αντίδραση, στην οποία γνωρίζουμε τα στοιχεία που αντιδρούν καθώς και τα προϊόντα αλλά πρέπει να γίνει σωστά. Αν συνδυαστούν τα κατάλληλα εξαρτήματα με τα κατάλληλα υποσυστήματα, γνωρίζοντας την αποστολή που έχει εκτελέσει ο δορυφόρος, τότε το εγχείρημα είναι σχεδόν καταδικασμένο να επιτύχει, όσον αφορά στο κομμάτι της κατασκευής του δορυφόρου.

Από το 1999 που κατασκευάστηκε ο πρώτος ναυδορυφόρος μέχρι σήμερα η τεχνολογία σε αυτόν τομέα έχει κάνει άλματα, ακολουθώντας πιστά και το νόμο του Moore, ο οποίος διατυπώθηκε πολλά χρόνια πριν. Η έρευνα για την επιλογή των υποσυστημάτων της «MONALISA», κατέδειξε τα κάτωθι :

- Στο TT&C είναι λειτουργικότερο και ενεργειακά αποδοτικότερο η συχνότητα κάτω ζεύξης να βρίσκεται στη μπάντα VHF και η συχνότητα πάνω ζεύξης να βρίσκεται στη μπάντα UHF.
- Η εξέλιξη στα μονωτικά υλικά είναι τέτοια ώστε αν συνεχίσει με τους υφιστάμενους ρυθμούς σε λίγο καιρό θα μιλάμε για ολόκληρη δομή ναυδορυφόρου από τέτοια υλικά.
- Άλλη μία τεχνολογία η οποία εκτιμάται ότι θα διαδραματίσει σημαντικό ρόλο στους καιρούς που έρχονται είναι η τρισδιάστατη εκτύπωση, αρχικά στη δομή και εν συνεχεία και στην κατασκευή υποσυστημάτων.
- Η τρέχουσα στάθμη της τεχνολογίας (state of the art) επιτρέπει την κατασκευή δορυφόρων τύπου “MONALISA” με σκοπό την παρακολούθηση της ναυτιλιακής κίνησης αλλά και των συνόρων με τάξη μεγέθους κόστους κάτω των € 100.000 .
- Αν μιλήσουμε όχι για εκτόξευση ενός, αλλά για αστερισμού 12 τέτοιων δορυφόρων, επί παραδείγματι, σε διαφορετικές τροχιές, τότε η εκτόξευση 3 τέτοιων αστερισμών προσδίδει συνεχή κάλυψη πραγματικού χρόνου έναντι εκτιμώμενου κόστους της τάξης των € 4.500.000 με διάρκεια ενάμιση έτους.

## **Βιβλιογραφία**

- California Polytechnic State University. (2005 (Last Revision: 2014)). *CubeSat Design Specification*. California: California Polytechnic State University.
- Cote, K., Gabriel, J., Patel, B., Ridley, N., Taillefer, Z., & Tetreault, S. (2011, March 7). Mechanical, Power, and Propulsion Subsystem Design for a CubeSat. Worcester, Massachusetts, USA. Ανάκτηση από <https://pdfs.semanticscholar.org/5e6e/1eba512a1388e32e43f7f183a773a980201d.pdf>
- Doukas, P., Gouskos-Katsaros, K., Bazinas, I., Nikolaidis, D., Professor Koukos, I., & Dr Mantzouris, G. (2018). *Performance analysis of telemetry, telecommand and telecommunication links to a microsatellite equipped with attitude keeping mechanisms*. Athens: 8th SCCE.
- EnduroSat. (2019, January 25). ENDUROSAT. Sofia, Bulgaria. Ανάκτηση από [www.endurosat.com](http://www.endurosat.com)
- ESA. (2018, October 3). *Satellite Frequency Bands*. Ανάκτηση από Telecommunications & Integrated Applications: [https://www.esa.int/Our\\_Activities/Telecommunications\\_Integrated\\_Applications/Satellite\\_frequency\\_bands](https://www.esa.int/Our_Activities/Telecommunications_Integrated_Applications/Satellite_frequency_bands)
- GOMspace. (2019, January 25). Ship Tracking with Space based AIS Receiver. Aalborg, Denmark. Ανάκτηση από [www.gomspace.com/shop/subsystems/payloads/ship-tracking.aspx](http://www.gomspace.com/shop/subsystems/payloads/ship-tracking.aspx)
- Gouskos-Katsaros, K., Doukas, P., Parissis, F., & Professor Koukos, I. (2018, July). Modeling the orbital parameters of a low orbit satellite in order to determine the degradation of orbit. *Proceedings of 8th SCCE Conference*. Athens, Greece.
- ISIS. (2019, January 21). Innovative Solutions In Space. Delft, The Netherlands. Ανάκτηση από [www.isispace.nl](http://www.isispace.nl)
- Marinan, A., & Cahoy, K. (2013, September). *From CubeSats to Constellations: Systems Design and Performance Analysis*. Ανάκτηση από <http://ssl.mit.edu/files/website/theses/SM-2013-MarinanAnnie.pdf>
- Mehrpourvar, A. (2014). *CubeSat Design Specification, Rev. 13*. California: California Polytechnic State University.
- NASA. (2013, April 18). *NASA Procedural Requirements*. Ανάκτηση από NASA Systems Engineering Handbook (SP-2016-6105): [https://nodis3.gsfc.nasa.gov/displayDir.cfm?Internal\\_ID=N\\_PR\\_7123\\_001B\\_&page\\_name=AppendixE](https://nodis3.gsfc.nasa.gov/displayDir.cfm?Internal_ID=N_PR_7123_001B_&page_name=AppendixE)

- NASA. (2018, November 20). *Command and Data Handling*. Ανάκτηση από State of the Art of Small Spacecraft Technology: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/08-command-and-data-handling>
- NASA. (2018, November 20). *Communications*. Ανάκτηση από State of the Art of Small Spacecraft Technology: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/09-communications>
- NASA. (2018, January 24). *CubeSat Launch Initiative Resources*. Ανάκτηση από CubeSat Launch Initiative: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa\\_csli\\_cubesat\\_101\\_508.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_csli_cubesat_101_508.pdf)
- NASA. (2018, November 20). *Guidance, Navigation and Control*. Ανάκτηση από State of the Art of Small Spacecraft Technology: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/05-guidance-navigation-and-control>
- NASA. (2018, November 20). *Integrated Spacecraft Platforms*. Ανάκτηση από State of the Art of Small Spacecraft Technology: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/02-integrated-spacecraft-platforms>
- NASA. (2018, November 20). *Integration, Launch and Deployment*. Ανάκτηση από State of the Art of Small Spacecraft Technology: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/10-integration-launch-and-deployment>
- NASA. (2018, November 20). *Power*. Ανάκτηση από State of the Art of Small Spacecraft Technology: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/03-power>
- NASA. (2018, November 20). *Propulsion*. Ανάκτηση από State of the Art of Small Spacecraft Technology: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/04-propulsion>
- NASA. (2018, November 20). *Structures, Materials and Mechanisms*. Ανάκτηση από State of the Art of Small Spacecraft Technology: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/06-structures-materials-and-mechanisms>
- NASA. (2018, November 20). *Thermal Control*. Ανάκτηση από State of the Art of Small Spacecraft Technology: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/07-thermal>
- Oxford University Press. (2005). *Fundamentals of Space Systems (Second Edition)*. New York: Oxford University Press, Inc.
- PC/104 Embedded Consortium. (2008, October 13). PC/104 Specification. Rev. 2.6. PC/104 Embedded Consortium.
- Satlab. (2019, January 25). Satlab. Aalborg, Denmark. Ανάκτηση από [www.satlab.com](http://www.satlab.com)
- Sebestyen, G., Fujikawa, S., Galassi, N., & Chuchra, A. (2016). *Low Earth Orbit Satellite Design*. Virginia: Published jointly by Microcosm Press and Springer.

Space Quest Ltd. (2019, January 25). *Pioneering Microsatellite Technology*. Fairfax, Virginia. Ανάκτηση από <http://www.spacequest.com>

Spaceflight, Inc. (2015, May 22). *SpaceFlight Industries*. Ανάκτηση από General Payload Users Guid: <http://www.spaceflight.com/wp-content/uploads/2015/05/SPUG-RevF.pdf>

Spacemind. (2019, January 25). *Solutions in Space Applications*. Imola, Italy. Ανάκτηση από [www.npcspacemind.com](http://www.npcspacemind.com)

Springer. (2014). *Spacecraft Operations*. (T. Uhlig, F. Sellmaier, & M. Schmidhuber, Επιμ.) Springer.

US Department of Homeland Security. (2019, January 25). *International VHF Marine Radio Channels and Frequencies*. (T. N. Excellence, Συντάκτης) Alexandria, Virginia. Ανάκτηση από <https://www.navcen.uscg.gov/?pageName=apps18#>