



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΣΧΟΛΗ ΗΛΕΚΤΡΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ
ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΑΣ ΚΑΙ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΑΣ ΥΛΙ-
ΚΩΝ

Σχεδιασμός CubeSat με Οπτικό Επικοινωνιακό Ωφέλιμο Φορτίο

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Γεώργιος Παύλου

Επιβλέπων: Αθανάσιος Δ. Παναγόπουλος

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Αθήνα, Μάιος 2024



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΣΧΟΛΗ ΗΛΕΚΤΡΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ
ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΑΣ ΚΑΙ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΑΣ ΥΛΙ-
ΚΩΝ

Σχεδιασμός CubeSat με Οπτικό Επικοινωνιακό Ωφέλιμο Φορτίο

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Γεώργιος Παύλου

Επιβλέπων: Αθανάσιος Δ. Παναγόπουλος

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Εγκρίθηκε από την τριμελή εξεταστική επιτροπή την 12^η Ιουνίου 2024

.....
Αθανάσιος Δ. Παναγόπουλος

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....
Γεώργιος Φικιώρης

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....
Γεώργιος Ματσόπουλος

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Αθήνα, Μάιος 2024

.....
Γεώργιος Παύλου

Διπλωματούχος Ηλεκτρολόγος Μηχανικός και Μηχανικός Υπολογιστών Ε.Μ.Π.

Copyright © Γεώργιος Παύλου, 2024

Με επιφύλαξη παντός δικαιώματος. All rights reserved.

Απαγορεύεται η αντιγραφή, αποθήκευση και διανομή της παρούσας εργασίας εξ ολοκλήρου ή τμήματος αυτής, για εμπορικό σκοπό. Επιτρέπεται η ανατύπωση, αποθήκευση και διανομή για σκοπό μη κερδοσκοπικό, εκπαιδευτικής ή ερευνητικής φύσης, υπό την προϋπόθεση να αναφέρεται η πηγή προέλευσης και να διατηρείται το παρόν μήνυμα. Ερωτήματα που αφορούν τη χρήση της εργασίας για κερδοσκοπικό σκοπό πρέπει να απευθύνονται προς τον συγγραφέα.

Οι απόψεις και τα συμπεράσματα που περιέχονται σε αυτό το έγγραφο εκφράζουν το συγγραφέα και δεν πρέπει να ερμηνευτεί ότι αντιπροσωπεύουν τις επίσημες θέσεις του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου.

Περίληψη

Η παρούσα διπλωματική εργασία ασχολείται με την περιγραφή της σύγχρονης κατηγορίας μικρών δορυφόρων CubeSats που επιτυγχάνουν επικοινωνία με έναν άλλο τερματικό σταθμό στο οπτικό εύρος συχνοτήτων, καθώς επίσης και με τη μελλοντική τους συνεισφορά στο επίγειο δίκτυο.

Αρχικά, στο 1^ο κεφάλαιο παρουσιάζονται το σημείο που βρίσκεται η αεροδιαστημική και οι νέοι δρόμοι που σηματοδοτεί το New Space, αλλά ταυτόχρονα επιχειρείται και μια εκτενέστερη περιγραφή στην ειδική κατηγορία CubeSats, αναφορικά με τα βασικά υποσυστήματά της και τις προδιαγραφές που έχουν τεθεί για να ελαχιστοποιήσουν τις πιθανότητες αποτυχίας. Ακόμη, γίνεται μια μικρή αναφορά στο ελληνικό πρόγραμμα τροχιών και στο τι σηματοδοτούν οι στόχοι που θέτουν οι αποστολές στον τεχνολογικό χάρτη.

Στο 2^ο κεφάλαιο παρουσιάζονται κάποιες περιπτώσεις κυβοδορυφόρων με τις ευρέως χρησιμοποιούμενες ραδιοσυχνότητες, οι οποίες συγκριτικά με τις πρώτες προσπάθειες δημιουργίας δορυφόρων στο οπτικό εύρος συχνοτήτων, υστερούν. Στο 3^ο κεφάλαιο παρουσιάζονται τεχνολογικά πρωτοποριακές περιπτώσεις κυβοδορυφόρων με ωφέλιμο φορτίο στο οπτικό εύρος, οι οποίες πρόκειται να σηματοδοτήσουν νέα τεχνολογικά επιτεύγματα.

Στο 4^ο κεφάλαιο αναλύεται το όραμα της Ευρωπαϊκής Διαστημικής Υπηρεσίας για τους δορυφόρους όλων των τροχιών που βρίσκονται στο οπτικό εύρος συχνοτήτων. Ειδικότερα, παρουσιάζονται οι προδιαγραφές που πρέπει να ικανοποιούν τα τερματικά που θα συμμετέχουν σε αυτή την προσπάθεια στο φυσικό στρώμα και στο στρώμα ζεύξης δεδομένων.

Στο 5^ο κεφάλαιο περιγράφονται δύο περιπτώσεις προσομοίωσης που έχουν λάβει χώρα, ενώ στο 6^ο κεφάλαιο παρατίθενται κάποιοι από τους μελλοντικούς στόχους που έχει θέσει η επιστημονική κοινότητα για τους τηλεπικοινωνιακούς δορυφόρους.

Λέξεις Κλειδιά: Οπτικό επικοινωνιακό ωφέλιμο φορτίο, New Space, οπτικό δίκτυο υψηλής διαπερατότητας

Abstract

This thesis deals with the description of the contemporary category of small satellites, CubeSats, that can communicate with other terminals in the optical range of frequencies, as well as, their future contribution in the terrestrial network.

In the 1st chapter there is an introduction about the progress of aerospace, the perspectives that New Space triggers, as well as a more elaborate description on the specific category CubeSats, concerning the basic subsystems and the stated requirements that tend to minimize the failure probability. Moreover, a brief reference about the Greek in orbit program and what the goals of those missions mean for the technology globally are presented.

In the 2nd chapter some cases of CubeSats in the widely used radiofrequencies range are presented, declaring their deficit, comparing to the first efforts designing satellites on the optical range of frequencies. In the 3rd chapter, technologically groundbreaking cases of CubeSats with optical communication payload are presented, which are about to trigger new technological achievements.

In the 4th chapter, the vision of the European Space Agency about the satellites of all orbits functioning with optical frequencies is elaborated. Specifically, all the requirements of this effort for the laser communication terminals concerning the physical layer and the data link layer are presented.

In the 5th chapter, two cases of simulation that have already taken place are described, while in the 6th chapter some of the future goals of the scientific community are presented.

Key words: Optical communication payload, New Space, High Throughput Optical Network

Ευχαριστίες

Ολοκληρώνοντας την παρούσα διπλωματική εργασία θα ήθελα να ευχαριστήσω αρχικά τον επιβλέποντα, κ. Αθανάσιο Παναγόπουλο, Καθηγητή του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου, για την ευκαιρία που μου έδωσε να ασχοληθώ εκτενέστερα με ένα τόσο ενδιαφέρον θέμα. Τον ευχαριστώ θερμά για τις πολύτιμες συμβουλές που μου παρείχε όλο αυτό το διάστημα.

Επίσης, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον Διδάκτορα, κ. Δημήτριο Χριστόπουλο, για την συνεχή υποστήριξη και καθοδήγησή του, καθώς και για τις πολύτιμες συμβουλές του που συνετέλεσαν καθοριστικά στην επιτυχή διεκπεραίωση της παρούσας διπλωματικής εργασίας.

Επιπρόσθετα, θα ήθελα να ευχαριστήσω όλους εκείνους τους καθηγητές που με ενέπνευσαν να ασχοληθώ με το συγκεκριμένο τομέα και, συγχρόνως, με βοήθησαν να αποκτήσω το κατάλληλο θεωρητικό υπόβαθρο. Η συμβολή όλων των καθηγητών ήταν σημαντική καθ' όλη τη διάρκεια της φοιτητικής μου πορείας.

Ακόμη, θα ήθελα να ευχαριστήσω την οικογένειά μου για την πλήρη στήριξη και την αγάπη τους όλα αυτά τα χρόνια. Μαζί με αυτούς θέλω να ευχαριστήσω κι όλους εκείνους τους ανθρώπους που αποτέλεσαν πηγή έμπνευσης και θαυμασμού όλα αυτά τα χρόνια.

Τέλος, θα ήθελα να αναφέρω πως η παρούσα διπλωματική αφιερώνεται στην οικογένειά μου.

Πίνακας περιεχομένων

Κεφάλαιο 1.....	10
1.1 Εισαγωγή.....	10
1.2 New space	10
1.3 CubeSats	11
1.3.1 Προαπαιτήσεις εκτόξευσης.....	14
1.4 Το ελληνικό πρόγραμμα τεχνολογικών επιδείξεων σε τροχιά.....	16
Κεφάλαιο 2.....	17
2.1 Μετατόπιση από τις ραδιοσυχνότητες στις οπτικές συχνότητες	17
2.2 Περιπτώσεις κυβοδορυφόρων με επικοινωνιακό payload στις RF.....	17
2.2.1 GENESAT-1	17
2.2.2 DELFI-C3	18
2.2.3 LITUANICASAT-2	20
2.3 Οι πρώτες επιτυχείς αποστολές δορυφόρων με οπτικό επικοινωνιακό payload....	21
2.3.1 TerraSAR-X και NFIRE	21
2.3.2 FITSAT-1(Fukuoka Institute of Technology CubeSat).....	22
2.3.3 Aerocube-7.....	23
2.4 Ανακεφαλαίωση- Συγκεντρωτικός πίνακας	24
Κεφάλαιο 3.....	27
3.1 Οι νέες τεχνολογικές διαστάσεις του New Space στο οπτικό εύρος συχνοτήτων.	27
3.1.1 FSSCat(Federated Satellite Systems)	27
3.1.2 Beihangkongshi 1(TY 20).....	28
3.1.3 LINCS (Laser Interconnet & Communications System).....	29
3.1.4 PIXL-1	30
3.1.5 PTD 3(Pathfinder Technology Demonstrator 3).....	31
3.1.6 QUBE.....	32
3.1.7 CubeSOTA(Small Optical Transponder)	33
3.1.8 Nice ³	35
3.1.9 DORA (Deployable Optical Receiver Array Cubesat)	36
3.2 Ανακεφαλαίωση- Συγκεντρωτικός πίνακας	37
Κεφάλαιο 4.....	39

4.1 Το όραμα της ESA για τους δορυφόρους στο επίγειο δίκτυο	39
4.2 Προδιαγραφές φυσικού στρώματος (Physical layer requirements).....	41
4.2.1 Σύστημα Κατάδειξης, Απόκτησης και Παρακολούθησης	41
4.2.2 Πολυπλεξία διαίρεσης μήκους κύματος	44
4.2.3 Οπτικά μεταδιδόμενο σήμα	46
4.2.3.1 Σχήματα διαμόρφωσης και ιδιότητες του μεταδιδόμενου σήματος	46
4.2.3.2 Ισχύς σήματος.....	47
4.3 Προδιαγραφές στρώματος ζεύξης δεδομένων (Data link layer requirements).....	48
4.3.1 2.5 Gbps OOK	49
4.3.2 10 Gbps OOK	57
4.3.3 100 Gbps / 200 Gbps / 400 Gbps.....	60
4.4 Τα βασικά δομικά στοιχεία ενός LEO οπτικού τερματικού.....	69
4.4.1 Προδιαγραφές των LCTs για OISLs και space-to-ground links.....	69
Κεφάλαιο 5.....	74
5.1 Η αναγκαιότητα της προσομοίωσης (simulation) πριν από κάθε αποστολή.....	74
5.2 Παραδείγματα προσομοίωσης	75
5.2.1 Ανάλυση απόδοσης της οπτικής σύνδεσης για τροχιές κοντά στη γη	75
5.2.2 Nanosatellite Optical Downlink Experiment-NODE.....	77
Κεφάλαιο 6.....	80
Συμπεράσματα-Μελλοντικοί στόχοι.....	80
Βιβλιογραφία	82

Κεφάλαιο 1

1.1 Εισαγωγή

Ο 21^{ος} αιώνας, αδιαμφισβήτητα, έχει να επιδείξει σπουδαία τεχνολογικά επιτεύγματα. Τα έξυπνα κινητά (smartphones), οι οπτικές ίνες (optical fibers) και το διαδίκτυο των πραγμάτων (Internet of Things-IoT) αποτελούν τις πιο κραυγαλέες περιπτώσεις επιστημονικής/τεχνολογικής καταξίωσης. Όμως και στο χώρο της αεροδιαστημικής, δηλαδή των δορυφόρων, τις τελευταίες δεκαετίες έχει σημειωθεί μεγάλη πρόοδος. Οι βασικότεροι λόγοι που ερμηνεύουν και δικαιολογούν την τάση αυτή είναι: i) η επιστημονική αναζήτηση-ανησυχία που εκφράζεται μέσω της συλλογής δεδομένων και η εξαγωγή χρήσιμων συμπερασμάτων που σηματοδοτούν τη μετέπειτα εξέλιξη σε τομείς όπως πχ. η βιολογία, η αστρονομία και η αστροφυσική, οι επιστήμες που μελετούν το διάστημα και τη σύστασή του κτλ. και ii) η επιτακτική ανάγκη για βελτίωση της ζωής του σύγχρονου ανθρώπου μέσω της έγκαιρης πρόληψης αρνητικών καταστάσεων και η προσπάθεια αποφυγής τους σε μεγάλο βαθμό [1]. Η έγκαιρη ανίχνευση των πυρκαγιών, τα προγνωστικά μοντέλα για τη σύσταση των ανώτερων στρωμάτων της ατμόσφαιρας που θα προκύψουν από τα δεδομένα που θα συλλέξουν οι δορυφόροι αλλά και η διευκόλυνση των επικοινωνιών σε απομακρυσμένα και δυσπρόσιτα μέρη της γης είναι κάποιοι από τους λόγους που εξηγούν τη βαρύνουσα σημασία των αποστολών. Ωστόσο, η χιλιετία που διανύουμε, η οποία χαρακτηρίζεται ως «δεύτερη χρυσή εποχή» στο χώρο του διαστήματος, δεν έχει την ίδια όψη με πριν: οι ογκώδεις γεωστατικοί δορυφόροι-Geostationary Earth Orbit (GEO) αλλά και οι μεσαίας τροχιάς-Big/Medium Earth Orbit (MEO) και χαμηλής τροχιάς-Low Earth Orbit (LEO) «συνοδεύονται», πλέον, από ακόμα μικρότερους, τους micro-, nano- και pico- δορυφόρους. Κάποια από τα χαρακτηριστικά εκείνα που τους έχουν κάνει ελκυστικούς στις σχετικές εταιρείες αποτελούν το χαμηλότερο κόστος κατασκευής και εκτόξευσής τους, συγκρινόμενο με τους υπόλοιπους, η χαμηλή κατανάλωση ενέργειας της διάταξης, η μικρή καθυστέρηση στη μετάδοση των δεδομένων, εξαιτίας του χαμηλού ύψους περιστροφής (<2000 km) και ακόμη, η μεγαλύτερη ανοχή στα σφάλματα (fault tolerance), λόγω της διαλειτουργικότητας που μπορεί να εξασφαλισθεί μέσω της συνύπαρξης ενός συγκεκριμένου αριθμού αυτών. Ένας από τους προεξέχοντες λόγους για τους οποίους τόσο η σύλληψη της ιδέας όσο και η υλοποίησή της έγινε πράξη αποτελεί η ανάπτυξη της μικροηλεκτρονικής-Microelectronics (MEs) και της μικροηλεκτρονικής τεχνολογίας-microsystems technologies (MSTs) [1].

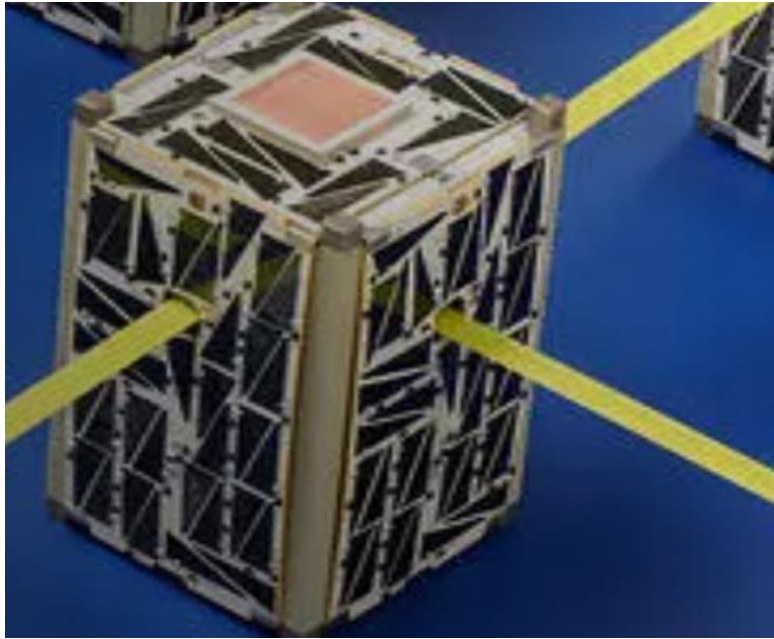
1.2 New space

Ο όρος “New Space” αφορά περισσότερο τη νοοτροπία για περαιτέρω αξιοποίηση του διαστήματος, παρά την εφεύρεση μιας πρωτοποριακής τεχνολογίας για την υλοποίηση αυτής της σκέψης [2]. Πιο συγκεκριμένα, οι πυλώνες στους οποίους εδράζεται η τάση αυτή είναι: 1) η ιδιωτικοποίηση του διαστήματος (space privatization), 2) η δορυφορική σμίκρυνση (satellite miniaturization) και 3) οι καινοτόμες υπηρεσίες βασισμένες στα δορυφορικά δεδομένα (novel services based on

space data). Ιδιωτικές, πλέον, εταιρείες, όπως για παράδειγμα η SpaceX και Rocket Lab, δύνανται να πραγματοποιούν διαστημικές-δορυφορικές αποστολές συνδυάζοντας κατάλληλα micro-/nano-/pico- δορυφόρους και σε σχετικά μικρό κόστος. Οι αστερισμοί που σχηματίζονται, από τους διαφορετικού ύψους περιστροφής δορυφόρους, παρέχουν τη δυνατότητα συλλογής μεγάλου όγκου δεδομένων σε συνδυασμό με την ανάπτυξη ενός ευρέως διαθέσιμου επίγειου δικτύου, δημιουργώντας το Satellite Internet of Things. Συγχρόνως, δίνεται ταυτόχρονη δυνατότητα επιχειρηματικής-τουριστικής προέκτασης των αποστολών. Για παράδειγμα, η εκτόξευση ενός διαστημόπλοιου στα ανώτερα επίπεδα της ατμόσφαιρας για τη μέτρηση της σύστασής της και τα επίπεδα ωρίμανσης της τεχνολογίας, μπορεί, πλέον, να συνοδεύεται κι από τουρίστες που θα ζήσουν μια πρωτοφανή εμπειρία [3]. Οι εταιρείες του New Space, επιδιώκουν να δώσουν μια «νέα πνοή» στη μέχρι τώρα λειτουργία του τομέα, δραστηριοποιούμενες σε αποστολές τροχιακές γύρω από τη γη, το φεγγάρι, τους αστεροειδείς και τα αστέρια.

1.3 CubeSats

Η μείωση του όγκου, της μάζας και των ενεργειακών απαιτήσεων των ωφέλιμων φορτίων ενός δορυφόρου (ολοκληρωμένα κυκλώματα, κάμερες, κεραίες κ.α.), με σχετικά χαμηλό κόστος ευνόησαν την καθιέρωση του προτύπου κυβοδορυφόρων - CubeSats. Η ιδέα αυτή γεννήθηκε και έγινε πράξη το 1999 στο πανεπιστήμιο του Stanford με τη συνδρομή και του Πολυτεχνείου της California, με σκοπό να αποκτούν οι φοιτητές συχνά πρόσβαση στο διάστημα, μειώνοντας το κόστος κατασκευής. Οι διαστάσεις των στοιχείων (components) του δεν θα έπεφταν κάτω από 1 μονάδα-unit 1U - $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ ή δεν θα ξεπερνούσαν τα 12U, με ενδιάμεσα μεγέθη τα 1.5U, 2U, 3U και 6U, και συνολικό βάρος που κυμαίνεται στα 1-10 kg, με αποτέλεσμα η NASA να κατατάσσει τους κυβοδορυφόρους στους nanosatellites [4]. Η ιδέα αυτή λοιπόν της κατασκευής περιορισμένων διαστάσεων δορυφόρων με μικρό κόστος από εμπορικά διαθέσιμα δομικά στοιχεία (commercial off-the-shelf COTS) και ωφέλιμα φορτία (payloads) επικρατεί μέχρι και σήμερα και αποτελεί πρωταρχική μέθοδο ανάπτυξης δραστηριότητας (capacity building) στο χώρο του διαστήματος. Το ελάχιστο κόστος ανάπτυξης, εκτόξευσης και λειτουργίας ενός CubeSat υπολογίζεται σε τάξη μεγέθους περί του 1Μ€ (οικονομικές συνθήκες 2019-2024). Αυτό επιτρέπει σε μικρομεσαίες επιχειρήσεις και πανεπιστήμια να σχεδιάσουν και να υλοποιήσουν τη δική τους αποστολή με πειραματικό ή/και πρώιμα εμπορικό/επιχειρησιακό χαρακτήρα.



Σχήμα 1.1: Συμβατική μορφή ενός CubeSat [4].

Το χαρακτηριστικό αυτό δίνει τη δυνατότητα στον εκάστοτε κατασκευαστή να θέσει, υπό τον όρο του πολλαπλάσιου μίας βασικής μονάδας όγκου (CubeSat Unit - U), το συνολικό βάρος και το μήκος των υποσυστημάτων, του πρωταρχικού (primary) και του ωφέλιμου (payload) ανάλογα με τον λόγο της εκτόξευσης και της συνολικής συναρμολόγησης. Τα υποσυστήματα, τα οποία παρέχουν τις πρωταρχικές λειτουργίες και βρίσκονται σε όλους σχεδόν τους CubeSats είναι:

- ❖ **Δομή (Structure):** Ο σχεδιασμός του υποσυστήματος αυτού πρέπει να ικανοποιεί τις εξωτερικές προϋποθέσεις εκτόξευσης και διασύνδεσής του, αλλά παράλληλα να διασφαλίζει με επάρκεια την ασφάλεια σε όλα τα στάδια της αποστολής και στα άλλα υποσυστήματά του, ώστε να εξασφαλίζεται η επιτυχία της [5]. Η εκάστοτε σχεδίαση της δομής αποτελείται από τρία μέρη: τις τροχιές (rails), τις πλάκες (panels) και τις δοκούς (beams). Αρχικά, οι τροχιές σχηματίζουν τις τέσσερις άκρες. Στη συνέχεια, τόσο οι δοκοί όσο και οι πλάκες κολλούν με εποξική ρητίνη στις τροχιές και στις δοκούς, αντίστοιχα, προκειμένου να δημιουργήσουν τις άλλες οκτώ άκρες του δορυφόρου και την εξωτερική δομή του δορυφόρου που θυμίζει σχήμα-U. Το υποσύστημα αυτό του εκάστοτε CubeSat είναι πιθανόν να διαφέρει αναφορικά με τον αριθμό των μονάδων (units) που επιβάλλει η αποστολή.
- ❖ **Προώθηση (Propulsion) και από-περιστροφή (de-tumbling):** Εξαιτίας της περιορισμένης μάζας, όγκου και διαθέσιμης ισχύος του CubeSat, τα υποσυστήματα προώθησης και από-περιστροφής είναι περιορισμένα. Ένας εύκολος και αποτελεσματικός τρόπος από-περιστροφής είναι μέσω της αύξησης της εκτιθέμενης επιφάνειάς του στο διάστημα σε κάθε περιστροφή, η οποία εξασφαλίζει τη μεγαλύτερη ατμοσφαιρική ή μαγνητική πρόληψη στον

δορυφόρο. Επίσης, μπορούν να χρησιμοποιηθούν μικροπροωθητές (microthrusters) για τη διατήρηση της τροχιάς και ακόμα πιο ανεπτυγμένες μέθοδοι, παρέχοντας ελάχιστο περιστροφικό ελιγμό (minimal orbital manoeuvring).

- ❖ Καθορισμός στάσης και έλεγχος (Attitude determination and control - ADC): Η μέτρηση, διατήρηση κι ο προσανατολισμός του CubeSat που καθορίζονται από τις απαιτήσεις της εκάστοτε εκτόξευσης, τη διαθέσιμη ισχύ αλλά και την επίτευξη επικοινωνίας με τον επίγειο σταθμό ανήκουν στην αποκλειστική ευθύνη αυτού του υποσυστήματος. Η διάκριση των μηχανισμών ελέγχου διακρίνεται σε δύο κλάσεις: τον παθητικό και τον ενεργητικό. Στην πρώτη κατηγορία, αξιοποιείται η μαγνητική έλξη της Γης για τον προσανατολισμό της επιφάνειας του δορυφόρου προς την επιθυμητή θέση, ενώ στην δεύτερη επιχειρείται ο ακριβής έλεγχος στις δύο ή στις τρεις διαστάσεις του δορυφόρου μέσω της εύρεσης περίτεχνων, ενεργειακά ασύμφορων, κατασκευών. Η απλούστερη, αλλά και συγχρόνως, πιο διαδεδομένη πρακτική του ADC είναι η επίτευξη απόσβεσης στην περιστροφική κίνηση του pico- nano δορυφόρου συγκρινόμενη με το 16% που διαθέτουν GPS [6].
- ❖ Διοίκηση και διαχείριση εντολών (Command and data handling - CDH): Το υποσύστημα αυτό είναι υπεύθυνο για τη συλλογή και τη μετέπειτα αποστολή των δεδομένων που έχουν συλλεχθεί στον επίγειο σταθμό, για τον έλεγχο της λειτουργίας των κεραιών και των ηλιακών πλακών, για την ικανότητα διαχείρισης εντολών από τους επίγειους σταθμούς και, τέλος, για την ικανότητα αντιμετώπισης αποτυχιών.
- ❖ Παροχή ηλεκτρικής ενέργειας (Electrical power supply - EPS): Τη συνθέτουν η ολοκληρωμένη πλακέτα κυκλώματος, οι ηλιακές πλάκες και οι μπαταρίες.
 - Οι ηλιακές πλάκες (solar panels) αποτελούν απαραίτητο εξοπλισμό για την ενεργειακή κάλυψη του δορυφόρου. Το αρσενίδιο του γαλλίου (GaAs), το οποίο είναι και το πλέον χρησιμοποιούμενο, με αποτελεσματικότητα που προσεγγίζει το 30%, αλλά και το πυρίτιο (Sil) χρησιμοποιούνται για την κάλυψη των ενεργειακών αναγκών του [6]. Για την αύξηση της παραγόμενης ισχύος και τη μεγαλύτερη ενεργειακή κάλυψη, με αύξηση της πολυπλοκότητας του συστήματος και με κίνδυνο αποτυχίας της αποστολής, εφαρμόζονται ηλιακές διατάξεις (arrays) με αύξηση της παραγόμενης ισχύος έως και 10 φορές.
 - Μπαταρίες (Batteries): Η ύπαρξη των μπαταριών λειτουργεί ως συμπλήρωμα στις ενεργειακές απαιτήσεις του δορυφόρου. Η έκθεση ενός LEO δορυφόρου στον ήλιο αντιστοιχεί σε μια πλήρη περιστροφή του, των 90 έως 105 λεπτών, στο 66% αυτής. Γίνεται αντιληπτό ότι πρέπει να διαθέτει ο δορυφόρος αποθέματα ισχύος για τις περιπτώσεις έκλειψης [1]. Οι μπαταρίες τύπου Lithium-ion ή Lithium-polymer

έχουν επικρατήσει τα τελευταία χρόνια στο χώρο, λόγω της επαναφόρτισής τους, σε αντίθεση με την αδυναμία των Mercury μπαταριών που χρησιμοποιούνταν αρχικά [6].

- ❖ **Επικοινωνία (Communication):** Οι κεραίες τις οποίες διαθέτουν οι CubeSats σε συνδυασμό με τον πομποδέκτη (transceiver) καθιστούν εφικτή την υλοποίηση εντολών από τον επίγειο σταθμό και την αποστολή δεδομένων από τον δορυφόρο. Η UHF ζώνη συχνοτήτων εύρους (0.3-1 GHz) χρησιμοποιείται για την ζεύξη καθόδου (downlink) επιτυγχάνοντας ρυθμούς μετάδοσης δεδομένων έως και 80 kbps [6], ενώ η αξιοποίηση της S-band (2-4 GHz) προσεγγίζει τα 256 kbps. Για την ζεύξη ανόδου (uplink) οι συχνότητες που χρησιμοποιούνται είναι οι ίδιες, με εξαίρεση την S-band, διότι οι υψηλού κέρδους κεραίες δεν είναι πάντοτε συμβατές με τη σχεδίαση του συστήματος ADC [6].
- ❖ **Διανομέας (Dispenser):** Η εκτόξευση ενός CubeSat δεν είναι μια αυτόνομη διαδικασία. Ο CubeSat τοποθετείται σε ένα δοχείο που αποτελεί το «συνδεδετικό κρίκο» αυτού και του οχήματος εκτόξευσης (Launch Vehicle) [7]. Τις περισσότερες φορές συνοδεύει έναν LEO δορυφόρο. Όταν βρεθεί στο ύψος που προβλέπει η αποστολή του, το δοχείο στο οποίο βρίσκεται ο small-satellite κατά τη διάρκεια της εκτόξευσής του και της ανόδου, προκειμένου να εξασφαλισθεί η ακεραιότητά του, αποσπάται και ακολουθεί τον προγραμματισμό του. Κάποιοι από τους διανομείς που έχουν χρησιμοποιηθεί είναι: ο Poly-Picosatellite Orbital Deployer (P-POD) και ο Tokyo-POD (T-POD). Συγχρόνως, έχουν αναπτυχθεί κι άλλοι dispensers, εμπορικά διαθέσιμοι όπως είναι οι EXOrpod με την τελευταία σειρά τους, την EXOrpod Nova, να βρίσκεται σε μεγέθη 6U/8U, 12U και 16U και να μπορεί να τροποποιηθεί ανάλογα με την περίπτωση, δίνοντας παράλληλα μεγαλύτερη ελευθερία στις προεξοχές της κάθε διάταξης [8]. Τέλος, η εταιρεία D-Orbit έχει αναπτύξει την πλατφόρμα ION, ένα αυτοτελές σύστημα διανομής πολλαπλών μικρο-δορυφόρων σε διαφορετικά ύψη, συμπεριλαμβανομένων και των κυβοδορυφόρων, με μεγάλη ακρίβεια στην τοποθέτησή τους και σημαντική συνεισφορά στους αστερισμούς δορυφόρων [9].

1.3.1 Προαπαιτήσεις εκτόξευσης

Είναι γεγονός ότι το προσδόκιμο ζωής ενός CubeSat και κατ' επέκταση της αποστολής για την οποία προορίζεται είναι ιδιαίτερα περιορισμένο. Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, ένας CubeSat εκτοξεύεται συνήθως με κάποιον LEO δορυφόρο και το χαμηλό ύψος περιστροφής του, που συνεπάγεται υψηλές πιέσεις, έχει ως αποτέλεσμα τη γρήγορη φθορά του. Ακόμη, παρά το αυξανόμενο ενδιαφέρον από τις εταιρείες του χώρου, η έλλειψη εμπειρίας αρκετές φορές, καθώς και η μη επίτευξη υψηλών standards στην κατασκευή, τη συναρμολόγηση και στην υλοποίηση τελικών δοκιμών είχαν οδηγήσει σε αποτυχίες έως το 2016 της τάξης του 48% [10].

Η κατασκευή και, τελικά, η εκτόξευση ενός CubeSat ενδεχομένως να φαντάζει απλή, στην πραγματικότητα όμως, δεν είναι σε μεγάλο βαθμό. Όσοι σκοπεύουν να αναπτύξουν μια τέτοια κατασκευή θα πρέπει να έχουν ενεργό ρόλο για την επιτυχή αποστολή του, η οποία διασφαλίζεται με την εφαρμογή ορθών πρακτικών μηχανικής, επαλήθευσης και αξιολόγησης των συστημάτων. Αποτυχίες που αφορούν το όχημα εκτόξευσης, την επικοινωνία του δορυφόρου με τον επίγειο σταθμό ή ακόμα και το ίδιο το ωφέλιμο φορτίο ενδεχομένως να θέσουν την αποστολή σε κίνδυνο [11]. Γι' αυτό το λόγο, η NASA έχει εκδώσει έναν «οδηγό» που αφορά τις διαδικαστικές και δομικές κατευθύνσεις για τους ενδιαφερόμενους στο χώρο της κατασκευής, προκειμένου να ελαχιστοποιήσει τις περιπτώσεις αποτυχίας. Οι απαιτήσεις που πρέπει να ικανοποιούνται απαραίτητως αφορούν τα εξής σημεία [12]:

- *Programmatic Requirements*: Το λογισμικό (software) και τα υλισμικό (hardware) που διαθέτει το δοχείο (dispenser) θα πρέπει να μην αυξάνουν τον κίνδυνο της υπόλοιπης διάταξης που φέρει τα payloads της αποστολής.
- *Program Technical Requirements*: Οι τεχνικές-δομικές απαιτήσεις της εκάστοτε προσπάθειας, αφορούν τέσσερις κλάδους:
 - I. Το πρόγραμμα διαστημικής εκτόξευσης της NASA (Launch Space Program) -LSP Technical Requirements,
 - II. Τις δομικές (διαστάσεις, υλικά κα.) του ίδιου του δορυφόρου-CubeSat Technical Requirements,
 - III. Τον τρόπο κατασκευής του δοχείου και την ισορροπημένη λειτουργία του με τα άλλα μέρη-Dispenser Technical Requirements και τέλος,
 - IV. Του οχήματος εκτόξευσης και αποστολής-LV Technical Requirements

Η εξασφάλιση και η επιλογή της κατάλληλης συχνότητας, δηλαδή, εύρους συχνοτήτων είναι καθοριστικής σημασίας για την εκτόξευση του CubeSat. Οι άδειες, ανάλογα με την περίπτωση της αποστολής, διακρίνονται σε: ερασιτεχνικές (amateur), εμπορικές (commercial), πειραματικές (experimental) και κρατικές (governmental) [7]. Η χρήση της πρώτης κατηγορίας αφορά τους πρώιμους δορυφόρους που εξυπηρετούν τις τεχνικές βελτιώσεις και την εκπαίδευση των χειριστών τους. Μη κερδοσκοπικά ιδρύματα, καθώς επίσης και πανεπιστήμια εξασφαλίζουν, με μεγαλύτερη ευελιξία ως προς το εύρος που θα τους διατεθεί, πειραματική άδεια. Η εξασφάλιση άδειας συχνοτήτων από την κυβέρνηση διαφέρει από τις προηγούμενες ως προς τον βαθμό που εγγυάται την ασφάλεια.

Οι απαραίτητες δοκιμές που γίνονται (Testing Requirements), ως τελικό στάδιο πριν από την εκτόξευση του δορυφόρου για να ελαχιστοποιήσουν τις αστοχίες είναι πιθανόν να διαφοροποιούνται ανάλογα με την αποστολή. Ωστόσο, οι βασικές αρχές παραμένουν οι ίδιες [12]. Κατά σειρά είναι: i) Random Vibration, ii) Thermal Vacuum Bakeout, iii) Shock Testing και iv) Visual Inspection.

1.4 Το ελληνικό πρόγραμμα τεχνολογικών επιδείξεων σε τροχιά

Η Ελλάδα με καθοδηγητή την Ευρωπαϊκή Διαστημική Υπηρεσία (European Space Agency - ESA) τα τελευταία χρόνια έχει κάνει δυναμικά βήματα στην ανάδειξη και ανάπτυξη της διαστημικής βιομηχανίας στη χώρα [13]. Αφουγκραζόμενη τις ανάγκες της εποχής και τον διαρκώς ψηφιακά μεταβαλλόμενο πλανήτη και με ορμητήριο το New Space, βρίσκονται στα σκαριά 7 αποστολές CubeSats με στόχο να εδραιώσουν τεχνολογικά αποτελέσματα και να βγάλουν, εν συνεχεία, χρήσιμα επιστημονικά συμπεράσματα. Μικρομεσαίες εταιρείες στο χώρο της τεχνολογίας, όπως η EMTECH S.A., η ISD και η OQ technologies, όπως επίσης, και πανεπιστημιακά ιδρύματα όπως το Αριστοτέλειο Πανεπιστήμιο Θεσσαλονίκης, το Δημοκρίτειο Πανεπιστήμιο Θράκης, το Εθνικό και Καποδιστριακό Πανεπιστήμιο Αθηνών και ο MKO Libre Space Foundation, αναμένεται να συνδράμουν σημαντικά τα επόμενα χρόνια στην αεροδιαστημική. Ειδικότερα, η αποστολή DUTHSat-2, ενός 3U CubeSat που αναμένεται να είναι έτοιμη προς εκτόξευση το 2025 [14] με στόχο τον εντοπισμό των πετρελαιοκηλίδων και της θαλάσσιας μόλυνσης και την παρακολούθηση της γεωργίας μέσω της υγρασίας του χώματος, πρόκειται να χρησιμοποιήσει τους επίγειους οπτικούς σταθμούς της χώρας για την τηλεμετρία, με επικεφαλής το ΔΠΘ. Συγχρόνως, η από κοινού προσπάθεια των πανεπιστημιακών ιδρυμάτων της ERMIS αποστολής σε συνεργασία με την OQ technologies αποσκοπεί στο να συνδράμει, εκτός από την ερευνητική της διάσταση, και στην εξάπλωση του 5G Internet of Things, ανοίγοντας νέες δυνατότητες βασισμένες σε δορυφόρους. Επιπλέον, μέσω της αποστολής Hellenic Space Dawn των εταιρειών EMTECH και ISD επιδιώκεται να διαπιστωθεί ο βαθμός αξιοπιστίας εν πτήση ενός επεξεργαστή δεδομένων και μικροελεγκτή, η ασφαλής επικοινωνία μεταξύ μικροδορυφόρων καθώς και η επίτευξη οπτικής ζεύξης με επίγειους σταθμούς βάσης. Ανάλογη σημασία με την τελευταία πρόκειται να έχει και η αποστολή Optisat το 2025, η οποία με μήκη κύματος στο οπτικό εύρος συχνοτήτων, φιλοδοξεί να αξιοποιήσει τις δυνατότητες του υπολογιστικού νέφους στο διάστημα και την on-board επεξεργασία για την ταξινόμηση των δεδομένων. Η PeakSat αποστολή επίσης στοχεύει στη διασφάλιση μιας αξιόπιστης σύνδεσης μεταξύ διαστήματος-γης ενώ, η αποστολή MICE-1 θα εντοπίζει τα πλοία μέσω μιας αυτόματης ταυτοποίησης σήματος στο Αιγαίο πέλαγος. Τέλος η Phasma αποστολή, με προεξάρχουσα τη Libre Space Foundation, στοχεύει στην ανάδειξη τεχνολογιών παρακολούθησης διαστημικών αντικειμένων μέσω ειδικών σημάτων, καθώς και στον έλεγχο παρεμβολών στο τηλεπικοινωνιακό φάσμα. Αυτές οι 7 αποστολές αποτελούν την καθοριστικής σημασίας βάση ανάπτυξης της ελληνικής βιομηχανίας στον χώρο του διαστήματος.

Κεφάλαιο 2

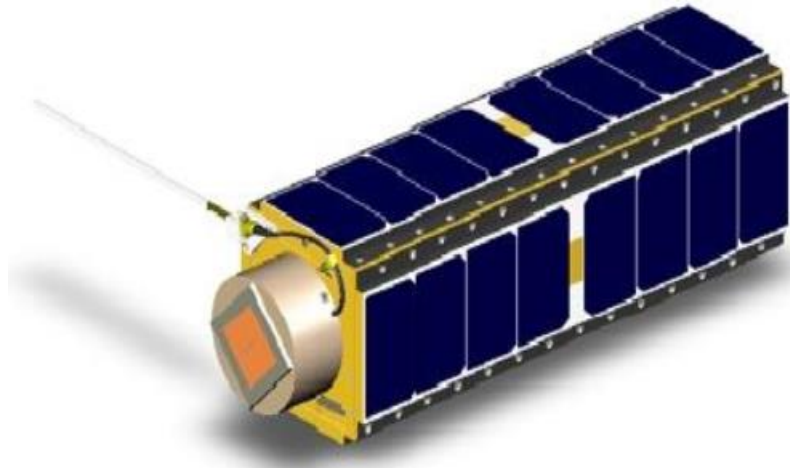
2.1 Μετατόπιση από τις ραδιοσυχνότητες στις οπτικές συχνότητες

Εδώ και αρκετά χρόνια, οι δορυφόροι όλων των τροχιών βασίζονταν στο διαθέσιμο, για τις υπηρεσίες επικοινωνίας, εύρος ραδιοσυχνοτήτων. Η τεχνολογία που ήταν διαθέσιμη, ξεκινώντας από τα ηλεκτρονικά τους στοιχεία, τις επίγειες εγκαταστάσεις και το λογισμικό που τις υποστηρίζει, δεν επέτρεπαν την αξιοποίηση υψηλότερων συχνοτήτων. Βέβαια, δεν αποτέλεσε ανασταλτικό παράγοντα για τη μη περαιτέρω εξέλιξη αυτών των δορυφόρων, μια και πληθώρα αποστολών πραγματοποιείται μέχρι και σήμερα. Ωστόσο, οι διαρκώς αυξανόμενες απαιτήσεις των αποστολών και η καλύτερη αξιοποίηση του φάσματος επικοινωνίας, σε συνδυασμό με την αλματώδη εξέλιξη της επιστήμης, οδήγησε, ήδη από το 2008, τον γερμανικό δορυφόρο TerraSAR-X και τον NFIRE από τις Ηνωμένες Πολιτείες, στην επίτευξη σύμφωνης οπτικής ζεύξης της τάξης Gbit/s σε απόσταση 5000 km, ξεπερνώντας την έως τώρα ταχύτητα των kbps. Σε λιγότερο από μία δεκαετία πραγματοποιήθηκε η πρώτη CubeSat αποστολή με laser πομποδέκτη, αυξάνοντας ορισμένες φορές την πολυπλοκότητα του συστήματος και κατ' επέκταση το κόστος σχεδιασμού. Το γεγονός, βέβαια, και μόνο της υπεροχής στο ρυθμό αποστολής των οπτικών σημάτων στα λίγα λεπτά που είναι ορατός από τη γη, τους καθιστούν πιο ελκυστικούς και δικαιολογούν, πλήρως, την έρευνα που πραγματοποιείται.

2.2 Περιπτώσεις κυβοδορυφόρων με επικοινωνιακό payload στις RF

2.2.1 GENESAT-1

Ο σχεδιασμός και η ολοκλήρωση της GENESAT-1 αποστολής, με οδηγό την ομάδα Ames Research Center της NASA σε συνεργασία με πανεπιστημιακά ιδρύματα, στόχευε στις καινοτόμες, βελτιστοποιημένες και χαμηλού κόστους τεχνολογίες για την ανάπτυξη ενός πλήρως αυτόνομου βιολογικού συστήματος στο διάστημα [15]. Η αποστολή, που έλαβε χώρα στα τέλη του 2006 με τον ελαφρώς τροποποιημένο Cal Poly Picosatellite Orbital Developer (P-POD) ως dispenser, αξιοποίησε τρεις όμοιους CubeSats GENESAT-1 διαστάσεων 3U (10x10x34 cm³) με συνολικό βάρος μικρότερο των τριών κιλών.



Σχήμα 2.1: Ο GENESAT-1 δορυφόρος [16].

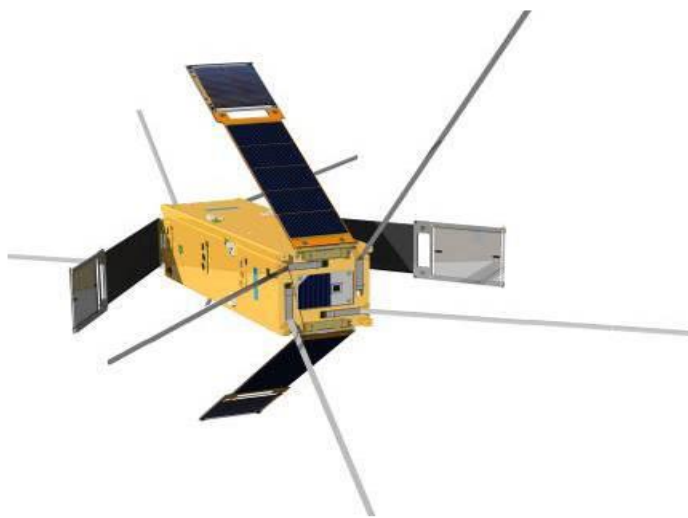
Ο σχεδιασμός και η ανάπτυξη της βιολογικής διάταξης στο διάστημα αξιοποίησε στο μέγιστο βαθμό οπτικά συστήματα αισθητήρων που για δεδομένο εύρος μπορούσαν να εκμεταλλευτούν μικροοργανισμούς. Έτσι λοιπόν, συστήματα microfluid επέτρεψαν τη φθορίζουσα απεικόνιση των απλών πρωτεϊνών, χρησιμοποιώντας green fluorescent protein (GFP) τεχνικές για τους πληθυσμούς E.Coli. Ειδικότερα, δεδομένης της τροχιάς του δορυφόρου, το payload αυτό διατηρούσε τον E.Coli πληθυσμό σε θερμοκρασία πολλαπλασιασμού. Ένα blue-LED φθορίζον σύστημα ανίχνευσης ποσοτικοποιούσε το εκπεμπόμενο φως από τις πράσινες πρωτεΐνες στις οποίες είχε εγχυθεί βακτήριο που σχετιζόταν με το μεταβολισμό. Επιπλέον, ο GENESAT-1 έφερε ηλιακές διατάξεις, καθώς και μπαταρία για την ενεργειακή του κάλυψη. Η στάση και ο προσανατολισμός του χρησιμοποιήσαν τον παθητικό έλεγχο, δηλαδή μέσω της μαγνητικής υστέρησης επιτυγχανόταν η επιθυμητή θέση του σε περιπτώσεις απόκλισης.

Το επικοινωνιακό σύστημα βασίστηκε στην πολύ υψηλού κέρδους επίγεια κεραία για την τηλεμετρία και τον χειρισμό του δορυφόρου όπως, επίσης, και στο ζεύγος των COTS πομποδεκτών στη συχνότητα των 2.4 GHz. Ταυτόχρονα, είχε εξασφαλίσει και μια επιπλέον συχνότητα (beacon channel) στα 450 MHz της ζεύξης καθόδου (downlink), προκειμένου να υποστηρίξει τα εκπαιδευτικά-ερευνητικά προγράμματα που βρίσκονταν σε εξέλιξη. Μεταξύ όλων αυτών των ραδιοσταθμών αλλά και του Mission Operation Center είχε αναπτυχθεί ένα ασφαλές δίκτυο για λειτουργίες σε πραγματικό χρόνο. Παρόλο που υπήρξε η πρώτη διαστημική αποστολή για τη γενετική ανάλυση δεδομένων, ο σχεδιασμός του GENESAT-1 προσέφερε νέες προκλήσεις στο χώρο της διαστημικής για τεχνολογίες που είχαν ωριμάσει πάνω από μια εικοσαετία.

2.2.2 DELFI-C3

Ο DELFI-C3 ανήκει στο project για δορυφόρους που αναπτύχθηκε από φοιτητές στα τμήματα των Aerospace Engineering και Electrical Engineering, Mathematics και

Computer Sciences of Delft University of Technology στην Ολλανδία, βασισμένο στα CubeSat standards [17]. Με έτος εκτόξευσης το 2007, ο DELFI-C3 αποτέλεσε το πρόδρομο εγχείρημα του προγράμματος MiSat, που είχε ξεκινήσει δύο χρόνια νωρίτερα και στόχευε στην ανάπτυξη micro- και nano- δορυφόρων, κάνοντας χρήση ενός ευρέος φάσματος Micro Systems Technology και Micro-Electronics για αξιοποίηση στα διαστημόπλοια. Η εκτόξευση του DELFI-C3 αποσκοπούσε στην τεχνολογική δοκιμή τριών payloads: των λεπτών ηλιακών κελιών (Thin Film Solar Cells), ενός αυτόνομου ασύρματου ηλιακού αισθητήρα (Autonomous Wireless Sun Sensor) και ενός προηγμένου πομποδέκτη (Advanced Transceiver).



Σχήμα 2.2: Ο δορυφόρος DELFI-C3 [17].

Οι διαστάσεις του CubeSat DELFI-C3 ήταν 3U ($10 \times 10 \times 34 \text{ cm}^3$) και για τη χρήση του είχαν εξασφαλισθεί ερασιτεχνικές ραδιοσυχνότητες (RF) τόσο για την τηλεμετρία της ζεύξης καθόδου όσο και για τις τηλε-εντολές (telecommand) της ζεύξης ανόδου (uplink). Ειδικότερα, η τελευταία βρισκόταν στην UHF (435-438 MHz) ζώνη συχνοτήτων, χρησιμοποιώντας BPSK διαμόρφωση που απαιτεί χαμηλή ενέργεια για δεδομένο BER, όπως επίσης και η κάτω ζεύξη, αξιοποιώντας, ωστόσο, την VHF (145-146 MHz) ζώνη με ρυθμό αποστολής δεδομένων 1200 bps.

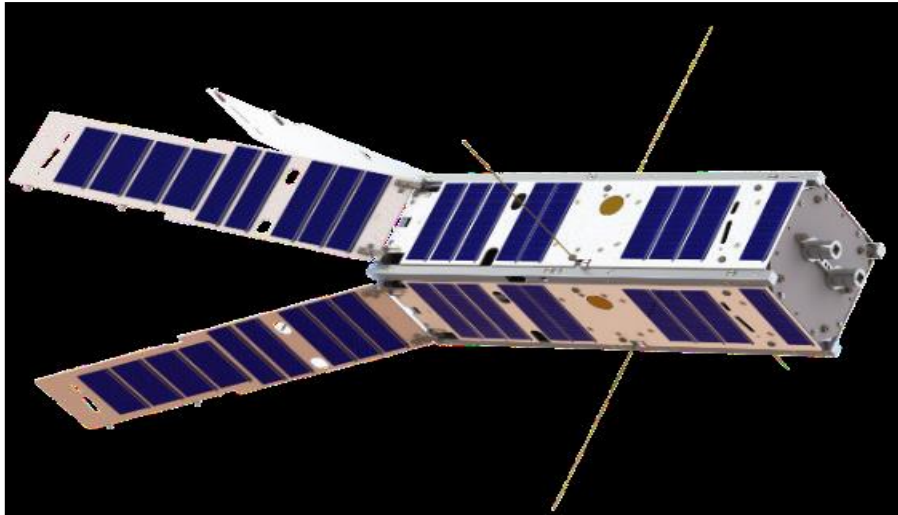
Ο σχεδιασμός και η κατασκευή των λεπτών ηλιακών κελιών έγινε, αξιοποιώντας τις πιο σύγχρονες μεθόδους στο χώρο των φωτοβολταϊκών από τη γερμανική εταιρία Dutch Space, μια και δεν διέθετε μπαταρία για ενεργειακή κάλυψη στη διάταξη και η λειτουργία τους θα σταματούσε σε συνθήκες έκλειψης. Με τους λεπτούς και προηγμένους χειρισμούς τόσο της τοποθέτησης των ηλιακών διατάξεων, όσο και της μεταξύ τους διαδικασίας διασύνδεσης, επιτεύχθηκε περίπου 50% μεγαλύτερη απόδοση σε συνδυασμό με το μειωμένο κόστος. Επίσης, η κατασκευή του αυτόνομου ασύρματου ηλιακού αισθητήρα είχε πραγματοποιηθεί με αποκλειστική ενεργειακή κάλυψή του, μέσω των ηλιακών κελιών GaAs. Ο εκπαιδευτικός του σκοπός εστίαζε στην εκτίμηση του βαθμού που μια ασύρματη ζεύξη είναι εφικτή κατά την περιστροφή,

εκτιμώντας την «ανοσία» του συστήματος λόγω των διαταραχών και τις παρεμβολές που πιθανόν να δημιουργηθούν στο σύστημα, καθώς και στη λειτουργία του ηλιακού αισθητήρα με μεταβλητή ενεργειακή κάλυψη. Από τη σκοπιά του ο πομποδέκτης, αξιοποιώντας την πολύ υψηλή απόδοση ενός ενισχυτή με την δημιουργία αρνητικής ανάδρασης σε κύκλωμα με ευρύ φάσμα, μπορούσε να επιτελέσει όλες τις απαραίτητες ασύρματες διαδικασίες. Ο δορυφόρος χρησιμοποίησε παθητικό έλεγχο καθορισμού προσανατολισμού για τον περιορισμό του ρυθμού περιστροφής, επιτυγχάνοντας την πλήρη έκθεση των ηλιακών κυψελών στην ακτινοβολία του ηλίου. Τέλος, σημειώνεται πως ο επίγειος σταθμός αποτελούνταν από τρία διακριτά μέρη: i) Distributed groundstation network ii) Worldwide university groundstation network και iii) Delft Command Groundstation για διευκόλυνση στην κατασκευή του αλλά και για την καλύτερη αξιοποίηση των δεδομένων συλλογής.

2.2.3 LITUANICASAT-2

Ο LITUANICASAT-2 δορυφόρος αποτέλεσε μέρος του πρωτοποριακού, για την εποχή, επιστημονικού εγχειρήματος, όπου 50 CubeSats σχεδιασμένοι αποκλειστικά από φοιτητές, επρόκειτο να σχηματίσουν έναν αστερισμό με σκοπό την διεξαγωγή μακροχρόνιων μετρήσεων στη μέχρι πρότινος, ανεξερεύνητη χαμηλότερη θερμόσφαιρα και ιονόσφαιρα [18].

Με έτος εκτόξευσης το 2017 ο LITUANICASAT-2 είχε διαστάσεις 3U (10x10x30 cm³) και έφερε δύο payloads, το Science payload και το Technology Demonstration payload. Το science payload που έφερε είχε ονομαστεί: Flux-Φ-Probe-Experiment (FIPEX) και είχε σχεδιαστεί με τέτοιο τρόπο που να μπορεί να διακρίνει και να μετρήσει, καθώς μεταβάλλεται ο χρόνος, το ατομικό και μοριακό οξυγόνο –παράμετρο κλειδί– για τη χαμηλότερη θερμόσφαιρα, λαμβάνοντας υπ’ όψιν και τη διάβρωση των επιφανειών εξαιτίας της αλληλεπίδρασης με το ατομικό οξυγόνο. Από την άλλη πλευρά, το Technology Demonstration payload επιχείρησε να αναπτύξει περαιτέρω την τεχνολογία των nano-δορυφόρων για την micro-προώθηση, χρησιμοποιώντας έναν εσωτερικό, πράσινο μιας προπέλας micro-προωθητή για να υλοποιήσει αυθόρμητες Hohman τροχιακές αλλαγές, διορθώσεις στο σχήμα περιστροφής και αλλαγή της κλίσης. Η αρχιτεκτονική του συστήματος ακολούθησε «μίξη» της κατανεμημένης (distributed) και κεντρικής (centralized) φιλοσοφίας, μην επιτρέποντας την πλήρη αυτονομία των υποσυστημάτων που διέθετε ούτε και την κεντρική διαχείρισή τους από έναν κεντρικό on-board computer. Η ενεργειακή κάλυψη του CubeSat στηρίχθηκε τόσο στις ηλιακές από Si διατάξεις, των οποίων η αποτελεσματικότητά τους δεν ξεπερνούσε, λόγω απωλειών, το 17%, όσο και στις μπαταρίες Lithium Ion για τις περιπτώσεις έκλειψης. Αν και αρχικώς υιοθετήθηκε ο ενεργός μηχανισμός ελέγχου των τριών αξόνων, εν τέλει απορρίφθηκε και εφαρμόστηκε μια ημι-παθητική αεροδυναμική σταθεροποίηση.



Σχήμα 2.3: LituanicaSAT-2 CAD [18].

Το επικοινωνιακό υποσύστημα αποτελούνταν από έναν UHF (433-440 MHz) radio-πομποδέκτη, έναν RF διαχωριστή και τέσσερις μονοπολικές κεραίες. Η αρχιτεκτονική του half-duplex με την οποία σχεδιάστηκε ο UHF radio transceiver επέτρεψε τη χαμηλή κατανάλωση ισχύος και ο δέκτης ικανοποιούσε ρυθμούς μετάδοσης 9600 bps. Η ύπαρξη του RF διαχωριστή ήταν καθοριστική, καθώς το διάγραμμα ακτινοβολίας που σχηματιζόταν από αυτόν ήταν πανκατευθυντικό (omnidirectional) δίχως τυφλά σημεία που πιθανόν να δημιουργούσαν απόσβεση του σήματος εξαιτίας της κίνησης του δορυφόρου. Οι κεραίες λήψης συνδέονταν με τους διαχωριστές ώστε να σχηματιστεί το πλήρες επικοινωνιακό σύστημα.

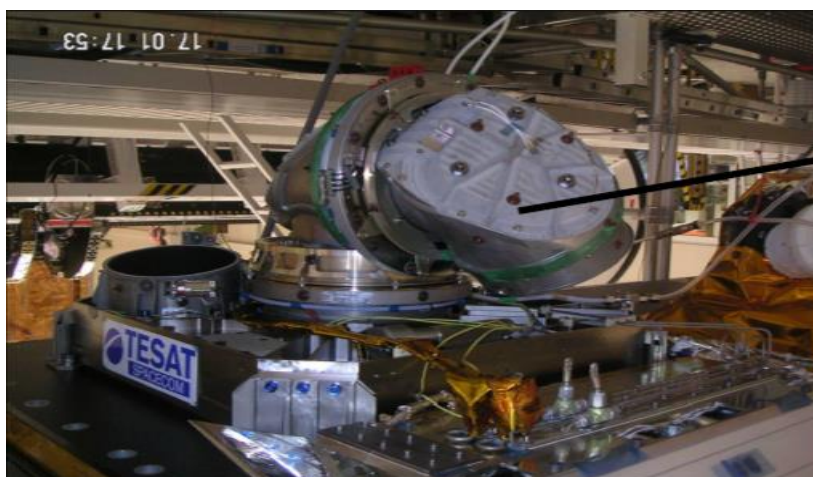
Το τελευταίο βήμα πριν την εκτόξευση ήταν η προσομοίωση του περιβάλλοντος και της θέσης περιστροφής, λαμβάνοντας υπ' όψιν τη γεωμετρία του δορυφόρου, το πλάτος περιστροφής και τις συνθήκες λειτουργίας ώστε να χρησιμοποιηθεί το πιο αντιπροσωπευτικό μοντέλο εκτίμησης που θα φέρει και τα βέλτιστα αποτελέσματα.

2.3 Οι πρώτες επιτυχείς αποστολές δορυφόρων με οπτικό επικοινωνιακό payload

2.3.1 TerraSAR-X και NFIRE

Όπως προαναφέρθηκε, την άνοιξη του 2008 την εκτόξευση των LEO δορυφόρων από τη Γερμανία-TerraSAR-X και την Αμερική-NFIR «συνόδεσαν» και δύο δορυφορικά τερματικά που βασιζόνταν, για πρώτη φορά, στην οπτική επικοινωνία (laser) [19]. Σκοπός της αποστολής αυτής ήταν η αξιόπιστη εγκατάσταση μιας αμφίδρομης οπτικής ζεύξης μεταξύ των σωμάτων του διαστήματος της αποστολής που θα προσεγγίζει τα 5.65 Gbps, καθώς και μιας ζεύξης καθόδου με τον ίδιο ρυθμό. Τα αποτελέσματα από τον εντοπισμό και την επαλήθευση της ζεύξης μεταξύ του LEO δορυφόρου και του επίγειου σταθμού ήταν θετικά.

Το τερματικό επικοινωνίας με τη χρήση ενός Laser Communication Terminal-LCT έχει μέγεθος 1U και βασίζεται στην ομόδυνη BPSK διαμόρφωση. Διαθέτει έναν δείκτη εντοπισμού (coarse pointing) του ημισφαιρίου που βρίσκεται. Επιπλέον, το τερματικό περιλαμβάνει, εκτός των ηλεκτρονικών υποσυστημάτων και της πηγής εκπομπής φωτός, έναν παραλήπτη σήματος, καθώς και μηχανισμούς οδήγησης (steering mechanisms) οι οποίοι μπορούν να προστατεύσουν το σύστημα τόσο κατά τη διάρκεια της εκτόξευσης, όσο και διαφόρων άλλων δοκιμαστικών. Η ισχύς που απαιτείται για την ενδοεπικοινωνία των δύο LEO δορυφόρων είναι 0.7 W και μπορεί να επεκταθεί στα 2.2 W για LEO-to-GEO ζεύξεις, με διάμετρο τηλεσκοπίου 13.5 cm.



Σχήμα 2.4: Το laser communication terminal (LCT) του TESAT [19].

2.3.2 FITSAT-1(Fukuoka Institute of Technology CubeSat)

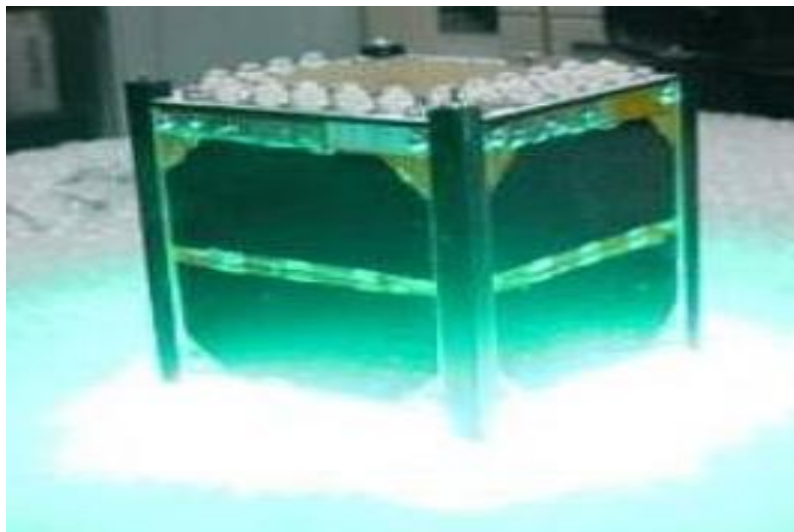
Ο CubeSat FITSAT-1, από το Fukuoka Institute of Technology (Ιαπωνία), αποτέλεσε την πρώτη προσπάθεια ανάπτυξης ενός nano-δορυφόρου 1U ($10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ και 1.33 kg), χρησιμοποιώντας LED για την οπτική ανίχνευση από τον επίγειο σταθμό, τον Οκτώβριο του 2012 [20]. Με ύψος περιστροφής 400 km και περίοδο 90 λεπτών, πρωταρχικός σκοπός της αποστολής αυτής ήταν η ταχεία αποστολή φωτογραφιών στην περιοχή των μικροκυμάτων (5.6 GHz) και, εν συνεχεία, η πειραματική διαπίστωση της low-light-level επικοινωνιακής ζεύξης.

Ο FITSAT-1 διέθετε δύο επικοινωνιακά υποσυστήματα: το low και το high speed system [21]. Στην πρώτη περίπτωση, ο δορυφόρος στη συχνότητα 437.25 MHz, μέσω της κεραίας, έστειλε δεδομένα τηλεμετρίας προς τον επίγειο σταθμό και αντίστοιχα, με ταχύτητα 1.2 kbps δεχόταν εντολές από τη γη. Σε περίπτωση αδυναμίας σύλληψης του σήματος από τον πομπό του δορυφόρου, το σήμα στελνόταν ξανά σε συχνότητα 1.2 GHz. Το high speed system, αξιοποιώντας την ερασιτεχνική ζώνη συχνοτήτων 5.8 GHz, επέτυχε την αποστολή VGA εικόνων (640 x 480 pixels) με τη χρήση C1098 κάμερας με ρυθμό μετάδοσης 115.2 kbps, διαμόρφωση FSK σε 5 με 6 sec στον επίγειο σταθμό. Για την επίτευξη της οπτικής ζεύξης μεταξύ της ασθενούς οπτικής εκπομπής του CubeSat και του επίγειου σταθμού, καθοριστικής σημασίας ήταν η ύπαρξη

συννεφιάς στην ατμόσφαιρα, όπως επίσης και το σκοτάδι. Επιλέχθηκαν, γι' αυτό το λόγο, 50 πράσινα LED (μήκος κύματος-526 nm) τα οποία παρουσίαζαν μεγάλη ευαισθησία ανίχνευσης. Το φως από το LED συλλεγόταν από τηλεσκόπιο με επιφάνεια 250 mm και εν συνεχεία με κατάλληλο οπτικό φίλτρο απομονωνόταν από το φως του νυχτερινού ουρανού.

Η ενεργειακή αυτάρκεια του FITSAT-1 επιτεύχθηκε με την αξιοποίηση τόσο των ηλιακών κελιών (solar cells), όσο και των μπαταριών Li-ion (Lithium-ion). Σημειώνεται ότι κάθε πλευρά των ηλιακών κελιών απέδιδε στο σύστημα 2.3W και ότι συνολικά η διάταξη είχε τέσσερις μπαταρίες: τις τρεις εν σειρά, οι οποίες ήταν υπεύθυνες για το υποσύστημα που υποστήριζε τη γρήγορη αποστολή των πειραματικών δεδομένων και το αναβοσβήσιμο του LED, ενώ τη μία για τον ενεργειακό εφοδιασμό του επικοινωνιακού συστήματος και τη διαχείριση εντολών. Για την παθητική μέτρηση και τον έλεγχο του προσανατολισμού, ο δορυφόρος διέθετε μαγνήτη νεοδύμιου.

Σημειώνεται ότι η πρακτική της low-light-level επικοινωνιακής ζεύξης μέσω LED δεν υιοθετήθηκε σε κανένα βαθμό από εταιρείες/οργανισμούς του κλάδου, εξαιτίας του μεγάλου ρίσκου στην επικοινωνία με τον επίγειο σταθμό.



Σχήμα 2.5: Απεικόνιση του πράσινου LED χρώματος του CubeSat [21].

2.3.3 Aerocube-7

Η πρώτη επιτυχής αποστολή CubeSat με οπτικό επικοινωνιακό payload μεταξύ δορυφόρου – επίγειου σταθμού, αποδίδεται στην NASA τον Οκτώβριο του 2015 [22]. Το Optical Communication and Sensor Demonstration-OCSD των τριών 1.5U ($10 \times 10 \times 17 \text{ cm}^3$) δορυφόρων, που συνολικά εκτοξεύτηκαν για την αποστολή αυτή σε διάστημα 2 ετών, αποσκοπούσε στην επαλήθευση του υψηλού ρυθμού μετάδοσης δεδομένων,

που μέχρι τότε αποτελούσε μεγάλο πρόβλημα, αλλά και στη βελτίωση της απόδοσης των επικοινωνιών των μικρών αποστάσεων του αστερισμού.

Οι τρεις διαφορετικοί κυβοδορυφόροι απογειώθηκαν από διαφορετικά σημεία και τη νύχτα, υπό αίθριο καιρό, όντας LEO δορυφόροι επέτυχαν ρυθμό επικοινωνίας 5–50 Mbit/s, επίτευγμα το οποίο άνοιξε τον δρόμο για ακόμα μεγαλύτερους ρυθμούς επικοινωνίας.



Σχήμα 2.6: Ο Aerocube-7 της NASA [23].

2.4 Ανακεφαλαίωση- Συγκεντρωτικός πίνακας

Στο σημείο αυτό, παρατίθεται ένας συγκεντρωτικός πίνακας για όλους τους δορυφόρους ανωτέρω. Παρουσιάζονται κάποια βασικά τους χαρακτηριστικά, προκειμένου να είναι δυνατή η σύγκρισή τους. Πιο συγκεκριμένα, παρουσιάζονται ο αριθμός δορυφόρων που απαρτίζουν την εκάστοτε αποστολή, το έτος εκτόξευσής της, ο εφικτός ρυθμός μετάδοσης τόσο των δεδομένων, όσο και από τη μεριά του command handling, όπως, επίσης και το μέγεθος του κάθε δορυφόρου.

Όνομα δορυφόρου	Αριθμός δορυφόρων αποστολής	Εφαρμογή	Έτος εκτόξευσης	Ρυθμός μετάδοσης	Μέγεθος
GENESAT-1	3	Development of an autonomous biological system	2006	RF range- kbps	Total CubeSats' weight-<3kg
DELFI-C3	1	Educational operational: (Thin Film Solar Cells, Autonomous Wireless Sun Sensor, Advanced Transceiver)	2007	1.2 kbps (downlink)	CubeSat-<2kg
LITUANICAS AT-2	50	Long term measurements lower thermosphere and ionosphere	2017	9.6 kbps (uplink)	CubeSat-<4kg
TerraSAR-X /NFIRE	2	Satellites communication with optical links	2008	5.65 Gbps (duplex)	LEO satellites-100 up to 500kg
FITSAT-1	1	Transmission of pictures by microwave and demonstration experiment of low-light-level optical communication	2012	1.2 kbps (uplink-430 MHz) 115.2 kbps (downlink-5.8 GHz)	CubeSat-<2kg
Aerocube-7	3	Optical Communication and Sensor Demonstration	2015	5-50 Mbps (downlink)	CubeSat=2.5kg

Πίνακας 2.1: Σύνοψη των δορυφορικών αποστολών

Από τα παραπάνω, είναι εμφανές ότι οι δορυφόροι που φέρουν ένα οπτικό επικοινωνιακό ωφέλιμο φορτίο έχουν σαφές προβάδισμα ως προς την ταχύτητα μετάδοσης δεδομένων της ζεύξης συγκριτικά με την ευρέως χρησιμοποιούμενη ζώνη ραδιοσυχνοτήτων (με εξαίρεση την προσπάθεια με LEDs). Ωστόσο, αυτό που πρέπει να έχει κατά νου ο εκάστοτε σχεδιαστής δορυφόρου είναι αν η αποστολή ευνοεί την αδειοδότηση συχνοτήτων στο οπτικό εύρος, μιας και α) η πολυπλοκότητα του συστήματος, β) οι υψηλές απαιτήσεις για υπερβολικά υψηλή απόδοση και γ) το κόστος υλοποίησής τους λειτουργήσουν αποτρεπτικά.

Κεφάλαιο 3

3.1 Οι νέες τεχνολογικές διαστάσεις του New Space στο οπτικό εύρος συχνοτήτων

Όπως προαναφέρθηκε, το New Space σηματοδοτεί μια ραγδαία αλλαγή στην όψη του διαστήματος. Ο αστερισμός των κυβοδορυφόρων, σε συνδυασμό με την ευρεία χρήση των υψηλών οπτικών συχνοτήτων, έχει θέσει στέρεη βάση για σπουδαία τεχνολογικά αποτελέσματα στο άμεσο μέλλον. Η υψηλή κατευθυντικότητα που παρέχεται από τα lasers, τα οποία περιορίζουν σημαντικά τις παρεμβολές και την παραβίαση των δεδομένων, σε συνδυασμό με την απλούστευση της διάταξης κάποιες φορές όπως π.χ. η έλλειψη των κεραιών, αποτελούν ορισμένους ελκυστικούς παράγοντες αυτών των δορυφόρων. Παρακάτω παρουσιάζονται αποστολές που πραγματοποιήθηκαν από το 2020 και μετέπειτα, αλλά και μελλοντικές, με optical communication payload με τις πρωτοποριακές κι ελπιδοφόρες για επόμενες προσπάθειες, τεχνολογίες που ενσωματώνουν.

3.1.1 FSSCat(Federated Satellite Systems)

Η FSSCat αποστολή, με έτος επιτυχούς εκτόξευσης τις 3 Σεπτεμβρίου του 2020 στην πτήση Vega flight VV16 σε ύψος περιστροφής 530 km, υπήρξε ο νικητής του διαγωνισμού “2017 ESA Sentinel Small Satellite (S³) Challenge” και συνολικά του Copernicus Masters, φέροντας δύο των 6U (10x20x30 cm³) CubeSats, τον³Cat-5/A και ³Cat-5/B [24]. Υπήρξε η πρώτη CubeSat αποστολή που συνέφερε με τα δεδομένα που συνέλλεξε στο Copernicus system (Land and Marine Environment services). Βασικός σκοπός της αποστολής αυτής ήταν, μέσω της πλήρους κάλυψης των πόλων, να παράσχει εικόνες και δεδομένα για το εύρος και το πάχος του θαλάσσιου πάγου, τον εντοπισμό λιμνών στους πόλους και τη συλλογή χαρτών για τα επίπεδα υγρασίας στις εδαφικές περιοχές με την αξιοποίηση των Flexible Microwave Payload-2 (FMPL-2) και Hyperscout-2.

Τα payload του ³Cat-5/A είναι: το FMPL-2, ένα διπλό μικροκυματικό payload που αποτελείται από ένα ραδιόμετρο στην L-ζώνη μικροκυμάτων (Microwave Radiometry-MWR) και ένα GNSS-R (Global Navigation Satellite System Reflectometry) εξοπλισμό μέσω της εγκατάστασης ενός Software Defined Radio (SDR). Σημειώνεται ότι για την κατασκευή του GNSS-R και του ραδιομέτρου με ταυτόχρονη χρήση, αξιοποιώντας την ίδια κεραία, υιοθετήθηκε η ιδέα του Passive Advanced Unit (PAU) [25]. Επιπλέον, είναι εξοπλισμένος με τεχνολογία διαδορυφορικής επικοινωνίας, για την διεξαγωγή Radio-Frequency δορυφορικού ομοσπονδιακού πειράματος (satellite federation experiment-FSSExp) [26] και ενός Optical Inter-Satellite Link (O-ISL). Από την άλλη, ο ³Cat-5/B δορυφόρος φέρει, εκτός των FSSExp και O-ISL τεχνολογιών, το payload Hyperscout 2 [27], ένα υπερ-φασματικό (hyper-spectral) εξοπλισμό για την λήψη εικόνων στο διάστημα, λειτουργώντας για πρώτη φορά στις περιοχές Visible and Near InfraRed (VNIR) και Thermal InfraRed (TIR). Υπογραμμίζεται ότι αξιοποιεί το

πείραμα Phi-Sat-1 [28] ως προς την εφαρμογή της τεχνητής νοημοσύνης για τη βέλτιστη λήψη φωτογραφιών ανάλογα με την ύπαρξη ευνοϊκού καιρού.



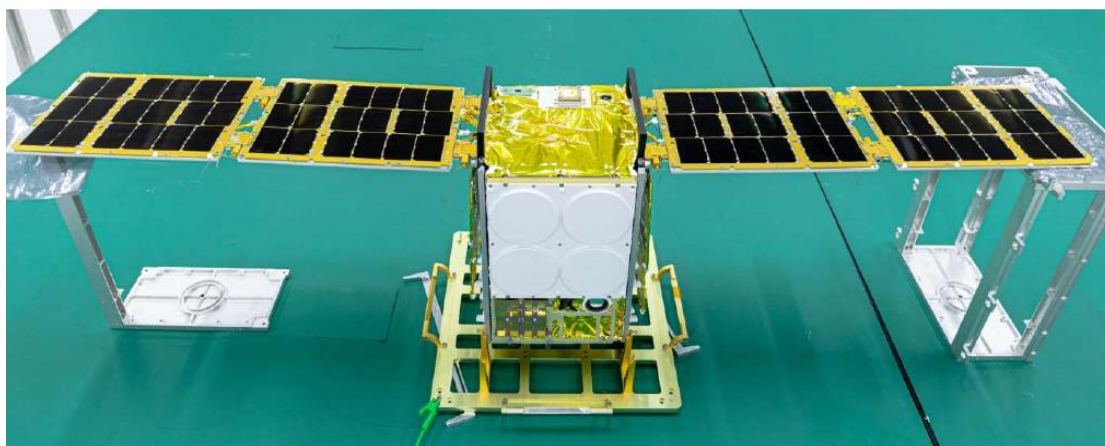
Σχήμα 3.1: Οι ³Cat-5/A και ³Cat-5/B CubeSats [29].

3.1.2 Beihangkongshi 1(TY 20)

Ο Beihangkongshi-1 αποτελεί τον πρώτο δορυφόρο με ενσωματωμένο σύστημα ηλεκτρικής προώθησης από ιώδιο (iodine electric propulsion system) που κατασκευάστηκε στην Κίνα και επιτυχώς εκτοξεύτηκε από την Taiyuan στις 6 Νοεμβρίου του 2020 [30].

Το καινοτόμο ηλεκτρικό σύστημα πρόωσης (ThrustMe NPT30-I2) του 12U CubeSat αξιοποιεί το γεγονός ότι το ιώδιο μπορεί να αποθηκευτεί σε στέρεα μορφή, αποφεύγοντας τις υψηλές πίεσης δεξαμενές αποθήκευσης του αερίου ξένο (Xe) σε συνδυασμό με την πολυπλοκότητα και το υψηλό κόστος παρασκευής του, που κατά κόρον χρησιμοποιείται [31]. Πιο συγκεκριμένα, το NPT-30 αποτελεί ηλεκτρικό σύστημα πρόωσης επόμενης γενιάς, προσφέροντας «έξυπνες», υψηλού επιπέδου παλμικές κατευθύνσεις, απαραίτητες για τη λειτουργία του δορυφόρου, την αλλαγή περιστροφής του, την αποφυγή συγκρούσεων και τελικά, την απόσυρσή του και την απελευθέρωση της τροχιάς περιστροφής. Ταυτόχρονα, οι ενεργειακές του ανάγκες καλύπτονται από τις ηλιακές πλάκες της τάξης των 100 W που διαθέτει, από τις μπαταρίες 400 Wh και από ένα θερμικό σώμα (thermal radiator), καθιστώντας το ικανό να υποστηρίξει διαφορετικά payloads, όπως το επικοινωνιακό laser.

Σκοπός της αποστολής αυτής ήταν η ανάπτυξη ενός αυτόματου εντοπισμού αεροπλάνων στην Κίνα, μέσω του δορυφορικού συστήματος ADS-B. Με αυτό το σύστημα καθίσταται δυνατή η διαρκής παγκόσμια κάλυψη των τροχιών, η επικοινωνία σε πραγματικό χρόνο και ο δυναμικός εντοπισμός, εξυπηρετώντας τον εθνικό εναέριο χώρο της χώρας και τον κλάδο στο σύνολό του. Τα αποτελέσματα της αποστολής αυτής, η οποία ολοκληρώθηκε τον Απρίλιο του 2023, αφήνει τα περιθώρια για περαιτέρω ανάπτυξη των τεχνολογιών.

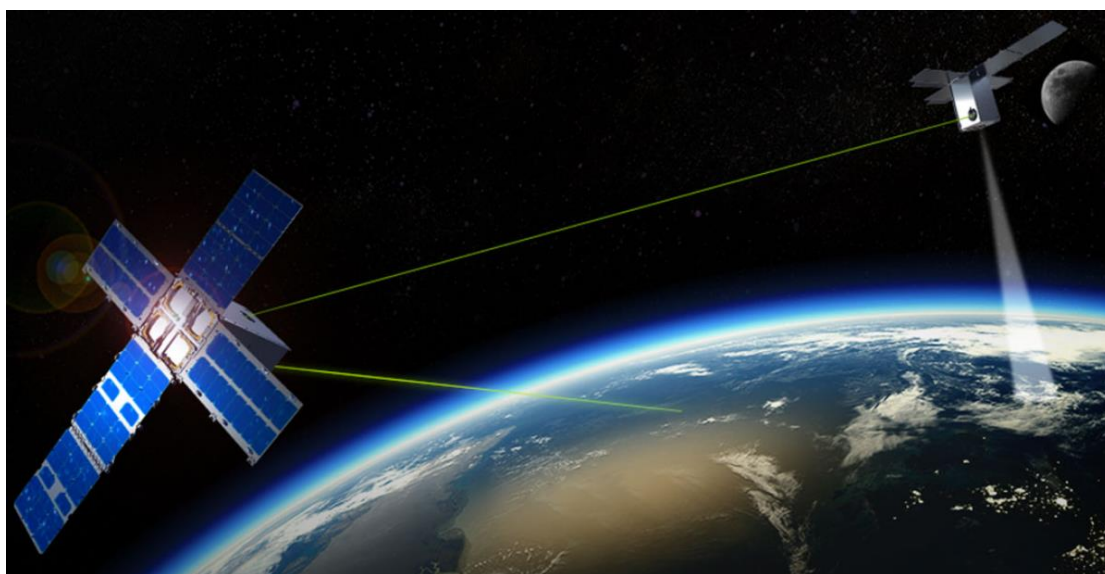


Σχήμα 3.2: Beihangkongshi-1 CubeSat [30].

3.1.3 LINCS (Laser Interconnet & Communications System)

Αναγνωρίζοντας τα προτερήματα και τα οφέλη, συγκριτικά με τις ευρέως χρησιμοποιούμενες ραδιοσυχνότητες, η General Atomics Electromagnetic Systems (GA-EMS) εκ μέρους του Υπουργείου Άμυνας (Department of Defense-DoD) των Η.Π.Α πραγματοποίησε το 2021 την εκτόξευση της αποστολής LINCS [32].

Η αποστολή αυτή αποτελούνταν από δύο 12U CubeSats με ύψος περιστροφής 525 km, όπου ο καθένας έφερε ένα στη C-ζώνη, dual full duplex Optical Communication Terminal (OCT) και ένα Infrared (IR) payload για τη μεταξύ τους επικοινωνία, όπως επίσης και με τον επίγειο σταθμό. Παρόλο που τα συγκριτικά πλεονεκτήματα δικαιολογούν το εγχείρημα σχεδιασμού μιας τέτοιας αποστολής, οι αμφιβολίες του DOD, ως προς την αντοχή των ηλεκτρονικών στο διάστημα στα οπτικά τερματικά, πιστοποιούνται με το άγνωστο μέλλον της αποστολής αυτής [33].



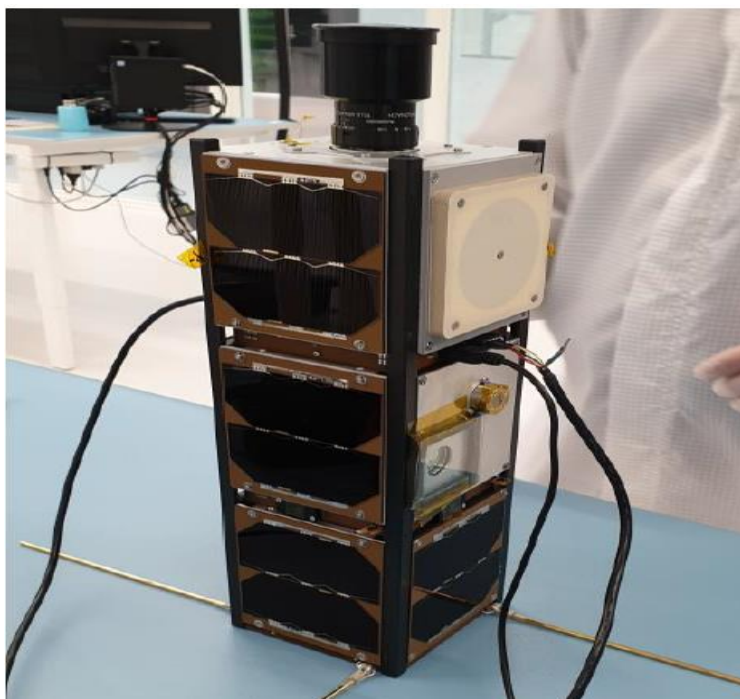
Σχήμα 3.3: Οι 12U CubeSats για την αποστολή LINC [32].

3.1.4 PIXL-1

Η σύλληψη της ιδέας και ο σχεδιασμός της αποστολής PIXL-1 τον Ιανουάριο του 2021, ως μέρος των 143 δορυφόρων της Transporter-1 αποστολής του SpaceX από το Cape Canaveral Space Force Station, αποτέλεσε μια από κοινού προσπάθεια των Institute of Communications and Navigation at the German Aerospace Center DLR και του Tesat Spacecom [34].

Η ανάπτυξη του CubeL 3U βασίστηκε στην ιδιαίτερα ανεπτυγμένη, συμπαγή και χαμηλής κατανάλωσης (μικρότερη των 8.5 W) οπτική τεχνολογία του εξελιγμένου OSIRIS (Optical Space Infrared Downlink System), προγράμματος για μικρούς LEO δορυφόρους του Γερμανικού Κέντρου Αεροδιαστημικής (DLR) OSIRIS4CubeSat. Με το μέγεθος του τελευταίου μόλις στα 0.3U (95x95x30 mm³), μάζα μικρότερη των 400 gr έδινε τη δυνατότητα στο CubeL να επιτύχει ρυθμό μετάδοσης δεδομένων της τάξης των 100 Mbps, φτάνοντας όγκο δεδομένων 4 GByte/day στον οπτικό επίγειο σταθμό.

Καθοριστικό ρόλο για την επιτυχία του CubeL αποτέλεσε ο ακριβής και μεθοδικός σχεδιασμός του optical path που έφερε το OSIRIS4CubeSat communication payload. Αν και αρχικώς η σκέψη ήταν να ενσωματωθούν με τα υπόλοιπα ηλεκτρονικά στοιχεία στο PCB (Printed Circuit Board) που θα φέρει αρχικές μετρήσεις προσομοίωσης γι' αυτό το συμπαγές payload, κατέδειξαν έντονα προβλήματα προσανατολισμού του δορυφόρου που οφείλονταν στην μεγάλη διακύμανση θέρμανσης και ψύξης των στοιχείων. Γι' αυτό και διαχωρίστηκαν τα οπτικά μέρη σε δύο block αλουμινίου εκτελώντας αποκλειστικά τον ρόλο τους. Το OSIRIS4CubeSat διαθέτει μηχανισμό PAT (Pointing, Acquisition and Tracking). Η ακτίνα (beam) σχετικά μεγάλης εμβέλειας που στέλνει ο οπτικός επίγειος σταθμός OGS (Optical Ground Station) για τον εντοπισμό του ανιχνεύεται από έναν αισθητήρα 4QD (4-quadrant diode) και μέσω του FPA (Fine Pointing Assembly) μηχανισμού, καθίσταται δυνατή η απόκριση του δορυφόρου στο ίδιο οπτικό μονοπάτι με περιοχή στόχευσης (pointing area) $\pm 1^\circ$. Για την επίτευξη αυτού, ο CubeL διαθέτει υψηλής ακρίβειας Attitude Determination Control System (ADCS), που αποτελούνταν από υψηλής ποιότητας star tracker, σύστημα GPS, reaction wheel και magnetorquer. Επιπλέον, ο CubeL διαθέτει σύστημα κάμερας για την καταγραφή φωτογραφιών του αεροδιαστήματος. Η βασική επικοινωνία επίγειου σταθμού-δορυφόρου και η μεταφορά δεδομένων, επιτυγχάνεται μέσω UHF συχνοτήτων, καθώς και της S-ζώνης διαμέσου της εγκατάστασης ενός Software Defined Radio (SDN).



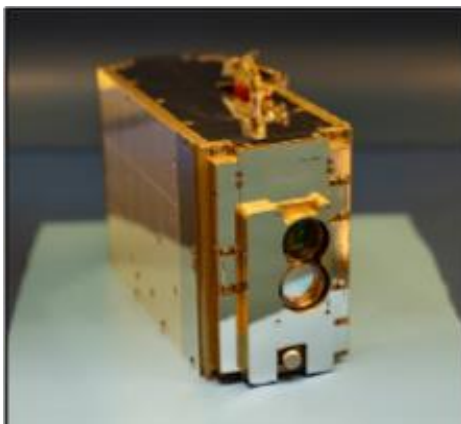
Σχήμα 3.4: Ο CubeL [34].

3.1.5 PTD 3 (Pathfinder Technology Demonstrator 3)

Η εκτόξευση του PTD 3 CubeSat 6U ($30 \times 25 \times 10 \text{ cm}^3$) στις 22 Μάϊου του 2022, ανήκε στο TeraByte Infrared Delivery (TBIRD) πρόγραμμα της NASA με σκοπό να καταδείξει με τον καλύτερο τρόπο την υπεροχή του οπτικού εύρους συχνοτήτων έναντι των συμβατικών RF συχνοτήτων, επιτυγχάνοντας ταχύτητα μετάδοσης δεδομένων της τάξης των 100/200 Gbps [35].

Το satellite bus αυτό φέρει το 3U TBIRD οπτικό payload με ύψος περιστροφής 530 Km, συνολικό βάρος μικρότερο των 3 kg και μέγιστη κατανάλωση ισχύος 100 W στην περίπτωση πλήρους λειτουργίας του. Με το 1m διαμέτρου τηλεσκόπιο του επίγειου οπτικού σταθμού στην νότια Καλιφόρνια- Optical Communications Telescope Laboratory (OCTL)- και με διάρκεια περάσματος του δορυφόρου από το σταθμό μόνο μερικά λεπτά κατά τη διάρκεια της μέρας θα αναμενόταν πολύ μικρή διεκπεραιωτική ικανότητα (throughput). Ωστόσο, εξαιτίας κάποιων «στοιχείων κλειδιών», κάτι τέτοιο δεν ισχύει αλλά αντιθέτως, μια πολύ υψηλή, αξιόπιστη και σε μικρό χρονικό διάστημα μετάδοση κυριαρχεί. Ειδικότερα, η αρχιτεκτονική αυτή περιλαμβάνει δύο των 100 Gbps commercial off-the-shelf (COTS) πομποδέκτες ίνας στον επίγειο σταθμό και τον CubeSat, buffers (terabyte-class) με δυνατότητα υψηλού «διαβάσματος» (readout) και ένα automatic repeat request (ARQ) πρωτόκολλο που εγγυάται τη δίχως λάθη μετάδοση δεδομένων σε περιπτώσεις ατμοσφαιρικών εξασθενήσεων για LEO δορυφόρους. Η ζεύξη καθόδου, χρησιμοποιώντας ένα ή δύο κανάλια των 100 Gbps δια μέσου της πολυπλεξίας διαίρεσης μήκους κύματος (wavelength division multiplexing-WDM), στέλνει τις εικόνες και τα βίντεο που έχει συλλέξει ο buffer των 2-TB στον επίγειο σταθμό. Η ζεύξη ανόδου αξιοποιείται αρχικά για την ARQ απόκριση του δέκτη, με 4

δέσμες (beams) ρυθμού μετάδοσης 1.8 kbps και χωρική απόκλιση, προκειμένου να δίνει στην αποστολή μεγαλύτερη ευελιξία όπως πχ. ως προς την πυροδότηση έναρξης εντοπισμού του δορυφόρου. Η αξιοπιστία της αποστολής εξασφαλίζεται μέσω του ARQ πρωτόκολλου, στο οποίο ενθυλακώνονται τα προς μετάδοση δεδομένα και οι αναγνωρίσεις τους, με τη μεριά του σταθμού να επιτυγχάνει να φέρει εις πέρας τον «καταιγισμό» πληροφορίας σε μικρό χρονικό διάστημα.



Σχήμα 3.5: Το 3U TBIRD payload [35].

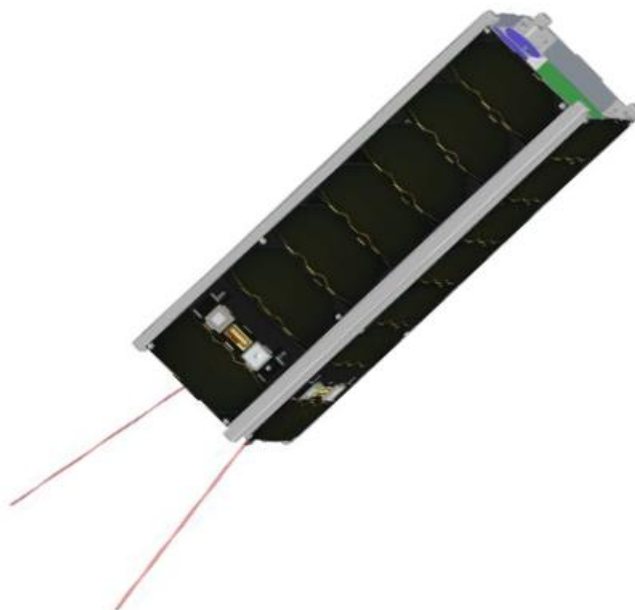
Για διάρκεια 6 μηνών από την ώρα της εκτόξευσής του, το TBIRD είχε επιτύχει 43 ζεύξεις με τον επίγειο σταθμό, με μέγιστη γωνία ανύψωσης τουλάχιστον 40° και 1.4 Terabytes error-free δεδομένα, φέρνοντας σε πλήρη επιτυχία την αποστολή του, η οποία μπορεί να βελτιώσει τα αποτελέσματα με μικρές τροποποιήσεις στο σύστημα.

3.1.6 QUBE

Η αποστολή QUBE, η οποία προγραμματίζεται να ολοκληρωθεί και να πραγματοποιηθεί εντός του 2024, αποτελεί μία από τις πρώτες προσπάθειες αξιοποίησης της κβαντικής τεχνολογίας (QKD-Quantum Key Distribution) στην αεροδιαστημική με σκοπό την αύξηση του επιπέδου κρυπτογράφησης των δεδομένων που στέλλονται από τον δορυφόρο σε συνδυασμό με υψηλή ταχύτητα αυτών [36].

Για τον σκοπό αυτό δημιουργήθηκε ο 3U CubeSat QUBE, ένας LEO δορυφόρος ο οποίος αξιοποιεί για την επικοινωνία με τον επίγειο οπτικό σταθμό το OSIRIS4CubeSat (O4C) optical communication payload. Η εφαρμογή ενός QKD πρωτοκόλλου βασίζεται στην επίτευξη ανταλλαγής ενός «κλειδιού» (key exchange), το οποίο δεν είναι δυνατόν να «κλαπεί» από κάποιον ωτακουστή (eavesdropper) και ακόμα κι αν ανιχνευθεί, δύσκολα αποκωδικοποιείται η πληροφορία. Πιο συγκεκριμένα, τα δυαδικά bits που στέλνει ο δορυφόρος στον δέκτη προτού ξεκινήσει η αποστολή δεδομένων, για να εξασφαλιστεί η αποκλειστικότητα στη ζεύξη, αντιστοιχούν σε συγκεκριμένες διευθύνσεις πόλωσης των φωτονίων, που δεν είναι γνωστές σε κανέναν [37]. Ο δέκτης που λαμβάνει τα bits αυτά, με μικρές ατμοσφαιρικές απώλειες και λαθεμένες εκτιμήσεις της πόλωσης του παλμού, τα αποκωδικοποιεί και εν συνεχεία, «δημόσια» πια τα επιβεβαιώνει με τον πομπό, προκειμένου να βρεθούν αποκλίσεις στα ψηφία

αποστολής. Σημειώνεται ότι σε περίπτωση που κάποιος χρήστης παρεμβληθεί στην αρχική αυτή διαδικασία, τότε ξεκινάει από την αρχή μέχρι να διασφαλισθεί η ακεραιότητά της.



Σχήμα 3.6: Ο QUBE CubeSat [36].

Τα κβαντικά payloads του CubeSat συνδέονται απευθείας με το οπτικό σύστημα ζεύξης καθόδου του DLR μέσω οπτικών ινών, προκειμένου ο ρυθμός μετάδοσης δεδομένων να ξεπεράσει τα 100 Mbps. Συγχρόνως, για τις μετρήσεις των πειραμάτων που θα πραγματοποιήσει για το πανεπιστήμιο του Würzburg φέρει ένα επικοινωνιακό τμήμα (communications module-COMM) με κεραίες στην UHF ζώνη συχνοτήτων για τις βασικές λειτουργίες του δορυφόρου, ένα on-board computer, δύο ηλεκτρονικά συστήματα ισχύος (electronic power systems -EPS), ένα σύστημα καθορισμού της θέσης του (attitude determination and control system-ADCS) με την κλάση “six reaction wheels” και τέλος, μία star camera για τον ακριβή εντοπισμό της θέσης του δορυφόρου.

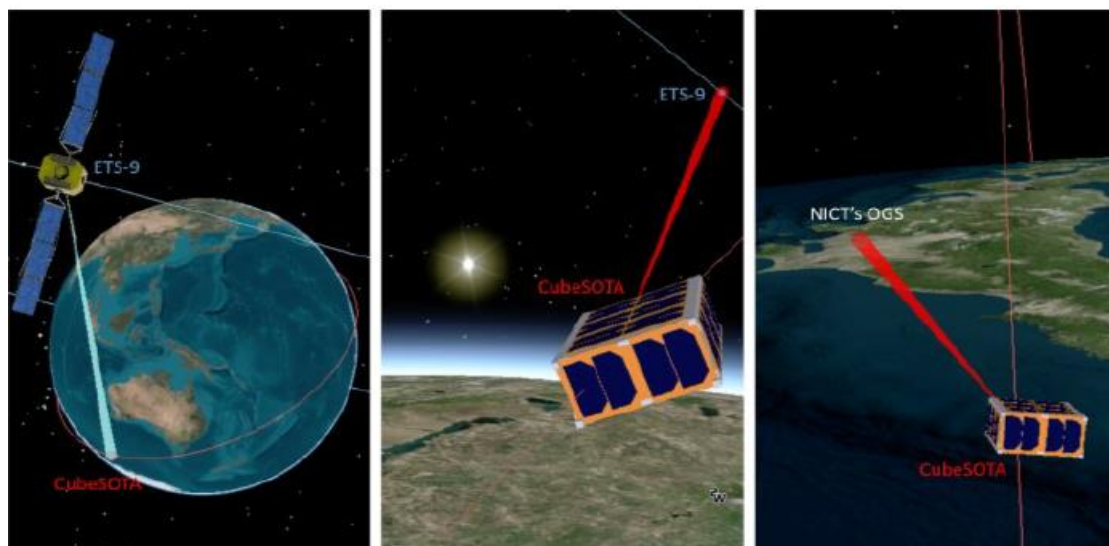
3.1.7 CubeSOTA(Small Optical Transponder)

Ο CubeSOTA 6U ($34.05 \times 22.63 \times 10.00 \text{ cm}^3$) αποτελεί μέρος της προσπάθειας του The University of Tokyo και του National Institute of Information and Communications Technology (NICT) για διαδορυφορική σύνδεση με χρήση επικοινωνιακού laser ενός LEO και GEO δορυφόρου, προσφέροντας σημαντικά οφέλη σε διάφορες εφαρμογές, όπως η γρήγορη λήψη μεγάλης ποσότητας δεδομένων από το LEO δορυφόρο, χρησιμοποιώντας το GEO δορυφόρο ως αναμεταδότη (relay) [38]. Αναμένεται ότι τέλος του 2024 ο σχεδιασμός και η εκτόξευση της αποστολής θα έχει ολοκληρωθεί.

Αρχικές προσομοιώσεις που έχουν διεξαχθεί για την αποτελεσματικότητα της διαδορυφορικής ζεύξης έχουν φανερώσει τα εξής: η ζεύξη μεταξύ των δύο δορυφόρων

σε διαφορετικές τροχιές επιτυγχάνεται περίπου τέσσερις φορές παραπάνω κατά τη διάρκεια της μέρας και για μεγαλύτερο χρονικό διάστημα συγκριτικά με την απ' ευθείας σύνδεση του δορυφόρου χαμηλής τροχιάς με τον επίγειο σταθμό. Ειδικότερα, οι 15 ζεύξεις για περίπου 1 ώρα των διαφορετικής τροχιάς δορυφόρων συγκριτικά με τις μόλις 4 ζεύξεις για 5 λεπτά, φανερώνουν την υπεροχή αυτού του μηχανισμού ως προς την διαθεσιμότητα, 60% για την αποστολή δεδομένων στον επίγειο σταθμό, έναντι 1% για απευθείας σύνδεση. Οι περιορισμοί οι οποίοι τέθηκαν αρχικά, για τους LEO-GEO δορυφόρους είναι η επίτευξη μια άμεσης line of sight (LOS) ζεύξης ενώ για τους LEO, η κλίση των 10° ως προς τον οπτικό επίγειο σταθμό χωρίς σύννεφα στην ατμόσφαιρα. Ωστόσο, η μεγαλύτερη πρόκληση αυτού του εγχειρήματος είναι οι απώλειες ισχύος (της τάξης των 30 dB) που υφίσταται η δέσμη εξαιτίας του μεγάλου ύψους περιστροφής του GEO δορυφόρου. Αυτό μπορεί να μετριαστεί με τη χαμηλότερη αποστολή δεδομένων στον δορυφόρο αυτό σε συνδυασμό με την πολύ υψηλή διαθεσιμότητα που επιτυγχάνεται μεταξύ των δύο.

Ο CubeSOTA που θα χρησιμοποιηθεί ως ο LEO δορυφόρος της αποστολής, θα έχει συνολικό βάρος μικρότερο των 14 kg, σε ύψος περιστροφής 390km με περίοδο λειτουργίας μεγαλύτερη των 6 μηνών. Θα φέρει 3U laser communication payload, το οποίο θα επιτυγχάνει 10Gbps σύνδεση τόσο στη διαδορυφορική ζεύξη, όσο και στον επίγειο σταθμό. Για να επιτευχθεί αυτός ο υψηλός ρυθμός επικοινωνίας, ο CubeSat θα αξιοποιήσει το ενσωματωμένο High-speed Communication with Advanced Laser Instrument (HICALI) σύστημα [39]. Παρόλο που αυτό το σύστημα εντοπισμού του δορυφόρου και αποστολής δεδομένων είναι σχεδιασμένο για GEO δορυφόρους με τον επίγειο σταθμό, με κατάλληλη τροποποίηση της δέσμης του laser είναι δυνατό να επιτευχθεί η διαδορυφορική ζεύξη.

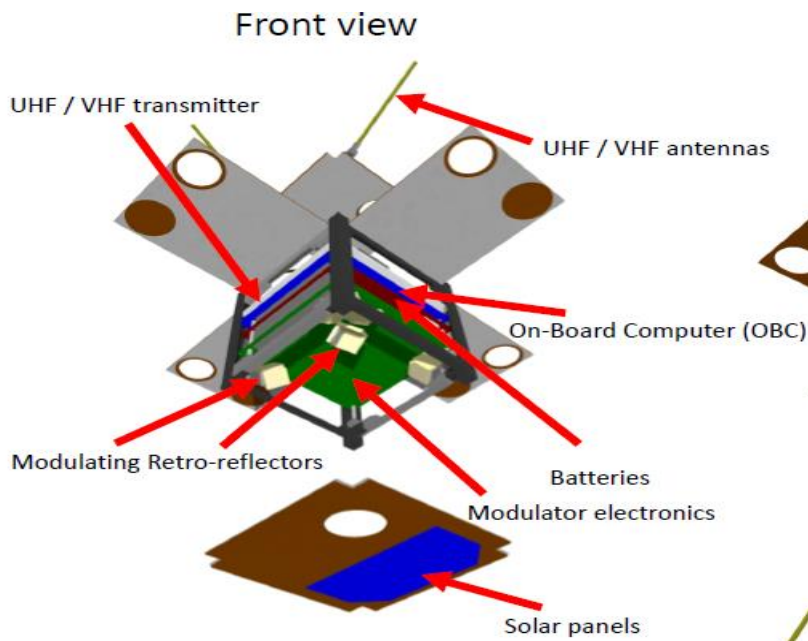


Σχήμα 3.7: Απεικόνιση της λειτουργίας του CubeSOTA [38].

3.1.8 Nice³

Ο λόγος σχεδιασμού και εκτόξευσης του 1U ($10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$) CubeSat Nice³ από το πανεπιστήμιο C^ote d'Azur της Γαλλίας, που προβλέπεται για το 2024, δεν διαφέρει από τις παραπάνω δορυφορικές αποστολές: η εγκατάσταση μιας αξιόπιστης optical ζεύξης δεδομένων μεταξύ του επίγειου σταθμού και του δορυφόρου καθώς, επίσης και η υπέρβαση του 1kbps ρυθμού μετάδοσης [40].

Οι πολύ μικρές διαστάσεις του δορυφόρου αυτού αποτελούν πρόκληση ως προς τα υποσυστήματα που μπορεί να φέρει, την ενεργειακή του κάλυψη, το μέγεθος του payload και τέλος ως προς τη συμμόρφωσή του με το LOS (Loi des Op^{er}ations Spatiales). Για την επιτυχή επικοινωνία επίγειου σταθμού-Nice³ έχει υιοθετηθεί η τεχνική Modulating retro-reflector (MRR) [41], απορρίπτοντας την παραδοσιακή FSO (Free Space Optical) ζεύξη που επίγειος σταθμός και δορυφόρος φέρουν συστήματα Acquisition Tracking and Pointing (ATP), αυξάνοντας την πολυπλοκότητα του συστήματος. Ειδικότερα, κατά την MRR τεχνική, η δέσμη laser που εκπέμπει το ενεργό τερματικό (active terminal) ανιχνεύεται από το ανακλαστικό τερματικό (retro reflection terminal) και επανεκπέμπεται μέσω της ίδιας οπτικής διαδρομής, ενώ δεδομένα που ζητούνται από τον δορυφόρο στέλνονται με χωρική οπτική διαμόρφωση (spatial modulation) στη γη. Επιπλέον, είναι πιθανόν να φέρει στο payload του ένα GNSS (Global Navigation Satellite System) για τον εντοπισμό του σε πραγματικό χρόνο από τον επίγειο σταθμό, μέσω μιας ράδιο-ζεύξης όπως, επίσης και ένα υψηλής ισχύος LED για τις περιπτώσεις έκλειψης. Πιθανή μορφή του Nice³ παρουσιάζεται παρακάτω.



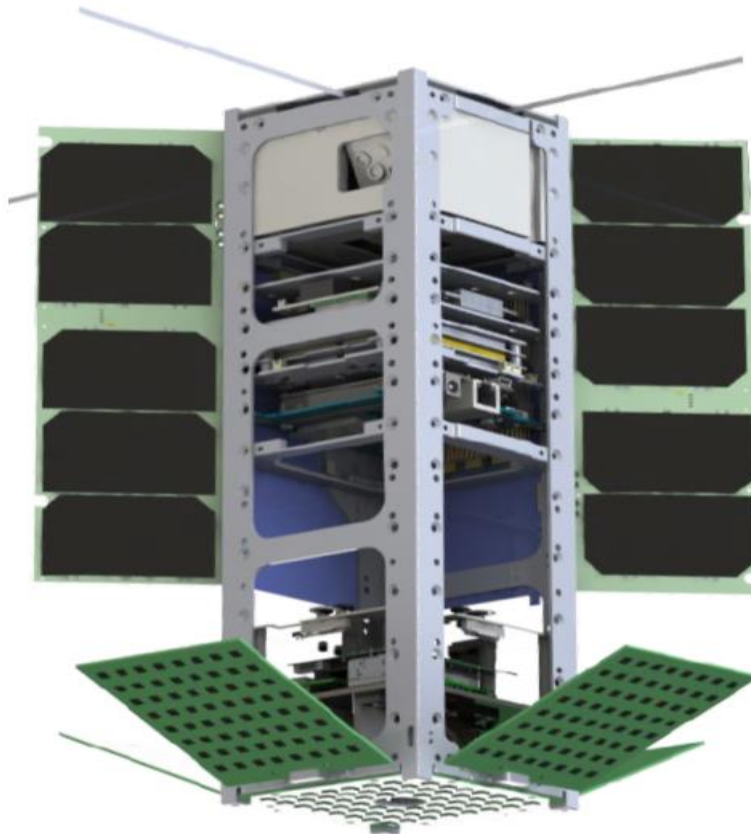
Σχήμα 3.8: Πιθανή μορφή του Nice³ [40].

Ο επίγειος σταθμός θα αποτελείται από τρία βασικά μέρη: i) το κέντρο ελέγχου και εντολών (command and control center) ii) το ράδιο επίγειο σταθμό (radio ground station) πιθανά στις UHF/VHF για τηλεμετρία, εξ' αποστάσεως έλεγχο και downlink position του δορυφόρου και iii) τον οπτικό σταθμό. Λαμβάνοντας υπόψιν φαινόμενα που επιδρούν δυσμενώς στη ζεύξη όπως πχ, οι ατμοσφαιρικές κατακρημνίσεις, η απορρόφηση, η περίθλαση του φωτός κτλ. για laser 1 W στα 1550 nm, επιλέχθηκαν corner cubes, προσφέροντας ευελιξία ως προς τη γωνία του δορυφόρου με το σταθμό, με 3 cm επιφάνεια (aperture) στο δορυφόρο και 20 cm στον επίγειο σταθμό (uplink), ενώ για την κάτω ζεύξη (downlink) τηλεσκόπιο 1.5 m στο Plateau de Calern, απόσταση μικρότερη των 50 km από την πόλη Nice.

3.1.9 DORA (Deployable Optical Receiver Array Cubesat)

Η ανάπτυξη ενός 3U (10×10×34 cm³) CubeSat με αξιοποίηση της προηγμένης οπτικής τεχνολογίας, η οποία θα δίνει μεγαλύτερη ευελιξία ως προς την ακρίβεια εντοπισμού του δορυφόρου χωρίς να επιβαρύνει τον σκοπό της αποστολής, προσεγγίζοντας παράλληλα ρυθμό μετάδοσης δεδομένων 1 Gbps σε μερικά χιλιόμετρα, είναι ο στόχος της μελλοντικής αυτής εκτόξευσης, που προορίζεται για το 2024 από το Arizona State University [42]. Καθοριστικός παράγοντας θα αποτελέσει το DORA communication payload, το οποίο αξιοποιεί προηγμένες μεθόδους κατασκευής.

Το 1U DORA payload θα καλύπτει τις πέντε επιφάνειές του με ειδικές πλάκες που θα δύνανται να φέρουν χιλιάδες οπτικούς ανιχνευτές για τον εντοπισμό της δέσμης. Ειδικότερα, κάθε πλάκα θα είναι 83 x 100 mm² printed circuit board (PCB) που θα απαρτίζεται από οπτικούς ενισχυτές πυριτίου (silicon photomultiplier SiPMs), RF μείκτες, κυκλώματα πόλωσης και συζεύκτη. Το ληφθέν σήμα, θα υφίσταται κατάλληλο μετασχηματισμό και θα ενισχύεται για να έχει επαρκές μέγεθος αξιοποίησης από κάθε πλάκα. Για τη συγκεκριμένη αποστολή οι SiPMs θα καλύψουν μια επιφάνεια των 6.4 cm² που αντιστοιχεί στο 1.3% της συνολικής, πιθανής επιφάνειας κάλυψης. Ταυτόχρονα, το DORA communication payload αποκλειστικά θα καθορίζει τη γωνία άφιξης (angle of arrival -AoA) της δέσμης, χρησιμοποιώντας την εξαρτώμενη από τη διεύθυνση απόκριση των SiPMs, η οποία μειώνεται όταν αποκλίνει από την τροχιά μέγιστου κέρδους. Το ρεύμα εξόδου κάθε SiPM είναι ανάλογο των παράλληλα συνδεδεμένων διόδων (single photon avalanche diodes-SPAD) που περιέχει και διακρίνεται ως: α) η σταθερή έξοδος που είναι το ρεύμα που θα χρησιμοποιηθεί για την παρατήρηση του DC επιπέδου του σήματος για τον υπολογισμό της γωνίας άφιξης και β) η γρήγορη έξοδος που είναι το ρεύμα που θα χρησιμοποιηθεί για την επικοινωνία. Το μικρό τηλεσκόπιο που θα φέρει, αποτελείται από μια δίοδο laser, ένα σταθερό κάτοπτρο, ένα ενεργοποιητικό κάτοπτρο με εύρος οδήγησης ±12° και τρεις bi-confocal φακούς για να επεκτείνουν την οδήγηση σε ±36°. Ο 3U μικρο-δορυφόρος θα φέρει όλα τα standard υποσυστήματα που έχει ένας CubeSat: καθορισμού στάσης και ελέγχου (Attitude determination and control (ADC), παροχής ηλεκτρικής ενέργειας (Electrical power supply-EPS), GPS δέκτη και κεραίας, onboard υπολογισμού και UHF κεραίας.



Σχήμα 3.9: Η μορφή του δορυφόρου με το DORA payload στον πάτο [42].

Ο επίγειος οπτικός τερματικός σταθμός θα αποτελείται από δύο βασικά μηχανικά μέρη: i) των 200 mm διαμέτρου φακό-πομπό, ο οποίος αυξάνει την ισχύ του σήματος που στέλνεται στο δορυφόρο ενώ παράλληλα ελαχιστοποιεί το θόρυβο και τις απώλειες και ii) το βοηθητικό κυβικό κάτοπτρο που λειτουργεί βοηθητικά στον άμεσο εντοπισμό του DORA, όταν περιστρέφεται.

3.2 Ανακεφαλαίωση- Συγκεντρωτικός πίνακας

Στο σημείο αυτό παρατίθενται τα βασικά στοιχεία της εκάστοτε αποστολής που αναλύθηκαν στο παρόν κεφάλαιο. Ειδικότερα, αναφέρονται ο τύπος του κάθε δορυφόρου, ο οργανισμός που τον κατασκεύασε ή πρόκειται να τον υλοποιήσει, η τρέχουσα κατάσταση της εκάστοτε αποστολής, η χώρα σχεδιασμού του και τέλος, το έτος που πραγματοποιήθηκε ή θα πραγματοποιηθεί η εκτόξευση. Υπογραμμίζεται ότι οι αποστολές με laser SatCom (Satellite-Communication) terminal από το 2020 είναι κι άλλες σύμφωνα με το nanosats.eu, ωστόσο επισημαίνονται εκείνες που παρουσίασαν ή παρουσιάζουν πρόκληση ως προς το ρεαλιστικό σχεδιασμό τους.

Όνομα αποστολής	Τύπος-μάζα	Οργανισμός κατασκευής	Τρέχουσα κατάσταση	Χώρα παρασκευής	Έτος εκτόξευσης
FSSCAT	6U CubeSat	Universitat Politècnica de Catalunya	Άγνωστη. Δεν επιβεβαιώνεται η επιτυχία της αποστολής	Ισπανία	2020
Beihangkong shi 1 (TY 20)	12U CubeSat	Spacety	Ολοκλήρωσε επιτυχώς την αποστολή το 2023	Κίνα	2020
LINCS	12U CubeSat	Space Development Agency	Άγνωστη. Δεν επιβεβαιώνεται η επιτυχία της αποστολής	Η.Π.Α	2021
PIXL-1	3U CubeSat	DLR (German Aerospace Center)	Βρίσκεται σε λειτουργία	Γερμανία	2021
PTD-3	6U CubeSat	NASA Ames Research Center	Βρίσκεται σε λειτουργία	Η.Π.Α	2022
QUBE	3U CubeSat	Zentrum für Telematik	Δεν έχει τεθεί σε λειτουργία	Γερμανία	2024
CubeSOTA	6U CubeSat	University of Tokyo	Δεν έχει τεθεί σε λειτουργία	Ιαπωνία	2024
Nice ³	1U CubeSat	Universite C'ote d'Azur	Δεν έχει τεθεί σε λειτουργία	Γαλλία	2024
DORA	3U CubeSat	Arizona State University	Δεν έχει τεθεί σε λειτουργία	Η.Π.Α	2024

Πίνακας 3.1: Σύνοψη των δορυφορικών αποστολών

Κεφάλαιο 4

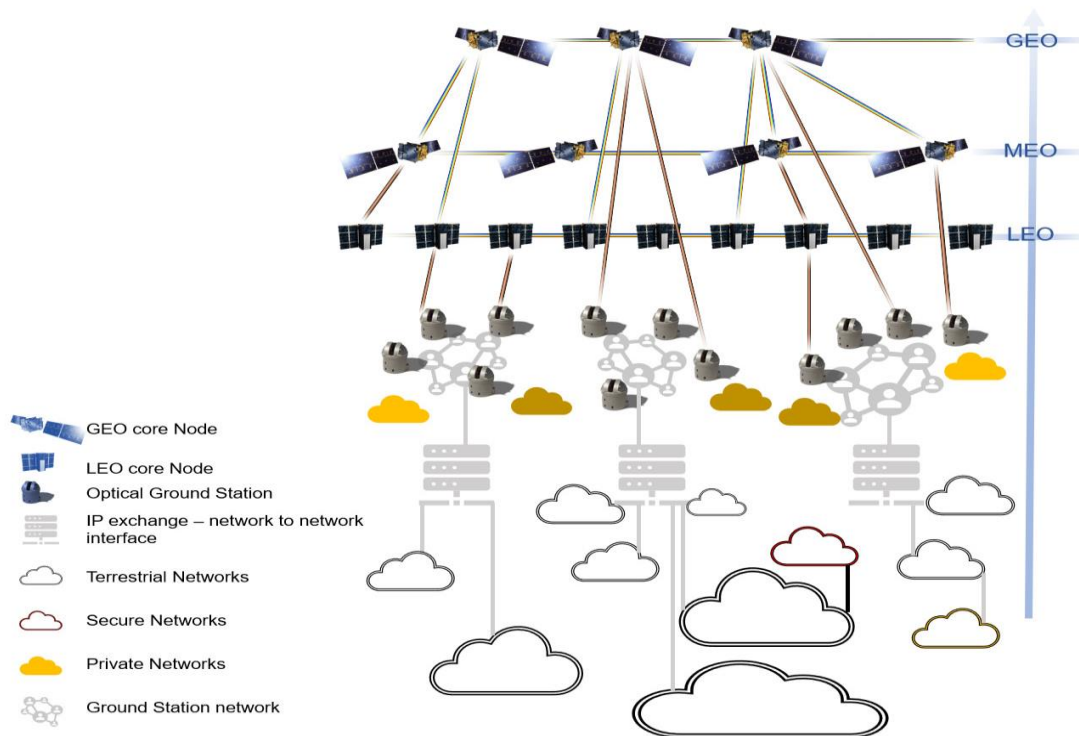
4.1 Το όραμα της ESA για τους δορυφόρους στο επίγειο δίκτυο

Η Ευρωπαϊκή Διαστημική Υπηρεσία (European Space Agency-ESA) τον Ιούλιο του 2023 παρουσίασε το έγγραφο: “ESA Specification for Terabit/sec Optical Links (ESTOL)”, καταγράφοντας τα αποτελέσματα και τα συμπεράσματα της από κοινού προσπάθειας ερευνητών και σχετικών εταιρειών για την υλοποίηση αυτής της ιδέας [43].

Σκοπός των μελλοντικών τηλεπικοινωνιακών δορυφόρων είναι να αποτελέσουν μέρος της αρχιτεκτονικής των επίγειων δικτύων (terrestrial network architecture) υψηλής χωρητικότητας, παρέχοντας νέες και πολύ ουσιαστικές δυνατότητες σε αυτά. Για παράδειγμα, η ευρεία κάλυψη ενός δορυφόρου μπορεί να αξιοποιηθεί όχι μόνο για την παροχή υπηρεσιών σε απομακρυσμένα σημεία ή σε μέρη που δεν δύνανται να συνδεθούν ασύρματα σε ένα κινητό επίγειο σταθμό, αλλά πολύ περισσότερο στην διανομή πληροφορίας σε πολλαπλούς δέκτες. Έτσι λοιπόν, η καθυστέρηση ως προς τη μετάδοση είναι εφικτό να περιορισθεί αισθητά και συγχρόνως να μειωθεί το δικτυακό κόστος σε πυκνοκατοικημένες-δισπαρμένες γεωγραφικές περιοχές.

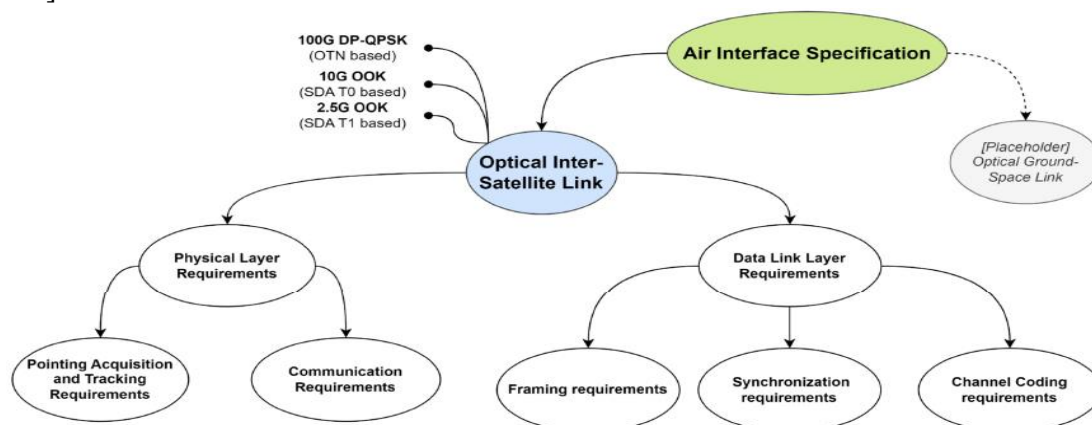
Για να καταστεί υλοποιήσιμος αυτός ο στόχος, θα πρέπει αρχικώς να αυξηθούν οι λειτουργίες του δορυφόρου, όπως για παράδειγμα το on-board switching και η συνολική χωρητικότητα την οποία διαθέτει έως σήμερα, λαμβάνοντας υπόψιν τους πολύ περιοριστικούς παράγοντες (μάζα, κατανάλωση ισχύος, πολυπλοκότητα κ.ά.) σε ορισμένες περιπτώσεις. Αυτό συνεπάγεται πολύ υψηλούς ρυθμούς μετάδοσης διαδορυφορικών δεδομένων (high data rate optical inter-satellite links – OISLs), καθιστώντας τους ένα διαφορετικό τύπο κόμβου και, μαζί με τους επίγειους οπτικούς σταθμούς, κομμάτια της επίγειας αρχιτεκτονικής του δικτύου.

Το HydRON (High Throughput Optical Network) αποτελεί το όραμα για υψηλής ταχύτητας δεδομένων δορυφορικό δίκτυο, το οποίο παρά τις ουσιαστικές προκλήσεις, θα καταφέρει να προσφέρει συνδεσιμότητα σε πολλαπλούς χρήστες από δορυφόρους διαφορετικής τροχιάς, αναδεικνύοντας τις δυνατότητες της οπτικής τεχνολογίας σε end-to-end εφαρμογές. Το ESTOL που προτείνεται από την ESA, αποσκοπεί στην υπέρβαση της υπάρχουσας χωρητικότητας από τα gigabit/sec σε terabit/sec, σηματοδοτώντας μια επανάσταση στην παροχή υπηρεσιών δορυφορικής συνδεσιμότητας.



Σχήμα 4.1: Το όραμα για το HydRON [43].

Στο παρόν κεφάλαιο, παρουσιάζονται οι προδιαγραφές (requirements), οι επιθυμητές (desirable) και βέλτιστες λύσεις (optional solutions) από την ESA, σχετικά με τους OISLs, για το φυσικό επίπεδο (physical layer) και για το επίπεδο ζεύξης δεδομένων (data link layer) στον δρόμο για την επιτυχή πραγματοποίηση αυτού του εγχειρήματος. Σημειώνεται ότι οι λειτουργίες του φυσικού στρώματος διακρίνονται σε αυτές που αφορούν i) το Pointing, Acquisition and Tracking σύστημα και ii) το επικοινωνιακό σύστημα (WDM, σχήμα διαμόρφωσης, ισχύς σήματος), ενώ του επιπέδου ζεύξης δεδομένων την πλαισίωση, τον συγχρονισμό και την κωδικοποίηση του μέσου [σχήμα 4.2].



Σχήμα 4.2: Οι προδιαγραφές για OISLs [43].

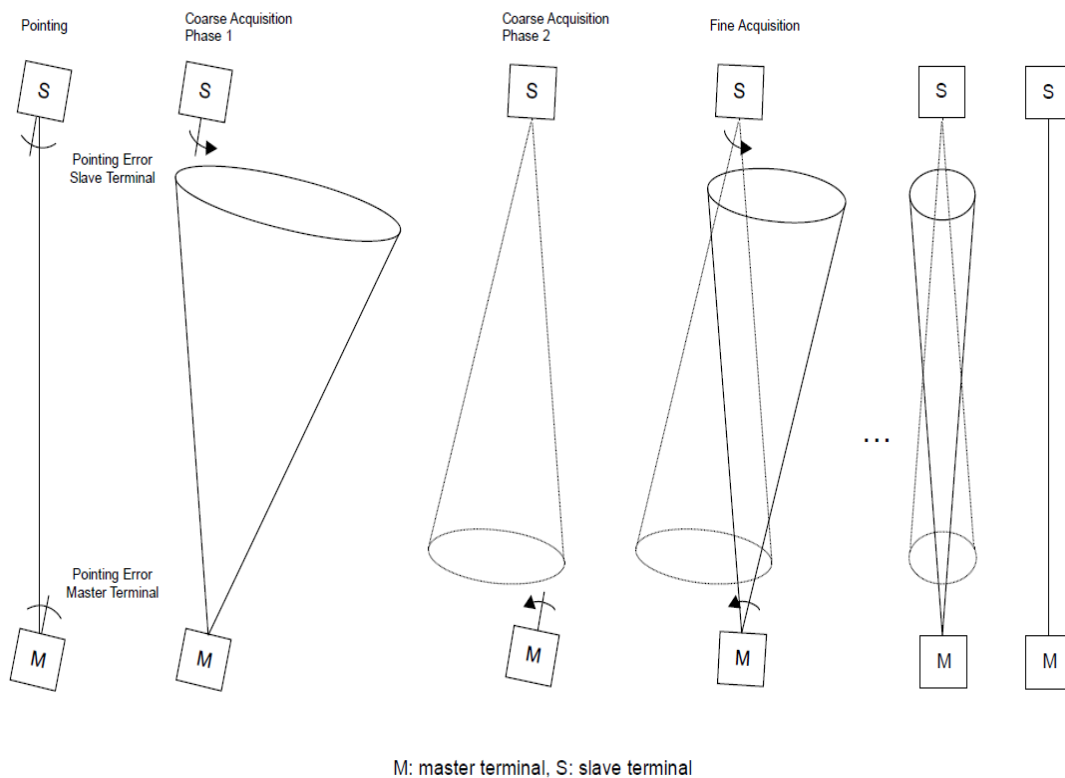
4.2 Προδιαγραφές φυσικού στρώματος (Physical layer requirements)

4.2.1 Σύστημα Κατάδειξης, Απόκτησης και Παρακολούθησης

Το σύστημα αυτό (Pointing, Acquisition and Tracking system-PAT) αποτελεί το πρώτο, αλλά συνάμα και ουσιαστικό βήμα για την επίτευξη φυσικής επικοινωνίας τόσο μεταξύ του επίγειου σταθμού και του δορυφόρου, όσο και ανάμεσα των δορυφόρων. Για να καταστεί δυνατή, τα επικοινωνιακά τερματικά απαιτείται να εκτελέσουν την επονομαζόμενη «χωρική απόκτηση» (spatial acquisition), μέσω της οποίας η ληφθείσα line of sight ζεύξη και η προς μετάδοση δέσμη του οπτικού επικοινωνιακού τερματικού συν-ευθυγραμμίζονται πλήρως με την κατεύθυνση της θέσης του μετρητικού σταθμού [44]. Στην περίπτωση που η θέση του τερματικού είναι γνωστή με υψηλό βαθμό ακριβείας, η συν-ευθυγράμμιση μπορεί να γίνει εύκολα, από την άμεση, ανοιχτού βρόχου κατάδειξη (direct open-loop pointing). Τις περισσότερες, ωστόσο, φορές υπάρχει μια εκτιμώμενη απόκλιση από την αρχική, ακριβή διεύθυνση του τερματικού, καθιστώντας μη δυνατό το open-loop pointing. Μέσω του κώνου αβεβαιότητας (Uncertainty Cone- UC), το οποίο είναι της τάξης των λίγων milliradians, εκφράζεται η απόκλιση αυτή, η οποία είναι τελικά αρκετά μεγάλη για να καταστήσει δυνατή τη σύζευξη των οπτικών τερματικών. Συνεπώς, η ιδέα μιας μόνο δέσμης για την επίτευξη μιας άμεσης, ανοιχτού-βρόχου κατάδειξης πέφτει στο κενό και υποχρεωτικά, μια επιπλέον δέσμη ανάδρασης καθίσταται απαραίτητη. Η beaconless τεχνική που επικρατεί στηρίζεται κυρίως στην αποστολή της επικοινωνιακής, μικρής απόκλισης δέσμης από το ένα τερματικό για το «σκανάρισμα» του UC και την αποστολή feedback δέσμης του άλλου. Στον αντίποδα, κατά την beacon τεχνική αποστέλλεται μια πρόσθετη δέσμη, μεγαλύτερης απόκλισης από την επικοινωνιακή για την έναρξη της διαδικασίας σάρωσης.

Η beaconless τεχνική, που επιτυχώς έχει εφαρμοστεί στους TerraSar-X και NFire LEO δορυφόρους, διακρίνεται σε δύο φάσεις. Αρχικά, κατά την πρώτη φάση του εντοπισμού ανοιχτού βρόχου και τα δύο οπτικά τερματικά προσανατολίζονται στην κατεύθυνση του άλλου, γνωρίζοντας εκ των προτέρων με περιορισμένη, ωστόσο ακρίβεια, τη θέση του (coarse pointing). Εν συνεχεία, ξεκινάει η spatial acquisition με τη διαδικασία «αφέντη-σκλάβου» (master-slave), η οποία είναι χρονικά ταξινομημένη (time-tagged). Οι ρόλοι καθορίζονται ανάλογα με το σχεδιασμό της αποστολής. Ο «αφέντης» ξεκινάει να στέλνει έναν οπτικό παλμό σε προκαθορισμένο χρόνο στον «σκλάβο», με τον τελευταίο να αρχίζει να σαρώνει τον UC λόγω των δεσμών φωτός που λαμβάνει, μειώνοντας την αβεβαιότητα και βελτιώνοντας τα στοιχεία προσανατολισμού του. Υπογραμμίζεται ότι οι δονήσεις που υφίσταται το δορυφορικό τερματικό ενδέχεται να μειώσουν το ποσοστό επιτυχίας της ζεύξης των δύο. Μετά από ένα προκαθορισμένο αριθμό σαρώσεων, που έχουν καθοριστεί από τα σχεδιαστικά χαρακτηριστικά του συστήματος, αυτές σταματάνε και το τερματικό «σκλάβος» είναι πλέον ευθυγραμμισμένο ικανοποιητικά. Οι ρόλοι κατά τη δεύτερη φάση αντιστρέφονται, ο «σκλάβος» είναι πια ο «αφέντης» και ακολουθείται παρόμοια

διαδικασία, προκειμένου ο UC να μειωθεί περισσότερο. Μόλις τα δύο τερματικά βρεθούν σε μια λεπτή ευθυγράμμιση (fine alignment), η οποία καθορίζεται από την εκάστοτε αποστολή, το οπτικό τερματικό στην κατάσταση «αφέντης» αρχίζει εκ νέου να εκπέμπει παλμούς φωτός και να σαρώνει την περιοχή σφάλματος, μέχρις ότου να μηδενιστεί και ο αλγόριθμος της beaconless διαδικασίας ολοκληρώνεται. Το τελευταίο βήμα για την έναρξη της επικοινωνίας, αποτελεί η «απόκτηση συχνότητας» (frequency acquisition) με τις συχνότητες των lasers των αντίστοιχων ταλαντωτών να είναι “phase-locked”, να εντοπίζουν δηλαδή τη φάση του σήματος αποστολής, ευνοώντας τον ομόδυνο εντοπισμό (homodyne tracking).



Σχήμα 4.3: Το μοντέλο master-slave που ακολουθεί η spatial acquisition τεχνική [44].

Οι παράμετροι, οι οποίοι επηρεάζουν τον κώνο αβεβαιότητας (UC) και πρέπει να σχεδιάζονται με τον βέλτιστο τρόπο για την εκάστοτε αποστολή, είναι οι παρακάτω:

α) η ακρίβεια χρονομέτρησης (timing accuracy)-το επίπεδο/ακρίβεια του χρονισμού στη μετάδοση των δεδομένων καθορίζει τον βαθμό που τα οπτικά τερματικά είναι «γνωστά»,

β) η γνώση της θέσης (position knowledge)- ανάλογα με τη θέση του τερματικού (γεωστατικά διαστημόπλοια, χαμηλής τροχιάς δορυφόροι κτλ.), η ακρίβεια του εκάστοτε τερματικού διαφέρει και καθορίζει το μέγεθος του κώνου αβεβαιότητας,

γ) η γνώση της στάσης (*attitude knowledge*)· εσωτερικοί παράγοντες, όπως η ακρίβεια της στόχευσης των οπτικών μέσων, καθώς και εξωτερικοί, όπως η ορθή ευθυγράμμιση, καθορίζουν τον προσανατολισμό του εντοπισμού στο διάστημα και κατ' επέκταση το μέγεθος του UC,

δ) η δόνηση (*micro-vibration*)· κατά τον σχεδιασμό του beaconless, spatial acquisition αλγορίθμου, το μέγεθος και η συχνότητα των δονήσεων που υφίστανται και τα δύο οπτικά τερματικά λαμβάνονται υπόψιν, με τις μεγαλύτερες συνεισφορές να είναι από τους τροχούς αντίδρασης (*reaction wheels*) και τις ηλιακές διατάξεις,

ε) ο κύκλος σχεδιασμού και οι ευκαιρίες τηλεδιοίκησης (*planning cycle and telecommand opportunities*)· κατά το σχεδιασμό της αποστολής, για τον ακριβή εντοπισμό της θέσης, πρέπει να λαμβάνονται επαρκή περιθώρια ασφαλείας της ζεύξης, μιας και η θέση του τερματικού εκφυλίζεται με το χρόνο.

Σύμφωνα με την ESA, οι προδιαγραφές (*requirements*) που πρέπει (*should-optional/desirable requirement*) ή να (*shall-firm requirement*) πληροί το φυσικό στρώμα, αναφορικά με το PAT σύστημα, είναι οι εξής:

- Το PAT σύστημα **να** είναι συμβατό με τις προσεγγίσεις των μηχανισμών beacon και beaconless acquisition.
- Το PAT σύστημα **να** επιτρέπει (με εξαίρεση την έναρξη της διαδικασίας) τη μη χρονικά ταξινομημένη (*non-time tagged*) απόκριση του μετρητικού τερματικού κατά τη διάρκεια της χωρικής απόκτησης. Από το σημείο αυτό και μετά οι δύο σταθμοί μεταδίδουν και λαμβάνουν στον ίδιο χρόνο για να ελαχιστοποιήσουν το coarse acquisition χρόνο.
- Η διαδικασία της σάρωσης για τη χωρική απόκτηση **να** εγγυάται ότι κάθε παλμικό χτύπημα θα έχει διάρκεια τουλάχιστον 100 μs για την ανίχνευσή του από τον αντίστοιχο αισθητήρα.
- Η απόκτηση και ο εντοπισμός **να** πραγματοποιούνται σε DC, δίχως κάποιον tracking tone.
- Ο χρόνος απόκτησης του PAT συστήματος **να** είναι κάτω των 60 s.
- Ο χρόνος απόκτησης του PAT συστήματος **πρέπει** να είναι κάτω των 30 s.
- Ο χρόνος επαναπόκτησης (*re-acquisition*) του PAT συστήματος **να** είναι κάτω των 10 s.

- Στην περίπτωση απώλειας ζεύξης σε προγενέστερο χρόνο του προγραμματισμένου, αυτόματη επαναπόκτηση αυτής **να** ξεκινήσει μέχρι το τέλος της προγραμματισμένης διάρκειας.

4.2.2 Πολυπλεξία διαίρεσης μήκους κύματος

Η πολυπλεξία διαίρεσης μήκους κύματος (Wavelength Division Multiplexing-WDM) αποτελεί την πλέον διαδεδομένη τεχνική αξιοποίησης πολλαπλών καναλιών στις οπτικές ίνες. Η τεχνική αυτή επιτρέπει την πλήρη αξιοποίηση του οπτικού φάσματος, δίνοντας τη δυνατότητα σε ροές δεδομένων (streams of data) να αποκτούν προσπέλαση στο μέσο και να διαδίδονται με ταχύτητες από 10 έως 800 Gbps. Η τεχνική αυτή χρησιμοποιείται και στις επικοινωνίες ελευθέρου-χώρου (free-space communications) για να αυξήσει την διαπερατότητα της οπτικής ζεύξης.

Η ζώνη συχνοτήτων που κυρίως αξιοποιείται είναι η C (191.561-195.943 THz), ούσα η ζώνη που επιτυγχάνει τη μεγαλύτερη αποτελεσματικότητα στην οπτική ενίσχυση και έχουν ορισθεί, κατά την ITU-T G.694.1 [45], οι κεντρικές συχνότητες αυτής. Η επικρατούσα τεχνική είναι αυτή της πολυπλεξίας πυκνής διαίρεσης μήκους κύματος (Dense Wavelength Division Multiplexing-DWDM), όπου ο διαχωρισμός των καναλιών είναι στενότερος, συγκριτικά με την αρχική, απλή διαίρεση μήκους κύματος (Coarse Wavelength Division Multiplexing-CWDM). Το εύρος συχνοτήτων περί τη φέρουσα (κεντρική συχνότητα) για τα σταθερά (fixed) δίκτυα (grids) DWDM είναι 12.5 GHz, 25 GHz, 50 GHz, 100 GHz και παραπάνω (ακέραιο πολλαπλάσιο των 100 GHz). Ωστόσο, υπάρχει η πιθανότητα ένα σύστημα να πρέπει να υποστηρίξει μικτούς ρυθμούς δεδομένων (mixed bit rates) ή διαφορετικά σχήματα διαμόρφωσης, αναδεικνύοντας την ανάγκη, ορισμένες φορές, για υιοθέτηση του ευέλικτου (flexible) DWDM. Σύμφωνα με αυτή την τεχνική διανομής εύρους ζώνης, η εφαρμογή μπορεί ή όχι να αξιοποιήσει ένα εύρος πχ. της τάξης των 75 GHz, γύρω από συγκεκριμένη συχνότητα (κάτι που δεν προβλέπεται στο fixed-DWDM) αφήνοντας μη αξιοποιήσιμο κάποιο άλλο.

Σύμφωνα με την ESA, οι προδιαγραφές (requirements) που πρέπει (should-optional/desirable requirement) ή να (shall-firm requirement) πληροί το φυσικό στρώμα, αναφορικά με την πολυπλεξία διαίρεσης μήκους κύματος, είναι οι εξής:

- Οι επικοινωνίες **να** λαμβάνουν χώρα στις C (191.561-195.943 THz) και L (184.488-191.561 THz) ζώνες συχνοτήτων.
- Το πλέγμα συχνοτήτων των εφαρμογών **να** αξιοποιεί τις παρακάτω κεντρικές συχνότητες για την DWDM τεχνική για τα 17 κανάλια ανά κατεύθυνση.

ID καναλιών (Upper- Lower)	ITU κανάλι	Κεντρική συχνότητα (THz)	Μήκος κύματος (nm)
U1	17	194.5	1541.35
U2	18	194.4	1542.14
U3	19	194.3	1542.94
U4	20	194.2	1543.73
U5	21	194.1	1544.53
U6	22	194.0	1545.32
U7	23	193.9	1546.12
U8	24	193.8	1546.92
U9	25	193.7	1547.72
U10	26	193.6	1548.51
U11	27	193.5	1549.32
U12	28	193.4	1550.12
U13	29	193.3	1550.92
U14	30	193.2	1551.72
U15	31	193.1	1552.52
U16	32	193.0	1553.33
U17	33	192.9	1554.13
L1	34	192.8	1554.94
L2	35	192.7	1555.75
L3	36	192.6	1556.55
L4	37	192.5	1557.36
L5	38	192.4	1558.17
L6	39	192.3	1558.98
L7	40	192.2	1559.79
L8	41	192.1	1560.61
L9	42	192.0	1561.42
L10	43	191.9	1562.23
L11	44	191.8	1563.05
L12	45	191.7	1563.86
L13	46	191.6	1564.68
L14	47	191.5	1565.50
L15	48	191.4	1566.31
L16	49	191.3	1567.13
L17	50	191.2	1567.95

Πίνακας 4.1: Οι συχνότητες που ορίζονται από την ITU για την τεχνική DWDM.

- Όλες οι οπτικές ζεύξεις **να** είναι αμφίδρομες (bidirectional) είτε είναι συμμετρικές είτε όχι, αναφορικά με τον ρυθμό δεδομένων στο χρήστη.
- Ο διαχωρισμός των σημάτων R_x και T_x **να** είναι συμβατός με τον παραπάνω πίνακα για το άνω και κάτω όριο συχνότητας λειτουργίας.

4.2.3 Οπτικά μεταδιδόμενο σήμα

Οι προδιαγραφές του οπτικά μεταδιδόμενου σήματος αφορούν τα σχήματα διαμόρφωσης και το ρυθμό συμβόλων, την ελάχιστη ισχύ που απαιτείται για να καταστεί δυνατός ο εντοπισμός των τερματικών και η επικοινωνία, την ολίσθηση συχνότητας εξαιτίας του φαινομένου Doppler και τα επίπεδα ανοχής.

4.2.3.1 Σχήματα διαμόρφωσης και ιδιότητες του μεταδιδόμενου σήματος

Οι τεχνικές διαμόρφωσης που προτείνονται από την ESA είναι: i) Dual-Polarization Quadrature Phase Shift Keying (DP-QPSK), ii) Dual-Polarization 16-ary Quadrature Amplitude Modulation (DP-16QAM), iii) On-Off Keying (OOK). Οι δύο πρώτες τεχνικές απαιτούν τον σύμφωνο εντοπισμό (coherent detection), ενώ η τελευταία την διαμόρφωση έντασης/άμεσο εντοπισμό (Intensity Modulation/Direct Detection-IM/DD). Κατά τον σύμφωνο εντοπισμό, χρησιμοποιείται ένας τοπικός ταλαντωτής (Local Oscillator-LO) σε συγκεκριμένη ζώνη συχνοτήτων, με το σήμα λήψης να παρεμβάλλεται μ' αυτόν για την ανίχνευση της πληροφορίας [46]. Επισημαίνεται πως αυτή η τεχνική παρουσιάζει πολύ μεγάλη ευαισθησία στις τυχαίες διακυμάνσεις της φάσης και της μορφής πόλωσης του εισερχόμενου στον δέκτη σήματος. Από την άλλη, στην απλούστερη τεχνική του άμεσου εντοπισμού, ο οπτικός παλμός, συλλέγεται από μια φωτοδίοδο, που δεν διαθέτει την ανάλογη ευαισθησία, με ουσιαστικά ωστόσο αποτελέσματα.

Σύμφωνα με την ESA, οι προδιαγραφές (requirements) που πρέπει (should-optional/desirable requirement) ή να (shall-firm requirement) πληροί το φυσικό στρώμα, αναφορικά με το προς μετάδοση οπτικό σήμα, είναι οι εξής:

- Τόσο μεταξύ των δορυφόρων όσο και μεταξύ δορυφόρου-επίγειου σταθμού **να** χρησιμοποιηθεί ένα ή περισσότερα σχήματα διαμόρφωσης και εντοπισμού από τα εξής:
 - ❖ DP-QPSK με σύμφωνο εντοπισμό
 - ❖ DP-16QAM με σύμφωνο εντοπισμό
 - ❖ OOK με άμεσο εντοπισμό
- Για κάθε σχήμα διαμόρφωσης ο ρυθμός αποστολής δεδομένων **να** επιλεγεί ως:

Τύπος σχήματος εντοπισμού	Τύπος σχήματος διαμόρφωσης	Ρυθμός συμβόλων(ανά διεύθυνση πόλωσης)
Coherent	DP-QPSK ή DP-16QAM	31.5 Gbaud ή 62 Gbaud
IM/DD	OOK	2.5 Gbaud ή 10 Gbaud

Πίνακας 4.2: Τύπος διαμόρφωσης σήματος για κάθε baud rate.

- Το φαινόμενο Doppler **να** διατηρηθεί σε τέτοιο επίπεδο ώστε να μην υπάρξει παραπάνω απόκλιση από τις συχνότητες που ορίζονται από την [47] για τα σχήματα σύμφωνου εντοπισμού.

4.2.3.2 Ισχύς σήματος

Σύμφωνα με την ESA, οι προδιαγραφές (requirements) που πρέπει (should-optional/desirable requirement) ή να (shall-firm requirement) πληροί το φυσικό στρώμα αναφορικά με την ισχύ του σήματος είναι οι εξής:

- Τα Laser Communication Terminals-LCTs **να** παρέχουν ρυθμιζόμενη οπτική ισχύ μετάδοσης. Αυτή εκτός του τερματικού **να** είναι είτε μηδενική, είτε σταθερή σε βήματα των 3 dB με ελάχιστη προσαύξηση των 100 mV.
- Η ένταση της ακτινοβολίας που λαμβάνεται από το τερματικό λήψης της οπτικής μονάδας, **πρέπει** να επιτρέπει την αλλαγή στη διαμόρφωση του σήματος εκπομπής, κατά τη διάρκεια ενεργής ζεύξης, για τη βελτιστοποίηση της απόδοσή της.
- Ανοχή ισχύος εξόδου. Η πραγματική ανοχή εξόδου της ισχύος **πρέπει** να είναι μέσα στο 20% της ανοχής αυτής ολόκληρης της διάταξης.
- Η ελάχιστη ένταση ακτινοβολίας στην είσοδο της επιφάνειας λήψης της οπτικής κεφαλής **να** είναι μεγαλύτερη των τιμών που παρατίθενται παρακάτω για το αντίστοιχο είδος διαμόρφωσης (αναφορικά με το PAT σύστημα):

Διαμόρφωση	Ένταση ακτινοβολίας
DP-QPSK 100 Gbps	30 $\mu\text{W}/\text{m}^2$
DP-QPSK 200 Gbps	100 $\mu\text{W}/\text{m}^2$
DP-16QAM 200 Gbps	250 $\mu\text{W}/\text{m}^2$
DP-16QAM 400 Gbps	800 $\mu\text{W}/\text{m}^2$
IM/DD-OOK 2.5 Gbps	12.5 $\mu\text{W}/\text{m}^2$
IM/DD-OOK 10 Gbps	50 $\mu\text{W}/\text{m}^2$

Πίνακας 4.3: Ελάχιστη ένταση ακτινοβολίας για κάθε διαμόρφωση.

- Ο ελάχιστος λόγος signal-to-(noise + interference) ratio-S/(N+I) στην είσοδο της επιφάνειας λήψης της οπτικής κεφαλής **να** είναι μεγαλύτερος των τιμών που παρατίθενται παρακάτω για το αντίστοιχο είδος διαμόρφωσης (αναφορικά με το PAT σύστημα):

Διαμόρφωση	Οπτικό S/(N+I)
DP-QPSK 100 Gbps	20 dB
DP-QPSK 200 Gbps	25 dB
DP-16QAM 200 Gbps	28 dB
DP-16QAM 400 Gbps	30 dB
IM/DD-OOK 2.5 Gbps	12 dB
IM/DD-OOK 10 Gbps	15 dB

Πίνακας 4.4: Ελάχιστο S/(N+I) για κάθε διαμόρφωση.

- Η μέγιστη κορυφή των απωλειών που αφορούν την πόλωση (Polarization Dependent Loss-PDL), όταν η αλλαγή στην κατάσταση πολώσεως (State Of Polarization -SOP) είναι ίση ή μεγαλύτερη του 1 rad/ms στην επιφάνεια λήψης της οπτικής κεφαλής, **να** είναι < 1.5 dB για τα σύμφωνα συστήματα.
- Η μέγιστη, κατά μέσο όρο, διασπορά λόγω πολώσεως (Polarization Mode Dispersion-PMD), όταν η αλλαγή στην κατάσταση πολώσεως (State Of Polarization -SOP) είναι ίση ή μεγαλύτερη του 1 rad/ms στην επιφάνεια λήψης της οπτικής κεφαλής **να** είναι μικρότερη των τιμών που παρατίθενται παρακάτω για το αντίστοιχο είδος σύμφωνης διαμόρφωσης:

Ρυθμός δεδομένων	Μέγιστο PMD(κατά μέσο όρο)
400G	10 ps
200G	12.5 ps
100G	15 ps

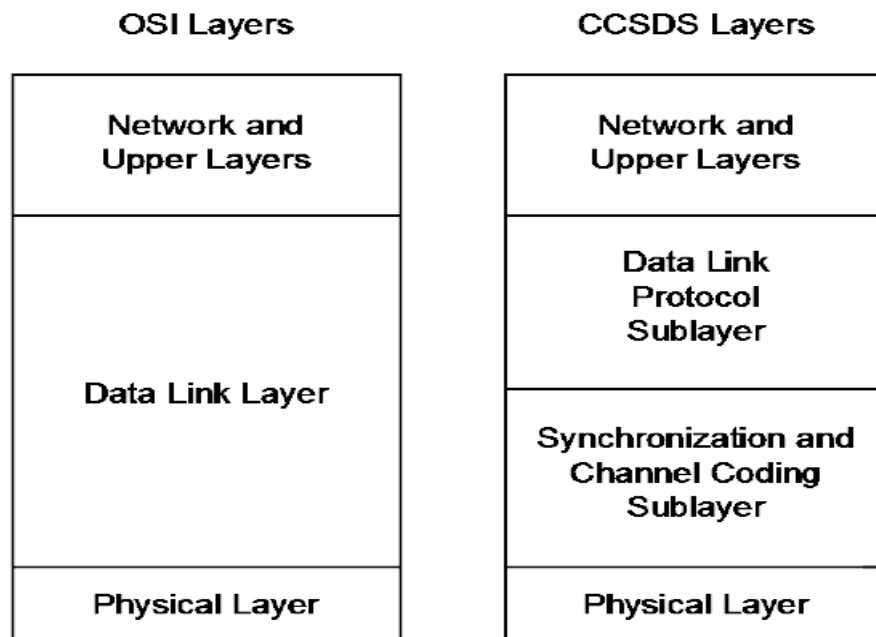
Πίνακας 4.5: Μέγιστο PMD για τους προτεινόμενους ρυθμούς.

- Ο μέγιστος ρυθμός αλλαγής στην κατάσταση πόλωσης, συνολικά των τιμών PMD and PDL στην επιφάνεια λήψης της οπτικής κεφαλής, **να** είναι < 25 krad/s για τα σύμφωνα συστήματα.

4.3 Προδιαγραφές στρώματος ζεύξης δεδομένων (Data link layer requirements)

Η οργάνωση του στρώματος ζεύξης δεδομένων που έχει υιοθετήσει η ESA για το HydRON αποκλίνει, σε γενικές γραμμές, από το ευρέως χρησιμοποιούμενο σχήμα OSI (Open Systems Interconnection). Ειδικότερα, αυτή ορίζει πως δύο υποστρώματα (sublayers) απαρτίζουν το επίπεδο αυτό και έχουν διαφορετικές αρμοδιότητες σύμφωνα με το CCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems) [44]. Το υπόστρωμα Data Link Protocol παρέχει τις λειτουργίες μεταφοράς ποικίλων δεδομένων,

χρησιμοποιώντας μονάδες δεδομένων πρωτοκόλλου σταθερού μήκους (fixed-length protocol data units), που ονομάζονται πλαίσια μεταφοράς (Transfer Frames). Παραδείγματα αυτού αποτελούν το TM Space Data Link Protocol, το AOS Space Data Link Protocol και το TC Space Data Link Protocol. Από την άλλη, το υπόστρωμα συγχρονισμού (Synchronization) και κωδικοποίησης καναλιού (Channel Coding) είναι υπεύθυνο για όλες εκείνες τις διαδικασίες που θα καταστήσουν εφικτή τη μεταφορά των πλαισίων στην οπτική σύνδεση, όπως ο εντοπισμός λάθους (error detection), η διόρθωση λάθους (error correcting), η αντιστοίχιση ρυθμών (rate matching) και ο έλεγχος ροής δεδομένων από/προς το φυσικό στρώμα.



Σχήμα 4.4: Τα επίπεδα οργάνωσης κατά OSI-CCSDS [44].

4.3.1 2.5 Gbps OOK

Η εκάστοτε δομή πλαισίου (frame structure) για το συγχρονισμό και την κωδικοποίηση του καναλιού αποτελείται από συγκεκριμένα πεδία (fields), σύμφωνα με την SDA (Space Development Agency) [48].

Αρχικά, όλα τα πλαίσια είναι ομοειδή και αποτελούνται από τα εξής βασικά πεδία:

- το προοίμιο (Preamble-64 bits)
- την επικεφαλίδα (Header-960 bits)
- τις πληροφορίες-δεδομένα (Payload - Data-8416 bits)
- τις πληροφορίες-CRC (Payload - CRC-32 bits)
- τις πληροφορίες ισοτιμίας (Payload Parity-variable bits)

Το προοίμιο αποτελεί τα πρώτα bits του εκάστοτε πλαισίου και είναι αρμόδιο για το συγχρονισμό πομπού-δέκτη, σηματοδοτώντας παράλληλα την αρχή του πλαισίου. Η τιμή αυτού είναι: 64'53225b1d0d73df03, με το πιο σημαντικό ψηφίο (Most Significant Bit-MSB) 64th να μεταδίδεται πρώτο.

Τα ψηφία της επικεφαλίδας έπονται του προοιμίου και διακρίνονται στις εξής λειτουργίες και πεδία:

Λειτουργία	Όνομα πεδίου	Ψηφία/Περιγραφή
	TXFN	16 bits- ακολουθία αριθμών του εξερχόμενου TX πλαισίου
ARQ	i)ACK_START_FN ii)ACK_SPAN iii)ACK_valid iv)ACK v)TX_NUM vi)ARQ_NFRAMES	i) 16 bits- Ακολουθία των αριθμών της 1 ^{ης} ACK ii) 3 bits- ACK/NAK έχει εφαρμογή σε 2^{ACK_SPAN} διαδοχικά RXFN 000-101: επιτρεπτές τιμές (ACK_SPAN=1, ... ACK_SPAN= 32) 110-111: Reserved iii) 1 bit- 0: όχι ACK/NAK στο πλαίσιο 1: ACK/NAK έγκυρο πλαίσιο iv) 1 bit- 0: NAK για RXFN και 2^{ACK_SPAN} διαδοχικά RXFN 1: ACK για RXFN και 2^{ACK_SPAN} διαδοχικά RXFN v) 3 bits- προσπάθειες επαναποστολής (0=αρχικά, μέγιστος αριθμός προσπαθειών -Tx=5) vi)8 bits- ARQ_HOLDOFF_NFRAMES

	vii)ARQ_MAX_RETX	vii) 3 bits- ARQ_MAX_RETX
FEC	PL_RATE	4 bits- 0000: κανένα ψηφίο ισοτιμίας 0001: 2304 ψηφία ισοτιμίας 0010: 3456 ψηφία ισοτιμίας 0011: 4992 ψηφία ισοτιμίας 0100: 9216 ψηφία ισοτιμίας 0101-1111: reserved
MAC	FRAME_TYPE	2 bits- 00: IDLE 01: DATA 10: MGMT 11: reserved
pseudo-range	i)TX_TS ii)TOD_SECONDS iii)TS-applies	i)40 bits- TX χρονοσήμανση (πλαisiού εξόδου), αριθμός picoseconds ενός δευτερολέπτου στο σύστημα epoch: 0-999,999,999,999 ii) 6 bits- αριθμός δευτερολέπτων στο σύστημα epoch: 0-59 iii) 3 bits- TX_TS υποδεικνύει το timestamp για το τρέχον πλαίσιο (0) ή τα προηγούμενα (1-7)
Fast Control Channel	i)FCCH_OPCODE ii) FCCH_PL	i) 6 bits- time-multiplexed έλεγχος σήματος ii) 16 bits- Τα περιεχόμενα του payload καθορίζονται από τον τύπο του FCCH
CRC	CRC-16	16 bits
Zero-Tail	ZT	16 bits
Total		160 bits

Πίνακας 4.6: Τα πεδία του πλαισίου της επικεφαλίδας.

- *Frame Sequence Numbers*: Ο αριθμός της ακολουθίας του πεδίου TX-(TXFN) θα πρέπει να αυξάνεται σε κάθε μεταδιδόμενο πλαίσιο στο χρονικό διάστημα σύνδεσης χωρίς να επηρεάζει το FRAME TYPE (λειτουργία MAC).
- *Automatic Repeat Request (ARQ)*: Η αυτόματη αίτηση επανάληψης και οι παράμετροί της (πίνακας 4.7) θα πρέπει να παραμείνουν στατικές σε όλη τη διάρκεια της διαδικασίας. Η ARQ μπορεί να χρησιμοποιηθεί για ζεύξεις space-to-ground αλλά και μεταξύ άλλων, αν μπορούν να την υποστηρίξουν. Μόνο οι κατηγορίες πλαισίων DATA και MGMT (λειτουργίες MAC) υπόκεινται στην ARQ. Ο παραλήπτης απαιτείται να λαμβάνει ACK πλαίσιο σωστά, κάτι που επιτυγχάνεται με τον κυκλικό έλεγχο πλεονασμού (Cyclic Redundancy Check) CRC-32. Πλαίσια για τα οποία ACK δεν λαμβάνεται, απορρίπτονται. Ο ARQ μηχανισμός πρέπει να απενεργοποιείται, θέτοντας τον αριθμό των επαναποστολών στο 0. Το πεδίο ACK/NAK στο πλαίσιο της επικεφαλίδας θα πρέπει να αγνοηθεί, αν δεν τεθεί το ACK-valid στο 1. Όταν αυτό γίνει, η ACK ενσωματώνεται στο οπτικό πακέτο με τον αριθμό ακολουθίας RXFN. Ο αποτελεσματικός αριθμός πλαισίων σε κάθε ARQ κύκλο είναι: $ARQ_HOLDOFF_NFRAMES \times 16$. Ο χρόνος που απαιτείται για την αποστολή όλων σ' ένα κύκλο υπολογίζεται ως το γινόμενο του κάθε πλαισίου με τον χρόνο αποστολής του για συγκεκριμένο baud rate.

Παράμετρος	Έγκυρο εύρος	Αριθμός ψηφίων	Περιγραφή
ARQ_HOLDOFF_NFRAMES	0, 16, 32, ..., 4096 $N \times 16$, $N=0..2^8$	8	Το μέγεθος του παραθύρου ARQ θα πρέπει να είναι πολλαπλάσιο του 16. Η μέγιστη τιμή είναι $2^8 = 4096$. Η τιμή του ARQ_HOLDOFF_NFRAMES καθορίζει το χρόνο καθυστέρησης (hold off). Το μέγεθος παραθύρου και ο χρόνος καθυστέρησης δεν ορίζονται ανεξάρτητα.
ARQ_MAX_RETX	0-5	3	Μέγιστος αριθμός προσπαθειών επαναποστολής
ARQ_HOLDOFF_TIME	0-1000 ms	12	Χρόνος αναμονής μεταξύ της επανεκπομπής του πλαισίου

Πίνακας 4.7:Παράμετροι του εκάστοτε ARQ.

- *FEC (Forward Error Correction)*: Τόσο η επικεφαλίδα όσο και το payload αυτής προστατεύονται από έναν κώδικα FEC σταθερού ρυθμού. Για την επικεφαλίδα χρησιμοποιείται κώδικας συνέλιξης με περιορισμένο μήκος (constraint length) 7 και ρυθμό 1/6. Οι τιμές του πολωνύμου γεννήτορα για τον κώδικα (7, 1/6) είναι οι παρακάτω:

Κωδικοποιημένο bit	Πολώνυμο γεννήτορας(octal)
0	0175
1	0171
2	0151
3	0133
4	0127
5	0117

Πίνακας 4.8: Οι τιμές του πολωνύμου γεννήτορα της επικεφαλίδας για ρυθμό 1/6 .

Προκειμένου ο κωδικοποιητής συνέλιξης (FEC) να βρεθεί σε μηδενική κατάσταση στην αρχή κάθε νέας επικεφαλίδας, ένα 16-bit άθροισμα ελέγχου (checksum) προσκολλάται αρχικά σε κάθε header, ακολουθούμενο από ένα «γέμισμα» (padding) 16 μηδενικών bits (Zero-Tail) για να ολοκληρώσει τη CRC-16 ($g(x) = x^{16} + x^{12} + x^5 + 1$) διαδικασία. Συνολικά, 160 bits εισέρχονται στον κωδικοποιητή Header FEC.

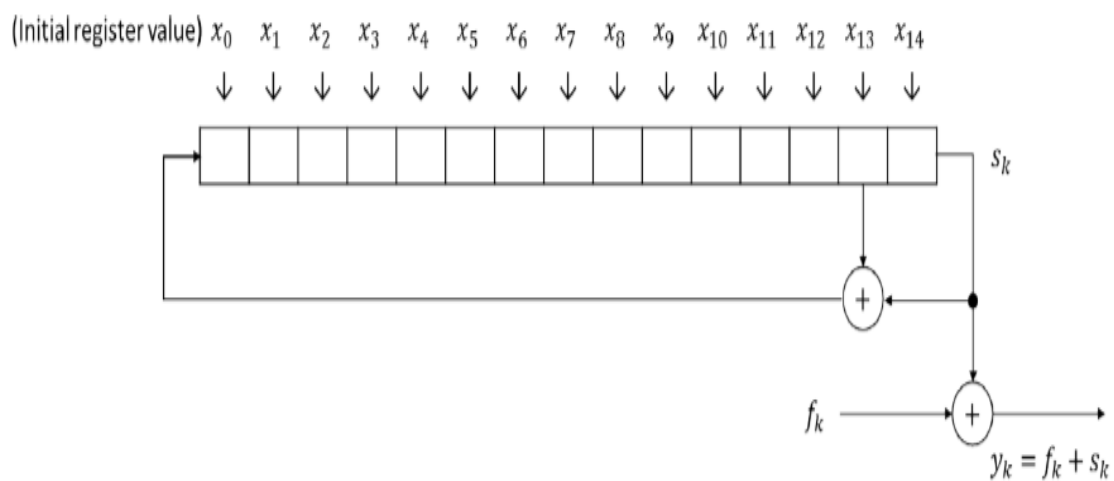
- *MAC*: Εκ κατασκευής του συστήματος, πρέπει να υπάρχει διαρκής ροή μετάδοσης πλαισίων, δίχως κάποιο κενό μεταξύ παρακείμενων πλαισίων. Ακόμη και σε περιπτώσεις που δεν υπάρχουν διαθέσιμα δεδομένα προς αποστολή, το σύστημα οφείλει να εισάγει μια τέτοια ροή. Τα IDLE πλαίσια αποτελούν τον τύπο δεδομένων που εισάγεται στην επικεφαλίδα, ως `FRAME_TYPE = 00`, μέχρις ότου κάποια άλλα δεδομένα καταστούν διαθέσιμα. Τα πλαίσια αυτά έχουν τα ίδιο μήκος πληροφορίας με τα DATA (8416 bits), υπόκεινται στα ίδιο payload FEC (QC-LDPC) και προστατεύονται από τον ίδιο CRC-32. Η δημιουργία της δυαδικής ακολουθίας στηρίζεται στην “pseudo-random binary sequence” (PRBS), όπως το πλαίσιο scrambler, με τη διαφορά ότι η αρχική τιμή ισούται με την τιμή των 15 χαμηλότερων bits στο πεδίο TXFN στο πλαίσιο της επικεφαλίδας. Από την άλλη, τα πλαίσια MGMT, τα οποία στο πεδίο της επικεφαλίδας δηλώνονται ως `FRAME_TYPE = 10`, έχουν ίδιο αριθμό ψηφίων με τα DATA, υπόκεινται στον ίδιο FEC και CRC-32 κώδικα, αποτελούν πλαίσια διαχείρισης (management frames) μεταξύ των οπτικών, επικοινωνιακών τερματικών (inter-OCTs). Τα δεδομένα που ανταλλάζουν τα τερματικά, σε περιπτώσεις που ζητηθεί, είναι η θέση και η ταχύτητά τους, καθώς επίσης και η συνδιακύμανσή τους, η ακριβής στάση (σε

τεταρτημόρια-quarter structure), ο προσανατολισμός τους και ο βαθμός επίτευξης LOS ζεύξης.

- *pseudo-range*: Για το μετριάσμο των εξωτερικών διακυμάνσεων (external ranging) και υπολογισμού του χρόνου μετάδοσης (time transfer calculation), κάθε OCT απαιτείται να διαθέτει πλαίσια χρονοσήμανσης (timestamps) για κάθε είδος πλαισίου, υποδεικνύοντας τον χρόνο εξόδου (egress time) από την μια επιφάνεια στον χρόνο εισόδου (ingress time) της άλλης. Κάθε πλαίσιο που μεταδίδεται από το OCT συμπληρώνει τα timestamps, αλλά επιπρόσθετα ενημερώνεται και στην επικεφαλίδα κάθε εξερχόμενου πλαισίου. Τα πλαίσια που λαμβάνει ο δέκτης συμπληρώνουν, υποχρεωτικά, τον χρόνο σήμανσης που αναγράφεται αλλά και την τοπική ώρα μέτρησης. Η ύπαρξη της συγκεκριμένης τεχνικής θα πρέπει να αμβλύνει τις συστηματικές καθυστερήσεις που δημιουργούνται εξαιτίας της σύνδεσης των τερματικών εκτός της ατμόσφαιρας.
- *Fast Control Channel (FCCH)*: Όλα τα πλαίσια, τα οποία μεταδίδονται και λαμβάνονται μεταξύ των OCTs, για κάθε έγκυρο τύπο FRAME_TYPE, διαθέτουν ενσωματωμένο κανάλι γρήγορου ελέγχου. Το FCCH είναι ένα κανάλι με κρατημένο (reserved) εύρος ζώνης για ισχυρή, χαμηλής καθυστέρησης μετάδοση μικρών μηνυμάτων μεταξύ των οπτικών τερματικών. Δεν παρέχονται μηνύματα ARQ για το FCCH. Μέσω της πολυπλεξίας χρόνου, η χωρητικότητα του καναλιού μοιράζεται σε πολλαπλά λογικά κανάλια, των οποίων η αποτελεσματικότητα είναι συνάρτηση του payload FEC, του baud rate και της συχνότητας για την οποία το λογικό κανάλι προγραμματίζεται από τα ανώτερα επίπεδα. Αποτελείται από δύο πεδία: i) FCCH_OPCODE (6 bits): που καθορίζει τη μορφή του λογικού καναλιού και ii) FCCH_PL (16 bits): τα ψηφία του payload. Τα πεδία που καθορίζουν τα λογικά κανάλια (FCCH_OPCODE) και κατ' επέκταση το payload αφορούν τα εξής: i) Link Quality Reports, ii) Reserved, iii) OCT Reports, iv) Link Quality Reports Expansion και v) Not Preset. Τέλος, επισημαίνεται πως τα OCTs θα πρέπει να σχεδιάζονται με τέτοιο τρόπο που να επιτρέπουν οποιαδήποτε απώλεια μηνυμάτων FCCH.

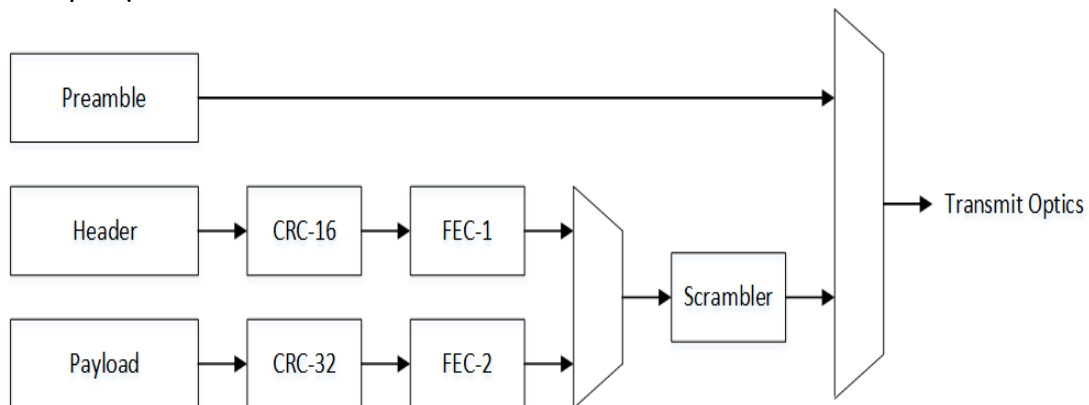
Κάθε payload Data πλαίσιο έχει συνολικό αριθμό ψηφίων 8416, αριθμός ο οποίος ανέρχεται στα 8448 μετά τη διαδικασία CRC-32 κατ' αναλογία με την επικεφαλίδα. Στην περίπτωση αυτή, το πολυώνυμο γεννήτορας (generator polynomial) είναι το $g(x) = x^{32} + x^{26} + x^{23} + x^{22} + x^{16} + x^{12} + x^{11} + x^{10} + x^8 + x^7 + x^5 + x^4 + x^2 + x + 1$. Το Data FEC ακολουθεί τη διαδικασία: quasi-cyclic low-density parity check (QC-LDPC), σύμφωνα με την οποία ένας δυαδικός, γραμμικός κώδικας δεδομένου μήκους μπορεί να σχηματίσει την ίδια κωδική λέξη, μετά από πεπερασμένο αριθμό ολισθήσεων [49]. Ο αριθμός των parity bits που δημιουργούνται από αυτήν τη διαδικασία μπορεί να είναι μηδενικός έως 9216 (8416 bits payload + CRC-32 + 2x lifting size=2x 384) με ρυθμό κώδικα 0.5.

Τόσο η επικεφαλίδα όσο και τα δεδομένα, ως τελευταίο βήμα, προτού καταστούν πλαίσια προς αποστολή, κρυπτογραφούνται (scramble) με τη βοήθεια ενός πρωτόγονου πολυωνύμου (primitive polynomial) $(x) = 1 + x^{14} + x^{15}$. Η ακολουθία αυτή μπορεί να προκύψει από ένα γραμμικό κύκλωμα καταχωρητή ολίσθησης με ανάδραση (σχήμα 4.5). Ο καταχωρητής αρχικοποιείται σε μια συγκεκριμένη τιμή $[x_0, x_1, \dots, x_{14}] = [000011011011100]$ στην αρχή του κάθε πλαισίου. Για κάθε ψηφίο του εκάστοτε πλαισίου που λαμβάνει, πυροδοτείται η διαδικασία αυτή, η οποία ξεκινάει μετά το τελευταίο bit του προοιμίου, εκτελώντας την πράξη exclusive-or (XOR) μεταξύ των frame bits f_k και της ακολουθίας scrambling s_k . Τελικά, αυτό που δημιουργείται με τη μέθοδο αυτή είναι μια ακολουθία της μορφής: $y_k = f_k + s_k$ που μαζί με το προοίμιο μεταδίδονται έξω από την ατμόσφαιρα.



Σχήμα 4.5: Το γραμμικό κύκλωμα καταχωρητή ολίσθησης με ανάδραση [48].

Όσα αναφέρθηκαν προηγουμένως, αναφορικά με τις διαδικασίες που υφίστανται τα preamble, header και payload προκειμένου να καταστούν αξιόπιστα πλαίσια που θα επιτελούν συγκεκριμένες λειτουργίες, παρουσιάζονται στο παρακάτω σχήμα. Είναι εμφανής η παρόμοια διαδικασία προστασίας και κωδικοποίησης που υφίστανται η επικεφαλίδα και οι πληροφορίες αυτής, σε αντίθεση με την απλή αποστολή των ψηφίων του προοιμίου.



Σχήμα 4.6: Τα βασικά στάδια πλαισίωσης που περνούν τα preamble-header-payload [48].

Υιοθετώντας, πλήρως, η ESA τη δομή των πλαισίων του SDA για το όραμα HydRON, που θα προσεγγίζουν τα 2.5 Gbps, οι προδιαγραφές (requirements) που πρέπει (should-optional/desirable requirement) ή να (shall-firm requirement) πληροί το στρώμα ζεύξης δεδομένων σχετικά με το framing, FEC και scrambling είναι οι εξής:

Framing

- Κάθε πλαίσιο **να** δομείται με τέτοιο τρόπο ώστε να περιλαμβάνει τα εξής πεδία:

Preamble	Header	Payload data	CRC	parity
(64 bits)	(960 bits)	(8416 bits)	(32 bits)	(variable)

- Τα δεδομένα **να** αντιστοιχηθούν στα DATA frames (FRAME_TYPE=01) κατ' αναλογία με τη [48].
- Το κανάλι μετάδοσης CMP (Control and Management Plane) **να** ταξινομηθεί σε MGMT frames (FRAME_TYPE=10).

FEC

- Το post-FEC BER της 2.5G OOK για την εναέρια διεπαφή των OCTs **να** παρέχει quasi-error επικοινωνία ($BER < 10^{-12}$).
- Ο FEC για τη διεπαφή των OCTs με 2.5G OOK **να** ακολουθεί την 5G New Radio LDPC (Low Density Parity Check) με ρυθμό κώδικα μεταξύ 0.5 και 0.9.
- Για τη διεπαφή των OCTs με 2.5G OOK **να** χρησιμοποιούνται, για το payload, ψηφία FEC με τις εξής ιδιότητες:
 - I. Systematic FEC (αντίγραφο των ψηφίων δεδομένων του payload εμφανίζεται ως κωδικοποιημένο payload, με κωδικές λέξεις).
 - II. Μηδενικά ή παραπάνω ψηφία ισοτιμίας.
 - III. Ο αριθμός των ψηφίων ισοτιμίας είναι συνάρτηση του επιλεγμένου ρυθμού κώδικα. Ο αριθμός τους μπορεί να είναι μηδενικός (uncoded word), έως τόσο μεγάλος για την κωδικοποίηση των 8448 bits (LDPC, code rate 1/2).
 - IV. Ο FEC του payload είναι quasi-cyclic low-density parity check (QC-LDPC).
- Τα ψηφία του payload για τη διεπαφή των OCTs με 2.5G OOK **να** εφαρμόζουν του ακόλουθους ρυθμούς κώδικα: 1 (no FEC), 0.8462, 0.7586, 0.6667, 0.5000.

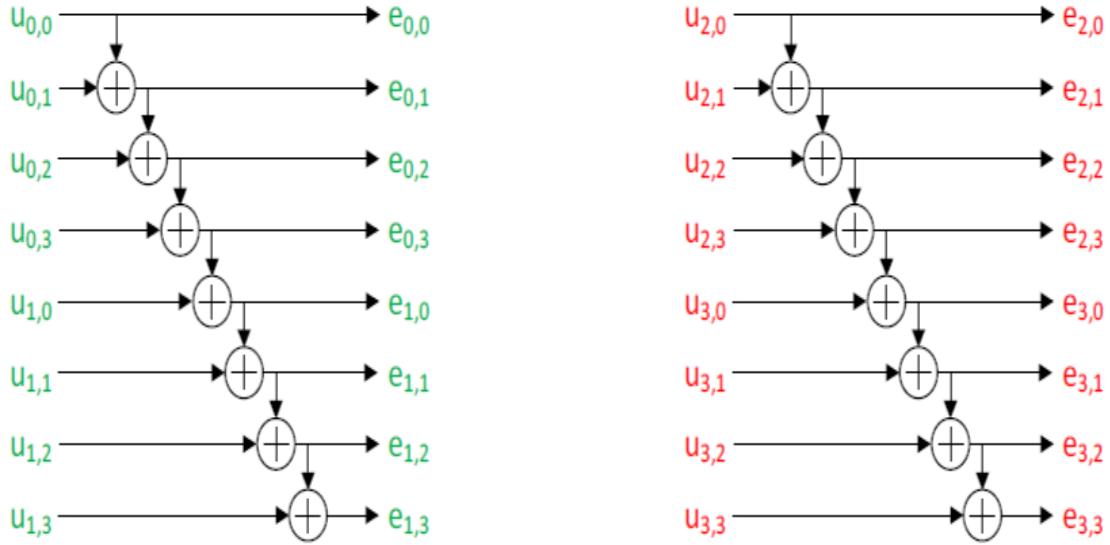
Scrambling

- Όλα τα μέρη των πλαισίων με 2.5G OOK, εκτός από την ακολουθία preamble, να κρυπτογραφηθούν πριν από τη μετάδοση.

4.3.2 10 Gbps OOK

Στην περίπτωση της δημιουργίας πλαισίων που θα μεταδίδονται με ρυθμό 10 Gbps, η ESA έχει υιοθετήσει σε μεγάλο βαθμό το Optical Intersatellite Link (OISL) Standard [50] για τη δομή τους, σύμφωνα με το οποίο το προοίμιο έχει σταθερό μήκος 72 bits μέχρι την τελική αποστολή του από το οπτικό τερματικό, ενώ η επικεφαλίδα 384 bits και το payload 24480 bits μετά απ' όλες τις διάφορες βαθμίδες επεξεργασίας.

Όπως και προηγουμένως, το προοίμιο αποτελεί το πρώτο βήμα για τον συγχρονισμό πομπού-δέκτη και για την έναρξη του πλαισίου χωρίς να απαιτείται κάποια βαθμίδα κωδικοποίησής του. Η επικεφαλίδα με τη σειρά της περιλαμβάνει όλες εκείνες τις λειτουργίες, όπως η [48]. Πιο συγκεκριμένα, τα πεδία των λειτουργιών που ορίζονται από την επικεφαλίδα είναι τα: ARQ, MAC, pseudo-range, FCCH, CRC-16 με συνολικό αριθμό ψηφίων 128. Το πολυώνυμο γεννήτορας για τον εντοπισμό λαθών, κατά την αποστολή του εκάστοτε πλαισίου για την επικεφαλίδα είναι και σ' αυτήν την περίπτωση το $g(x) = x^{16} + x^{12} + x^5 + 1$. Για την κωδικοποίηση FEC της επικεφαλίδας χρησιμοποιείται ο κώδικας Reed-Solomon και μάλιστα μειωμένος (shortened). Για τη δημιουργία του τελευταίου ακολουθείται η εξής διαδικασία: στα header data (14 bytes), μετά από τον CRC-16 κώδικα (2 bytes), ενσωματώνονται εικονικά ψηφία μηδενικής τιμής, τα οποία αποσκοπούν στη δημιουργία του RS(255, 239). Δηλαδή, αν κι ο κώδικας RS(32,16) είναι αυτός που σχηματίζεται στην πραγματικότητα, το σύστημα δημιουργεί κάθε φορά 223 bytes στην αρχή της κωδικής λέξης, τα οποία, ωστόσο, δεν μεταφέρονται κατά τη μετάδοση του πλαισίου. Μια ανάλογη διαδικασία ακολουθούν και τα δεδομένα· με ελάχιστο μήκος 1908 bytes (σε περιπτώσεις που αυτός ο αριθμός δεν επιτυγχάνεται, συμπληρώνεται με μηδενικά), κωδικοποιείται, αρχικώς, από έναν CRC-32 κώδικα με πολυώνυμο γεννήτορα $g(x) = x^{32} + x^{26} + x^{23} + x^{22} + x^{16} + x^{12} + x^{11} + x^{10} + x^8 + x^7 + x^5 + x^4 + x^2 + x + 1$ κι εν συνεχεία, κωδικοποιούνται σε μπλοκ των 8 κωδικών λέξεων με RS(255,239). Σημειώνεται ότι τα δεδομένα μεταδίδονται με την ίδια σειρά που εισέρχονται στον κωδικοποιητή, ακολουθούμενα πάντα από τα parity ψηφία. Η τελευταία βαθμίδα εισαγωγής των bits της επικεφαλίδας και των δεδομένων αποτελεί ο κωδικοποιητής Line Product Code [LPC(24,16)]. Τα 16 bits που εισέρχονται στον κωδικοποιητή μετά από το scrambler, θα δημιουργήσουν έναν 5x5 πίνακα με 8 ψηφία ισοτιμίας και ένα ακόμα bit, το SysChnDat*, που εισάγεται από τον κωδικοποιητή. Ο τρόπος που δημιουργείται ο πίνακας αυτός είναι ο εξής [44]: μέσω της διαφορικής κωδικοποίησης (exclusive-or) των εισερχόμενων bits ($u_{i,j}$ με $i,j[0,3]$) παράγεται ο πίνακας-εξόδου ($e_{i,j}$ με $i,j[0,3]$) (σχήμα 4.7).



Σχήμα 4.7: Δημιουργία του 4x4 υποπίνακα εξόδου [50].

➤ Τα οριζόντια (ph) ψηφία ισοτιμίας δημιουργούνται ως εξής από το σύστημα:

$[ph(0) + \sum_{k=0}^3 e(0, k)] \bmod 2 = 1$, όπου $ph(0)$ πρέπει πάντοτε να υπολογιστεί για περιττή(odd) αρτιότητα. Αν $e(0,0)=0$, η περιττή αρτιότητα θα πρέπει να χρησιμοποιηθεί για τα $ph(1)$, $ph(2)$ και $ph(3)$ έτσι, ώστε:

$$[ph(1) + \sum_{k=0}^3 e(1, k)] \bmod 2 = [ph(2) + \sum_{k=0}^3 e(2, k)] \bmod 2 = [ph(3) + \sum_{k=0}^3 e(3, k)] \bmod 2 = 1$$

ενώ, αν $e(0,0) = 1$, άρτια(even) αρτιότητα θα χρησιμοποιηθεί για τα $ph(1)$, $ph(2)$ και $ph(3)$:

$$[ph(1) + \sum_{k=0}^3 e(1, k)] \bmod 2 = [ph(2) + \sum_{k=0}^3 e(2, k)] \bmod 2 = [ph(3) + \sum_{k=0}^3 e(3, k)] \bmod 2 = 0$$

➤ Τα κάθετα (pv) ψηφία ισοτιμίας δημιουργούνται ως εξής από το σύστημα:

$[pv(0) + \sum_{k=0}^3 e(k, 0)] \bmod 2 = 1$, όπου $pv(0)$ πρέπει πάντοτε να υπολογιστεί για άρτια αρτιότητα. Αν $e(2,0)=0$, η άρτια αρτιότητα θα πρέπει να χρησιμοποιηθεί για τα $pv(1)$, $pv(2)$ και $pv(3)$ έτσι, ώστε:

$$[pv(1) + \sum_{k=0}^3 e(k, 1)] \bmod 2 = [pv(2) + \sum_{k=0}^3 e(k, 2)] \bmod 2 = [pv(3) + \sum_{k=0}^3 e(k, 3)] \bmod 2 = 0$$

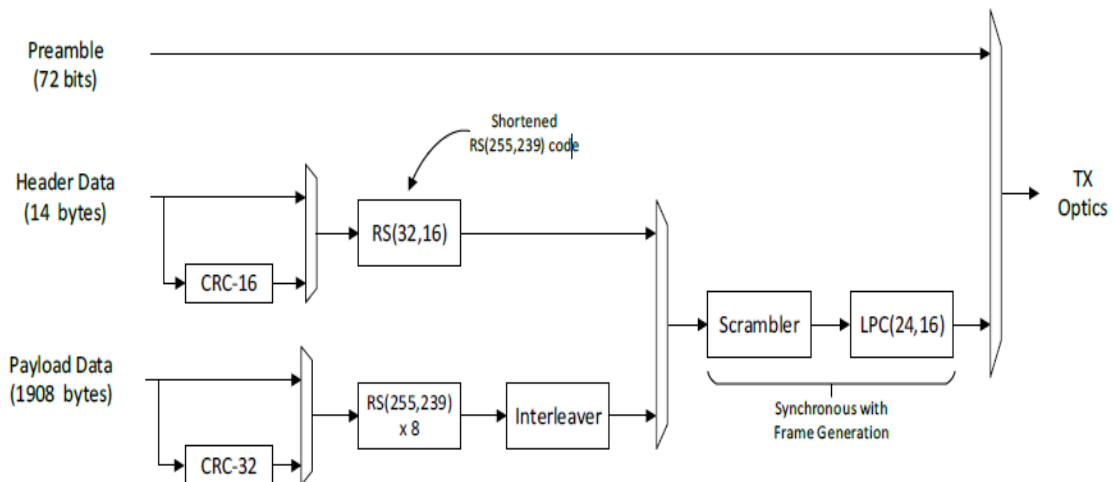
ενώ, αν $e(2,0) = 1$, η περιττή αρτιότητα θα χρησιμοποιηθεί για τα $pv(1)$, $pv(2)$ και $pv(3)$ ώστε:

$$[pv(1) + \sum_{k=0}^3 e(k, 1)] \bmod 2 = [pv(2) + \sum_{k=0}^3 e(k, 2)] \bmod 2 = [pv(3) + \sum_{k=0}^3 e(k, 3)] \bmod 2 = 1$$

$e_{0,0}$	$e_{0,1}$	$e_{0,2}$	$e_{0,3}$	ph_0
$e_{1,0}$	$e_{1,1}$	$e_{1,2}$	$e_{1,3}$	ph_1
$e_{2,0}$	$e_{2,1}$	$e_{2,2}$	$e_{2,3}$	ph_2
$e_{3,0}$	$e_{3,1}$	$e_{3,2}$	$e_{3,3}$	ph_3
pv_0	pv_1	pv_2	pv_3	

Σχήμα 4.8: Ο πίνακας 5x5 κατά την LPC(24,16) [50].

Επιπλέον, ο κώδικας αυτός δίνει τη δυνατότητα διαχείρισης ανομοιότητας (Disparity Management) διαμέσου της δυαδικής (bitwise) αναστροφής, σε περιπτώσεις που τα δύο subblocks (πράσινο-κόκκινο χρώμα), όπως επίσης και τα ψηφία ισοτιμίας και το SysChnDat*, υπερτερούν σε κάποιο από τα δύο bits. Συνοπτικά, οι βαθμίδες που περνούν το προοίμιο, η επικεφαλίδα και τα δεδομένα παρουσιάζονται παρακάτω.



Σχήμα 4.9: Τα βασικά στάδια πλαισίωσης που περνούν τα preamble-header-data [50].

Οι προδιαγραφές (requirements) που πρέπει (should-optional/desirable requirement) ή να (shall-firm requirement) πληροί το στρώμα ζεύξης δεδομένων σχετικά με τα framing, FEC και scrambling είναι οι εξής:

Framing

- Κάθε πλαίσιο **να** δομείται με τέτοιο τρόπο ώστε, να περιλαμβάνει τα εξής πεδία:

Preamble (72 bits)	Header (256 bits)	Payload data (16320 bits)
-----------------------	----------------------	------------------------------

- Τα δεδομένα **να** αντιστοιχηθούν στα DATA frames (FRAME_TYPE=01), κατ' αναλογία με τη [48].
- Το κανάλι μετάδοσης CMP(Control and Management Plane) **να** ταξινομηθεί σε MGMT frames (FRAME_TYPE=10).

FEC

- Το post-FEC BER της 10G OOK για την εναέρια διεπαφή των OCTs **να** παρέχει quasi-error επικοινωνία ($BER < 10^{-12}$).
- Ο FEC για τη διεπαφή 10G OOK **να** έχει τα εξής χαρακτηριστικά:

[1] Τα ψηφία πληροφορίας **να** προστατεύονται από CRC κώδικες (header:16 bits, payload: 32 bits).

[2] Fixed-rate (shortened) Reed-Solomon κώδικας **να** χρησιμοποιηθεί για το Header frame.

[3] Fixed-rate Reed-Solomon κώδικας **να** χρησιμοποιηθεί για το frame Payload.

Scrambling

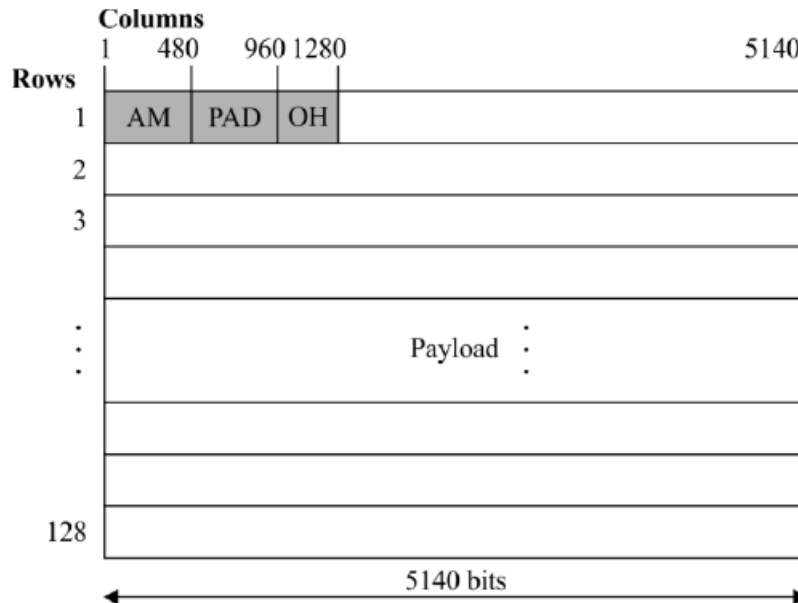
- Η διεπαφή 10G OOK **να** εφαρμόσει το scrambler και Line Product Code (LPC), κατ' αναλογία με τη [44].

4.3.3 100 Gbps / 200 Gbps / 400 Gbps

Για την επίτευξη 100 Gbps / 200 Gbps / 400 Gbps, η οργάνωση των πλαισίων ακολουθεί τα πρότυπα της ITU-T G.709.1/Y.1331.1 [51], σύμφωνα με την οποία, κάθε δομική, λειτουργική οντότητα (FlexO) με δεδομένη μορφή και ρυθμό, αποτελείται από τα overhead και payload, δημιουργώντας, έτσι, τα πολλαπλά στιγμιότυπα (instances) ενός Optical Transport Union-n x100G (OTUCn-completely standardized) σήματος.

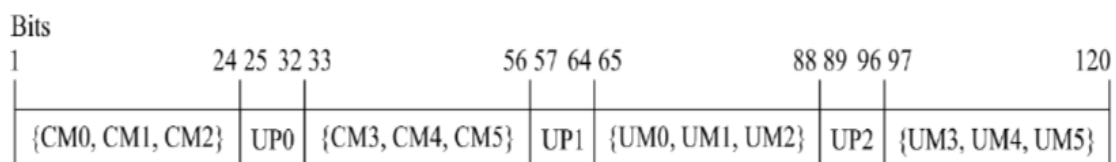
Η μορφή του FlexO πλαισίου παρουσιάζεται παρακάτω (σχήμα 4.10). Αποτελείται από 128 γραμμές και 5.140 στήλες του 1 bit. Περιλαμβάνει μια περιοχή των 480 στηλών, στην 1η γραμμή, δεικτών για την ευθυγράμμιση του πλαισίου (frame alignment marker -AM), μία περιοχή γεμίσματος (pad area-PAD) στην 1η γραμμή καταλαμβάνοντας τις στήλες 481 έως 960, μία περιοχή overhead (OH) στην 1η γραμμή μεταξύ των στηλών 961 και 1280 και τέλος, $128 \times 5140 - 1280 = 656640$ bits περιοχή payload στο υπόλοιπο του πλαισίου. Προκειμένου να ενισχυθεί η περιοχή του payload και να υπάρξει περισσότερος χώρος για τα πεδία του OH, δημιουργούνται δομές των 8-frames FlexO, δηλαδή multi-frame. Το τελευταίο περιλαμβάνει 7 περιοχές σταθερού υλικού (fixed stuff locations-FS) στην περιοχή του payload, περιέχοντας 1.280 bits έκαστο. Οι FS βρίσκονται στην 65η γραμμή, στις στήλες 1 έως 1.280 των πρώτων επτά

πλαισίων του multi-frame, παίρνουν την τιμή 0 και δεν αξιολογείται η ορθότητά τους από τον δέκτη.



Σχήμα 4.10: Το FlexO πλαίσιο [51].

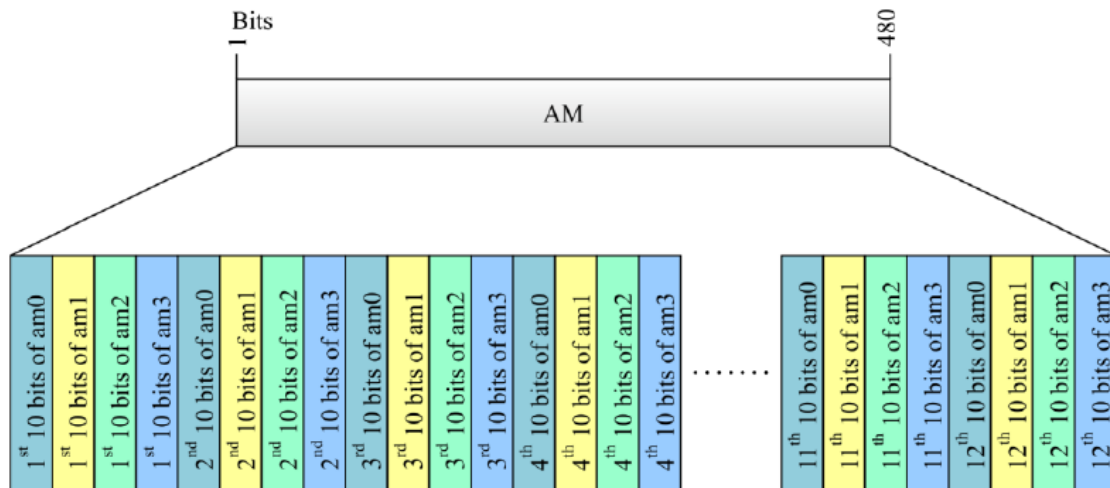
- *Alignment Marker (AM)*: Οι δείκτες ευθυγράμμισης λωρίδων (lane alignment markers) χρησιμοποιούνται για την ευθυγράμμιση (alignment), την περιγραφή (delineation), τη διάταξη (ordering) και τη μη παραμόρφωση (deskewing) του κάθε πλαισίου. Κάθε πλαίσιο φέρει 4 των 120 bits δείκτες ευθυγράμμισης, αποτελούμενους από τα ψηφία του κοινού τμήματος (Common Marker), τα ψηφία που είναι μοναδικά στο συγκεκριμένο τμήμα (Unique Marker) και τα ψηφία ισοτιμίας (Unique Pad) (σχήμα 4.11).
 - CMx = 8-bits common marker field – χρησιμοποιούνται για την ευθυγράμμιση των λωρίδων
 - UMx = 8-bits unique marker field – χρησιμοποιούνται για την ταυτοποίηση των λωρίδων
 - UPx = 8-bits unique pad field – χρησιμοποιούνται για την παροχή μιας DC ισορροπίας (ίσος αριθμός 0 και 1) κατά την πολυπλεξία των λωρίδων



Σχήμα 4.11: Τα πεδία κάθε δείκτη ευθυγράμμισης των 120 bits [51].

Για τα 100G, το FlexO πλαίσιο (FlexO-1) των 480 bits υποστηρίζει τη διαδοχική κατανομή σε 4 λογικές λωρίδες, 0, 1, 2 και 3 των 120 bits με 10 bits

παρεμβalόμενα μέρη (interleaved parts) των am0, am1, am2 και am3. Ανάλογη μέθοδο ακολουθεί και η PAD περιοχή των 100G FlexO με όλες τις τιμές να είναι μηδενικές. Σημειώνεται ότι αντίστοιχη διαδικασία ακολουθείται για τα 200G και τα 400G, με την πρώτη να αξιοποιεί 8 λογικά κανάλια ($am_i, i = 0,1,2$ έως 7) σε 2 στιγμιότυπα των 100G, και τη δεύτερη 16 ($am_i, i = 0,1,2$ έως 15) σε 2 στιγμιότυπα των 200G.



Σχήμα 4.12: Ο AM για τα 100G FlexO με τις 4 των 10 bits λογικές λωρίδες [51].

- *Overhead (OH)*: Η διαχείριση των ομάδων (group management), ο συγχρονισμός καθώς και τα διάφορα πεδία του καναλιού επικοινωνίας περιέχονται στο OH. Το εύρος του OH περιλαμβάνει συνολικά 2.560 bits (320 bytes) που κατανομούνται στην έκταση του 8-frame, multi-frame με τα εξής υπό-πεδία:
 - ❖ *Multi-frame alignment signal (MFAS)*: Το πεδίο αυτό αποτελείται από μία ακολουθία στοίχισης των 8 bits, με τις τιμές που λαμβάνει να κυμαίνονται από 0x00 έως 0xFF· δημιουργώντας ένα 256 multi-frame. Η ύπαρξη του MFAS αποσκοπεί στην εξασφάλιση τόσο της δομής του OH, όσο και του payload, που σχετίζονται με το κύριο πλαίσιο.
 - ❖ *Group identification (GID)*: Κάθε στιγμιότυπο σύνδεσης υποδεικνύεται μέσω μιας δεδομένης ομάδας διασύνδεσης (interface group), η οποία καταλαμβάνει ένα πεδίο των 20 bits για την ταυτοποίηση του group της συγκεκριμένης διεπαφής. Το GID παρέχει τη δυνατότητα στον δέκτη να ελέγχει σε ποια ομάδα πλαισίων (FlexO group) ανήκει το σήμα που έλαβε. Το πεδίο GID βρίσκεται αποκλειστικά στο frame 1 στα bytes 3, 4 και 5 του overhead. Σημειώνεται ότι η τιμή της ομάδας είναι η ίδια και στον πομπό και στον δέκτη, με τις μη μηδενικές τιμές να είναι έγκυρες για το GID, ενώ η τιμή 0 να είναι κρατημένη γι' αυτό το πεδίο.

- ❖ *PHY identification (PID)*: Ένα πεδίο των 8 bits περιλαμβάνεται στο OH, ώστε να προσδιορίζεται μοναδικά κάθε μέλος (member/PHY) και η θέση του στο group. Αυτή η πληροφορία είναι απαραίτητη για τη διαδικασία αναδιάταξης (reordering process). Το πεδίο PID βρίσκεται στο frame 1 του overhead byte 6, με τις τιμές 0 και 255 να είναι αντιπροσωπευτικές αυτού. Η PID τιμή παραμένει η ίδια και στις δύο διευθύνσεις μετάδοσης.
- ❖ *PHY map (MAP)*: Κάθε bit του συγκεκριμένου πεδίου, τίθεται στην τιμή 1 για να υποδηλώσει ότι αποτελεί member/PHY του group. Οι εναπομείνουσες θέσεις του MAP τίθενται στην τιμή 0. Ο MAP αποστέλλεται και λαμβάνεται από όλα τα μέλη του group και καταλαμβάνει τα bytes 7, 8, 9 και 10 του overhead. Σημειώνεται ότι το MSB του overhead byte 7 αντιστοιχεί στο PID#0 και το LSB του overhead byte 10 αντιστοιχεί στο PID #255.

		PHY MAP bytes																																		
Frame		7								8								9								10										
1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31				
2	32	33				
3					
4					
5					
6					
7					
8	245	246	247	248	249	250	251	252	253	254	255

Σχήμα 4.13: Το πεδίο FlexO PHY MAP [51].

- ❖ *Status (STAT)*: Το STAT πεδίο είναι παρόν σε όλα τα πλαίσια στο 2^ο byte του overhead. Αποτελεί ένδειξη γενικού σκοπού: i) Remote PHY fault (RPF) για την παρακολούθηση του τμήματος, ένα bit μεταβιβάζει τα επίπεδα αποτυχίας που ανιχνεύονται στα FlexO πλαίσια που έχουν σταλεί. Το RPF λαμβάνει την τιμή 1 για να δηλώσει PHY ελάττωμα (remote PHY defect indication), διαφορετικά 0. ii) Reserved (RES): Επτά bits του STAT φυλάσσονται για ενδεχόμενες προτυποποιήσεις.
- ❖ *OTUC availability (AVAIL)*: Το πεδίο AVAIL δεν χρησιμοποιείται και τίθεται στην τιμή 1 για τα FlexO-1 (100G) πλαίσια με RS κώδικα FEC. Για τους άλλους ρυθμούς, απλά κρατούνται ελεύθερα τα ψηφία στο 2^ο πλαίσιο του 3^{ου} byte του OH.
- ❖ *Cyclic redundancy check (CRC)*: Για τον έλεγχο CRC-16, με πολυώνυμο γεννήτορα $G(x) = x^{16} + x^6 + x^5 + x^3 + 1$, υπεύθυνα είναι τα bytes 11 και 12 σε κάθε FlexO πλαίσιο. Ο CRC-16 διαφυλάσσει την ακεραιότητα των πεδίων του OH από το 2^ο byte έως το 10^ο αποκλειστικά. Τα 72 bits που δημιουργούνται σειριακά σχηματίζουν ένα πολυώνυμο 71^{ου} βαθμού.

- ❖ *FlexO management communications channel (FCC)*: Σκοπός του πεδίου αυτού είναι η διασφάλιση ενός καθαρού καναλιού. Πιο συγκεκριμένα, το FCC δεν είναι ένα αυτοτελές κανάλι αλλά, αντιθέτως η ύπαρξή του αφορά λειτουργίες διαχείρισης της ζεύξης. Τα bytes 13 έως 26 σε κάθε πλαίσιο του multi-frame παρέχονται γι' αυτή την διαδικασία.
- ❖ *FlexO reserved overhead (RES)*: Τα 124 bytes της 8-frame δομής φυλάσσονται για μελλοντικές προτυποποιήσεις. Αυτά τα bytes βρίσκονται στο πλαίσιο 1/byte 5, στο πλαίσιο 2/bytes 4, 5, 6, στα πλαίσια 3 έως 8/bytes 3 έως 6 και πλαίσια 1 έως 8/bytes 29 έως 40. Όλα τα ψηφία αυτά τίθενται στην τιμή 0 πριν από το scrambling.
- ❖ *OTN synchronization message channel (OSMC)*: Για κάθε 8-frame, συνολικά 16 bytes (στις θέσεις 27 και 28 του OH) αποτελούν το κανάλι συγχρονισμού του OTN. Το πεδίο αυτό είναι υπεύθυνο για τη μεταφορά του synchronization status message (SSM) και των μηνυμάτων precise timing protocol (PTP). Τα μηνύματα SSM και PTP σε κάθε FlexO πλαίσιο ενθυλακώνονται σε Generic Framing Procedure (GFP-F) πλαίσια. Κατά την [52], τα πλαίσια GFP δύνανται να ενθυλακώσουν μεταβλητού μεγέθους payload για διαφορετικά σήματα με διαδοχική μετάδοση, όπως στην περίπτωση του OTN. Πιο συγκεκριμένα, τα GFP-F πλαίσια επιτυγχάνουν να έχουν μαζί με το payload και μια «στοίβα» ετικετών για την άμεση χαρτογράφηση εναλλαγής πολλαπλών πρωτοκόλλων-direct mapping of multiprotocol label switching (MPLS). Η αντιστοίχιση των GFP πλαισίων γίνεται αντιστοιχίζοντας τη δομή των bytes αυτών με εκείνη των OSMC πλαισίων στο πεδίο του OH.

Συνοπτικά, τα υπό-πεδία και τα bytes που καταλαμβάνουν στο OH παρουσιάζονται στο παρακάτω σχήμα:

OH bytes for FlexO instance #1

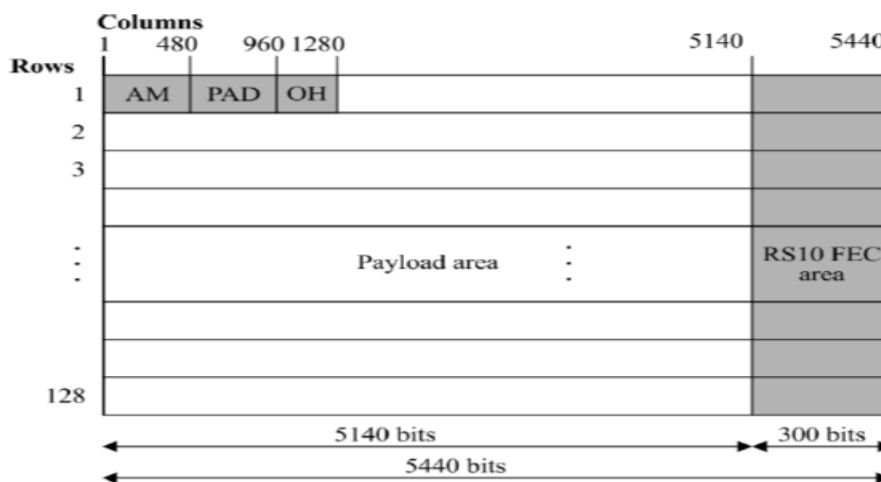
MFAS bits		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	26	27	28	29	40
[678] frame	000	1	MFAS	STAT	GID	GID	GID	RES	PID	MAP	CRC	FCC	OSMC	RES							
	001	2	MFAS	STAT	AVAIL				MAP	CRC	FCC	OSMC									
	010	3	MFAS	STAT				MAP	CRC	FCC	OSMC										
	011	4	MFAS	STAT				MAP	CRC	FCC	OSMC										
	100	5	MFAS	STAT	RES			MAP	CRC	FCC	OSMC										
	101	6	MFAS	STAT				MAP	CRC	FCC	OSMC										
	110	7	MFAS	STAT				MAP	CRC	FCC	OSMC										
	111	8	MFAS	STAT				MAP	CRC	FCC	OSMC										

Σχήμα 4.14: Τα υπό-πεδία του OH [51].

Όπως έχει ήδη αναφερθεί, για τη δημιουργία ενός OTUCn σήματος απαιτούνται διαδοχικά στιγμιότυπα 8-frames με συγκεκριμένα πεδία, προκειμένου να επιτελέσουν συγκεκριμένες λειτουργίες. Έως τώρα, για την τελική μορφή των πλαισίων που

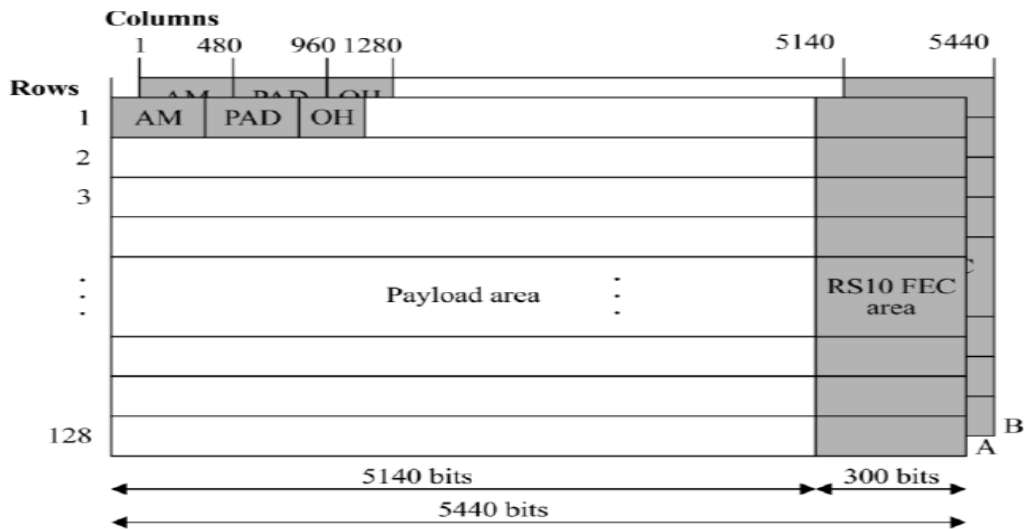
συντελούν στην επίτευξη 100 Gbps / 200 Gbps / 400 Gbps δεν έχει χρησιμοποιηθεί κάποιος κώδικας FEC κι ακόμη δεν έχει ολοκληρωθεί η scrambling διαδικασία, βήματα απαραίτητα για την αξιόπιστη μετάδοση.

Η μορφή μιας δομής 100G FlexO παρουσιάζεται στο σχήμα 4.15. Εκτός από τα βασικά πεδία, φέρει και μια περιοχή 300 bits (από το byte 5141 έως 5440) σε κάθε πλαίσιο του multi-frame που χρησιμεύουν ως ψηφία ισοτιμίας FEC. Ο κώδικας FEC που χρησιμοποιείται είναι ο RS (544,514), προσφέροντας διορθωτική ικανότητα στον δέκτη της τάξης των 15 bytes. Ακόμη, το payload του κάθε πλαισίου, καθώς και τα πεδία PAD, FS και OH πρέπει να κωδικοποιηθούν πριν από τη μετάδοση, για να παρέχουν DC ισορροπία και σωστή ανισότητα λειτουργίας της ζεύξης. Σημειώνεται ότι το πεδίο AM δεν κωδικοποιείται, αλλά οι τιμές a_{m_i} έχουν επιλεγεί με τέτοιο τρόπο που να παρουσιάζουν μια ισορροπία στις τιμές. Το πολυώνυμο $x^{16} + x^{12} + x^3 + x + 1$ δημιουργείται από ένα frame-synchronous additive scrambler, αξιοποιώντας όπως κι οι αντίστοιχες, προηγούμενες διαδικασίες την ανάδραση του γραμμικού κυκλώματος. Υπογραμμίζεται ότι, οι a_{m_i} τιμές του πεδίου AM λαμβάνονται από τη μεριά του πομπού μετά την κωδικοποίηση και προτού εισαχθούν στον FEC encoder.

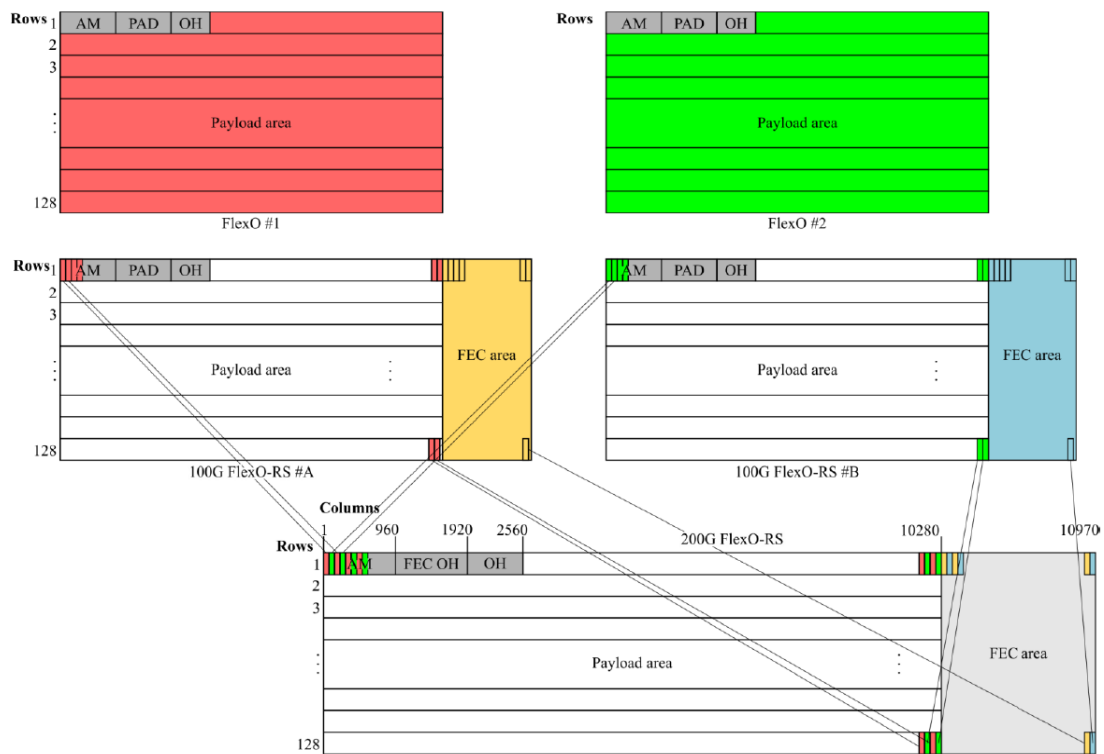


Σχήμα 4.15: Η δομή του πλαισίου FlexO-1 [51].

Για τη δημιουργία πλαισίων που υποστηρίζουν ρυθμό 200 Gbps (FlexO-2), απαραίτητη προϋπόθεση είναι η ύπαρξη 2 παρεμβalόμενων (ανά 10 bits) στιγμιότυπων FlexO-1 δομών. Όπως και προηγουμένως, το payload του κάθε πλαισίου, καθώς και τα πεδία PAD, FS και OH πρέπει να κωδικοποιηθούν πριν από τη μετάδοση για να παρέχουν DC ισορροπία και σωστή ανισότητα λειτουργίας της ζεύξης. Το πολυώνυμο για την κωδικοποίηση όσο κι ο κώδικας FEC για τη δημιουργία των ψηφίων ισοτιμίας είναι τα ίδια με τα 100G πλαίσια.

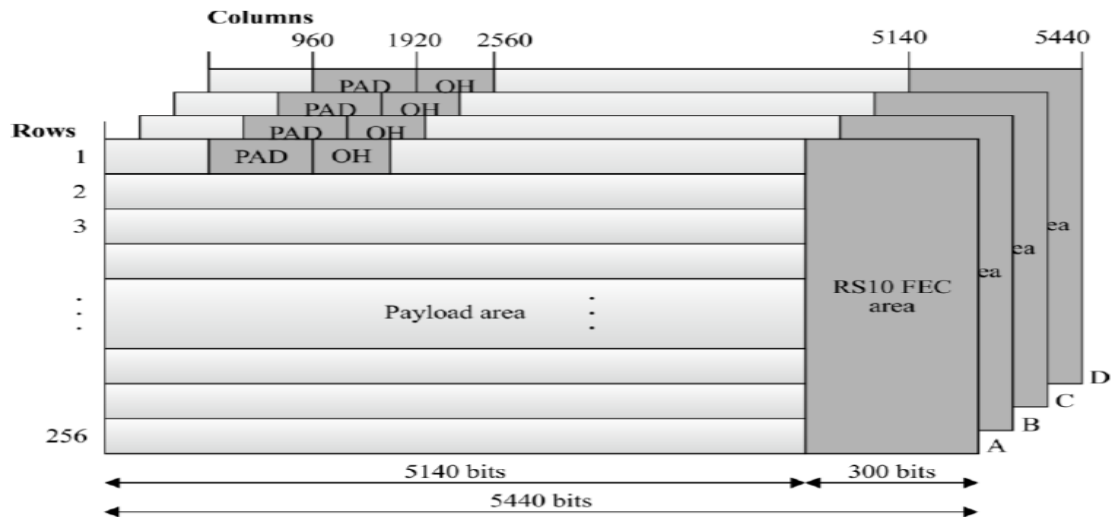


Σχήμα 4.16: Η δομή του πλαισίου FlexO-2-RS [51].

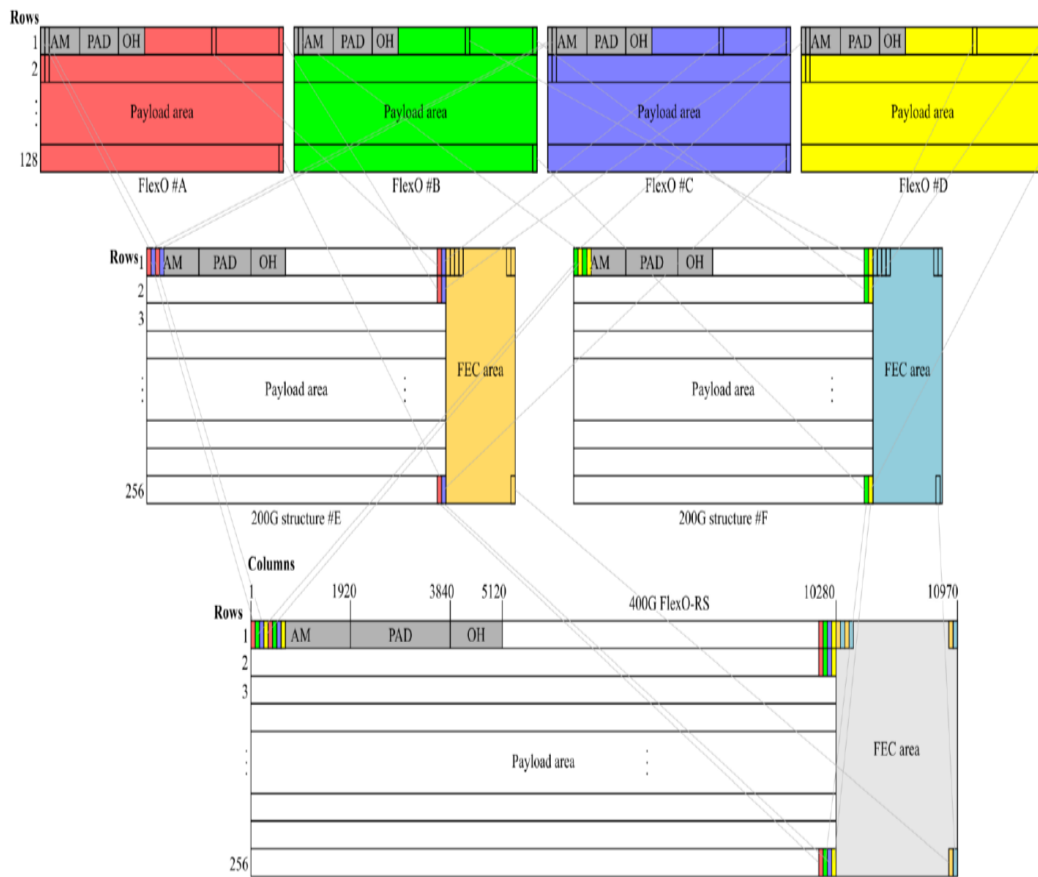


Σχήμα 4.17: Ταξινόμηση των FlexO-1 στιγμιότυπων σε Flex-2-RS πλαίσιο [51].

Για τη δημιουργία πλαισίων που υποστηρίζουν ρυθμό 400 Gbps, απαραίτητη προϋπόθεση είναι η ύπαρξη 4 στιγμιότυπων (A, B, C, D) των 128 γραμμών με 5440 του 1 bit στήλες (σχήμα 4.18). Τα 100G FlexO στιγμιότυπα #A και #C παρεμβάλλονται σε ένα ενδιάμεσης μορφής 200G, το #E, ενώ τα 100G FlexO στιγμιότυπα #B και #D σε μια αντίστοιχη, ενδιάμεση #F. Οι δύο 200G δομές (#E και #F) παρεμβάλλονται, ανά 10 bit, για να σχηματίσουν, τελικά, το FlexO-4-RS πλαίσιο.



Σχήμα 4.18: Τα 4 στιγμιότυπα του 400G FlexO-4-RS πλαισίου [51].



Σχήμα 4.19: Ταξινόμηση των FlexO στιγμιότυπων σε Flex-4-RS πλαίσιο [51].

Υιοθετώντας η ESA τη δομή των πλαισίων της [51] και τους κώδικες οFEC [53] για να επιτύχει ρυθμούς μετάδοσης της τάξης των 100 Gbps / 200 Gbps / 400 Gbps αναφορικά με HydRON όραμα, οι προδιαγραφές (requirements) που πρέπει (should-optional/desirable requirement) ή να (shall-firm requirement) πληροί το στρώμα ζεύξης δεδομένων σχετικά με το framing, FEC και scrambling είναι οι εξής:

Framing

- Για ζεύξεις 100G και μεγαλύτερες **να** εφαρμόζονται τα χαρακτηριστικά της OpenROADM v.5.1 [54].
- Η μεριά του δέκτη **να** υποστηρίζει τόσο OTU4 σήματα όσο και 100GbE.
- Η μεριά του δέκτη **πρέπει** να υποστηρίζει OTUC1/OTUC2/OTUC3 και 100GbE/200GbE/400GbE σήματα.
- Το κανάλι μετάδοσης CMP (Control and Management Plane) για κάθε OTU4 ή OTUCn σήμα **να** χρησιμοποιηθεί για τον έλεγχο των δεδομένων και τη διαχείρισή τους.

FEC

- Το post-FEC BER της 100G για την εναέρια διεπαφή **να** παρέχει quasi-error επικοινωνία ($BER < 10^{-12}$).
- Για τους ρυθμούς 100G, 200G και 400G **να** εφαρμόζεται oFEC.

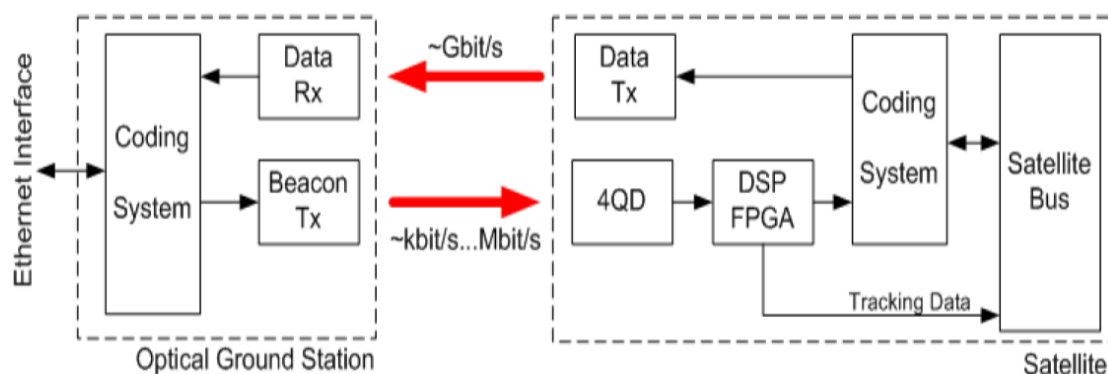
Στο σημείο αυτό παρουσιάζονται, συγκεντρωτικά, οι εναέριας διεπαφές (air interfaces)/ κυματομορφές (waveforms) οι οποίες αναλύθηκαν παραπάνω και πρέπει να προσφέρουν στον χρήστη συγκεκριμένους ρυθμούς μετάδοσης δεδομένων (user net data rates) ανά μήκος κύματος (στον αντίστοιχο ρυθμό συμβόλων). Επισημαίνεται ότι δύο τερματικά μπορούν να ικανοποιήσουν την προδιαγραφή των 400 Gbps, μόνο εάν και τα δύο υποστηρίζουν αυτόν τον ρυθμό, ειδάλλως θα εξυπηρετήσουν τον αμέσως χαμηλότερο κοινό.

Εναέρια διεπαφή	Ρυθμός δεδομένων χρήστη(ανώτερο όριο)	Ρυθμός συμβόλων
100G DP-QPSK	99.5328 Gbps	31.5 Gbaud
200G DP-16QAM	2 x 99.5328 Gbps	31.5 Gbaud
200G DP-QPSK	2 x 99.5328 Gbps	62 Gbaud
400G DP-16QAM	4 x 99.5328 Gbps	62 Gbaud
2.5G IM/DD OOK	1.174 Gbps - 2.221 Gbps	2.5 Gbaud
10G IM/DD OOK	6.121 Gbps	10 Gbaud

Πίνακας 4.9: Οι εναέριας διεπαφές και οι αντίστοιχοι ρυθμοί δεδομένων που επιτυγχάνουν.

4.4 Τα βασικά δομικά στοιχεία ενός LEO οπτικού τερματικού

Μία από τις μεγαλύτερες προκλήσεις που αντιμετωπίζουν τα οπτικά τερματικά από την αρχική τους κατασκευή έως σήμερα, είναι ο βαθμός ευθυγράμμισής τους με τον επίγειο σταθμό, μιας και ο ρυθμός αποστολής δεδομένων είναι άρρηκτα συνδεδεμένος με την ισχύ λήψης [55]. Η αρχική διαδικασία που ακολουθήθηκε για το μετριασμό του προβλήματος αυτού για τους LEO δορυφόρους είναι μέσω του συστήματος καθορισμού στάσης και ελέγχου περιστροφής -Attitude and Orbit Control System (AOCS)-, περιστρέφοντάς τον προς την επιθυμητή διεύθυνση και αξιοποιώντας τους αισθητήρες αστεριών για την ακρίβεια. Πιο εξελιγμένες μέθοδοι επιτρέπουν στους σύγχρονους δορυφόρους να φέρουν μια συσκευή εντοπισμού, τη Four-Quadrant Detector (4QD), εννοώντας την beacon τεχνική, και κατ' επέκταση την πολύ υψηλή ακρίβεια στόχευσης. Συγχρόνως, την 4QD συνοδεύουν ένας Digital Signal Processor (DSP) και Field Programmable Gate Arrays (FPGA). Όμοια κατασκευή πραγματοποιείται και για το κανάλι της ανόδου. Ωστόσο, η ιδέα αυτή επιτρέπει κι άλλες περαιτέρω επεκτάσεις, όπως ένα Back-Channel για κωδικοποίηση FEC κατά τη ζεύξη καθόδου με λειτουργία Automatic Repeat Request-ARQ, την προσαρμογή της κωδικοποίησης δεδομένων σε πραγματικό χρόνο σε περιπτώσεις σκίασης, κατά το πέρασμα του δορυφόρου από τον επίγειο σταθμό κ.ά.



Σχήμα 4.20: Γενικό διάγραμμα ενός επικοινωνιακού οπτικού LEO συστήματος [55].

4.4.1 Προδιαγραφές των LCTs για OISLs και space-to-ground links

Στην παράγραφο αυτή, παρουσιάζονται τα LCTs προϊόντα που είτε βρίσκονται σε μία ώριμη, τεχνολογική φάση (Technology readiness level>7) και είναι δυνατόν να αξιοποιηθούν εμπορικά σε δορυφορικούς αστερισμούς, όσο κι εκείνα που δεν είναι διαθέσιμα ακόμα στο εμπόριο, αλλά θέτουν στέρεα βάση για το άμεσο μέλλον. Ειδικότερα, παρουσιάζονται κάποιες από τις προδιαγραφές των οπτικών τερματικών των διαφορετικών εταιρειών για τους OISLs και space-to-ground links.

LCT industry standard requirement	Range	PAT system	WDM	Data rate	Modulation scheme	Mass	Technology readiness level-TRL
LCT135	Up to 80.000 km; GEO to GEO, GEO to LEO, GEO to Airborne	Coarse Pointing Assembly-CPA	S: 1460-1530 nm C: 1530-1565 nm	1.8 Gbps, bidirectional	Homodyne BPSK	53 kg	TRL9(in 2024)
SmartLC T 70	Up to 45.000 km in connection to the LCT135	Autonomous link acquisition	1064 nm	1.8 Gbps, unidirectional LEO to GEO		30 kg	TRL7 (in 2024)
SCOT80	LEO to LEO; up to 8.000 km	Pointing, Acquisition, Tracking & Communication System	1553.33 / 1536.61 nm	100 Mbps to 100 Gbps	OOK-NRZ and Manchester encoding	11.9 kg	Running production
LCT developed by GA-EMS	5500 km	Coarse pointing and novel acquisition scheme	C:1530-1565 nm	2.5 Gbps	OOK with modulation pulses: NRZ / RZ	20 kg	TRL6(in 2018)
μLCT™-SINGLE APERTURE	Full duplex GEO-to-GEO crosslinks at 80.000 km	Mini Bench Design-Accommodation for Single Mode Fiber (SMF) or detector	1550 nm / 1064 nm		2.5 and 10 Gbps OOK or DPSK/ 100 Gbps QPSK/ 16QAM		TRL9(commercial)

Πίνακας 4.10: Τερματικά για OISLs / space-to-ground links.

Όπου

LCT135: *tesat.de/products*

SmartLCT 70: *tesat.de/products*

SCOT80: *tesat.de/products*

LCT developed by GA-EMS: *OPTICAL_COMMS (rev.B0623).pdf (ga.com)*

μLCT™ LASER COMMUNICATION TERMINAL, SINGLE APERTURE

OHA: *COMMUNICATION SYSTEMS | Space Micro*

LCT industry standard requirement	Range	WDM	Data rate	Modulation scheme	Mass	Technology readiness level-TRL
SCOT20	LEO to LEO / LEO to Ground; 2.000 km	1553.33 / 1536.61 nm	100Mbps LEO-LEO or Direct-to-Earth (DTE)	OOK NRZ and Manchester encoding	1.6 kg	Commercial
ATLAS-1		1550 nm(uplink) 1570 nm(downlink)	2.5 / 1.25 Gbps LEO-to-ground, 1 Mbps ground-to-LEO	OOK modulation	660 gr	Commercial
CubeCAT	Bidirectional space-to-ground communication link between a CubeSat and an optical ground station		Downlink speeds of up to 1 Gbps / Uplink data rate of 200 Kbps		< 1.33 kg	Onto the NORSAT-TD satellite (15 Apr 2023)
TOSIRIS	LEO to ground(2000 km)	1550 nm	10/5/2.5/1.2 5Gbps LEO to ground; 1Mbps ground to LEO	IM/DD technology	8 kg	Available end of 2019

CubeLCT	LEO to Ground; 1.500 km	C-Band	100 Mbps LEO to ground; Exp expandable for 1 Gbps Optical Downlink / 1 Mbps ground to LEO	IM / DD technology	397 gr	TRL9; 1st flight on the PIXL-1 mission in January 2021
LaserCube	Intersatellite link (up to two full duplex optical channels) / Downlink (1 TX optical channel)		1-2 Gbps downlink		2 kg	Maiden flight on June 30th, 2021
SkyLight	Satellite crosslink and up/down link capabilities in range of 1000 km	1536 nm /1553 nm	100 Mbps		1.6 kg	High technology readiness level – the initial program in late 2023
TBIRD	Direct-to-Earth delivery from LEO	1550 nm	Up to 200 Gbps(downlink) / 5kbps(uplink)		<3 kg	Was launched in 2022 - positive results

Πίνακας 4.11: Τερματικά αποκλειστικά για space-to-ground links..

Όπου

SCOT20: tesat.de/products

ATLAS-1: [Astrolight products](#) | [satsearch](#)

CubeCAT: [CubeCAT - Laser Communication Module](#) | [AAC Clyde Space \(aac-clyde.space\)](#)

TOSIRIS: satsearch.co/products/tesat-tosiris

CubeLCT: *CubeLCT - CubeSat Laser Communication Transmitter | satsearch*

LaserCube: *satsearch.co/products/stellar-project-lasercube*

SkyLight: *F641_2401_SkyLight (1).pdf (caci.com)*

TBIRD: *NASA's Terabyte Infrared Delivery (TBIRD) Program: Large-Volume Data Transfer from LEO*

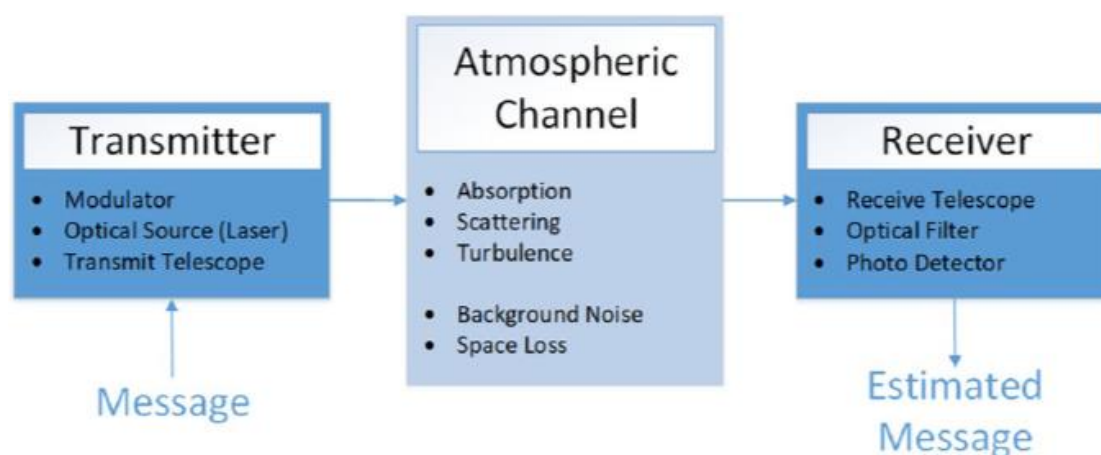
	Commercial availability	One-off proof of concept development
SCOT20	✓	
ATLAS-1	✓	
CubeCAT	✓	
TOSIRIS		✓
CubeLCT		✓
LaserCube		✓
SkyLight		✓
TBIRD		✓

Πίνακας 4.12: Κατηγοριοποίηση των διαθέσιμα εμπορικών LCTs για χρήση σε CubeSats.

Κεφάλαιο 5

5.1 Η αναγκαιότητα της προσομοίωσης (simulation) πριν από κάθε αποστολή

Η επιτυχία μιας δορυφορικής αποστολής, ανεξαρτήτως του μεγέθους του δορυφόρου ή της τροχιάς περιστροφής του, είναι άρρηκτα συνδεδεμένη με το αρχικό στάδιο προσομοίωσης των συνθηκών που πρόκειται να βρεθεί. Τον αρχικό σχεδιασμό κάθε μελλοντικής αποστολής, συνοδεύει πάντοτε η όσο το δυνατόν ρεαλιστικότερη προσομοίωση όλων αυτών. Στα μοντέλα που χρησιμοποιούνται κάθε φορά, ντετερμινιστικά ή μη, κάποιες από τις σημαντικότερες σχεδιαστικές παραμέτρους που λαμβάνονται υπόψιν, ώστε να οδηγήσουν τελικά στο συμπέρασμα για τις προδιαγραφές/αποτελεσματικότητα του συστήματος είναι οι εξής: η ισχύς μετάδοσης και το μήκος κύματος των οπτικών πομπών laser, το κέρδος των διαφορετικών επιφανειών των οπτικών τηλεσκοπίων, οι μεταβαλλόμενες αποστάσεις μεταξύ του επίγειου σταθμού και των τερματικών των διαστημόπλοιων, οι δέκτες φωτοδίοδων υψηλής ευαισθησίας (avalanche photodiodes-APD) ή τα υπεραγωγία nano-καλώδια εντοπισμού φωτονίων (superconducting nanowire single photon detection-SNSPD), οι ατμοσφαιρικές διαταραχές-απώλειες που σχετίζονται με φαινόμενα, όπως ο σπινθηρισμός κι η απορρόφηση και τέλος, οι θόρυβοι βάθους (background noises) για τις ζεύξεις ανόδου-καθόδου [56].



Σχήμα 5.1: Block διάγραμμα μιας οπτικής ζεύξης [57].

Η προσομοίωση μιας αποστολής, αν κι ενδεχομένως να φαντάζει απλή, αποτελεί μια σύνθετη διαδικασία. Πιο συγκεκριμένα, για να έχει κανείς ουσιαστικά αποτελέσματα, πρέπει να διαθέτει αξιόπιστες μετρήσεις από προηγούμενες αποστολές, συγκρίνοντάς τες πάντοτε με τις θεωρητικά αναμενόμενες, προκειμένου να καταλήξει σε ένα αξιόπιστο μοντέλο για μελλοντική χρήση από τους ενδιαφερόμενους. Βέβαια, κάθε αποστολή διαφέρει κι ίσως να υπάρχουν μικρές διαφοροποιήσεις, αλλά σε κάθε περίπτωση η όσο το δυνατόν πιστή συμμόρφωση με αυτή, θα έχει και τα επιθυμητά αποτελέσματα.

5.2 Παραδείγματα προσομοίωσης

5.2.1 Ανάλυση απόδοσης της οπτικής σύνδεσης για τροχιές κοντά στη γη

Όπως είναι αναμενόμενο, αρκετοί επιστήμονες κι επιστημονικοί φορείς έχουν καταπιαστεί με την εύρεση αποτελεσματικών οπτικών συστημάτων laser προσομοίωσης για την περαιτέρω ανάπτυξη του κλάδου. Μια αντίστοιχη προσπάθεια συμβαίνει και σύμφωνα με την [56], κατά την οποία ο συγγραφέας αξιοποιεί προγενέστερα αποτελέσματα από την ESA στο ARTEMIS project το 2003-2004 σχετικά με “GEO satellite to Earth ground station”, προκειμένου να επαληθεύσει το μοντέλο προσομοίωσης που αναπτύχθηκε στο πανεπιστήμιο του Darmstadt.

Καθοριστικής σημασίας παράμετρος κρίθηκε ο θόρυβος και οι παράγοντες δημιουργίας του, ο οποίος, εν τέλη, καθορίζει το απαιτούμενο SNR (Signal-to-Noise Ratio) και τον ρυθμό μετάδοσης δεδομένων. Αυτοί οι παράγοντες θορύβου μπορεί να προέρχονται είτε από τον δέκτη του κυκλώματος, είτε από άμεσες και έμμεσες ηλιακές ακτινοβολίες, όπως η φωτεινότητα του μπλε ουρανού κατά τη διάρκεια της ημέρας και το φως της Γης και της Σελήνης κατά τη διάρκεια της νύχτας. Η αξιοπιστία της laser οπτικής ζεύξης μπορεί να αυξηθεί σημαντικά, εάν οι ατμοσφαιρικές διαταραχές ληφθούν υπόψιν ως αριθμός Rytov σ^2 , δηλαδή μέσω της θεμελιώδους παραμέτρου κλιμάκωσης για τη διάδοση λείζερ μέσω ατμοσφαιρικών αναταράξεων [58]. Επιπλέον, ως υψόμετρο του επίγειου σταθμού θεωρήθηκαν τα 2393 m, σε συμφωνία με το σταθμό της ESA στο παρατηρητήριο Teide στην Τενερίφη της Ισπανίας, με μέσο όρο ηλιοφάνειας 3700 ώρες ανά έτος. Για τον δείκτη διάθλασης, με μέτρια ταχύτητα ανέμου, η τιμή που θεωρήθηκε είναι $C_n^2 = 5 \cdot 10^{-18} \text{m}^{-2/3}$, για την ποσοτικοποίηση των διαταραχών, σύμφωνα με τη θεωρία Kolmogorov και το μοντέλο Hufnagel-Valley. Οι υπόλοιπες παράμετροι για την άνω και κάτω ζεύξη παρουσιάζονται παρακάτω (πίνακας 5.1), όπως επίσης και οι γραφικές παραστάσεις της λαμβανόμενης έντασης κι ο μέγιστος ρυθμός συμβόλων στο δέκτη (σχήματα 5.2 και 5.3).

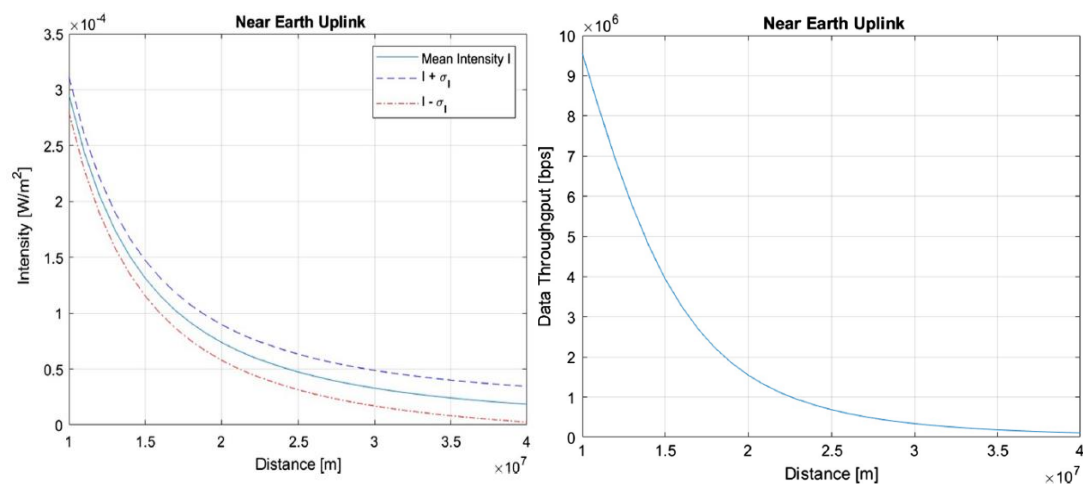
Η λαμβανόμενη ισχύς στο δέκτη υπολογίζεται θεωρητικά σε αυτό το μοντέλο προσομοίωσης ως:

$$P_R(L) = P_T \cdot \eta_T \cdot g_T \cdot \eta(L)_{Atm} \cdot \eta_{FS}(L) \cdot g_R \cdot \eta_p \cdot \eta_R$$

όπου P_T , $P_R(L)$ είναι η ισχύς εκπομπής και λήψης σε απόσταση L αντίστοιχα, η_T και η_p η αποτελεσματικότητα των τηλεσκοπίων εκπομπής και λήψης, η_p η αποτελεσματικότητα σκόπευσης, g_T , g_R τα κέρδη των τερματικών, $\eta(L)_{Atm}$ η ατμοσφαιρική διαπερατότητα εξαιτίας της απορρόφησης της σκέδασης Rayleigh (διασκορπιστές $\ll \lambda$) και σκέδασης Mie (διασκορπιστές $\approx \lambda$) και $\eta_{FS}(L)$ η αποτελεσματικότητα της διάδοσης στον ελεύθερο χώρο, που αντιστοιχεί στην απόκλιση δέσμης.

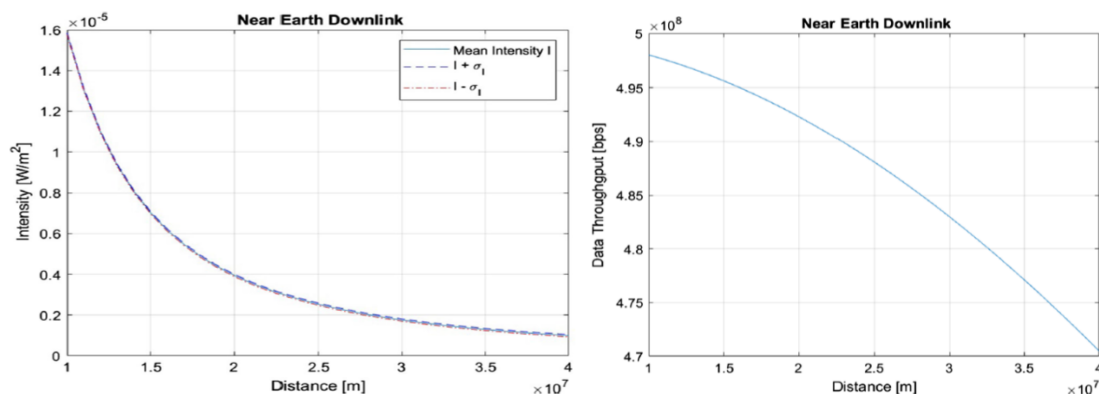
	Uplink	Downlink
Near-Earth	1000–40,000 km	1000–40,000 km
Pulse position modulation PPM order M	4	16
Code rate CR	1/2	1/2
TX aperture	4 × 0.2 m	0.2 m
TX power	4 × 75 mW	15 mW
TX laser diode wavelength	847 nm	819 nm
TX efficiency	0.7	0.7
Atmospheric transmission	0.8	0.73
RX aperture efficiency with filter	0.16	0.16
RX aperture diameter	0.2 m	1 m
	Earth background brightness, 5 nm filter at 38,000 km - 43.6 nW/m ² or 0.05 nW	Blue sky brightness, 3 nm filter - 6 nW/m ² or 0.75 nW

Πίνακας 5.1: Παράμετροι προσομοίωσης για τις uplink-downlink lasercoms.



Σχήμα 5.2: Η λαμβανόμενη ένταση στο δέκτη (αριστερά) και το μέγιστο throughput (δεξιά) ως συνάρτηση της απόστασης για την uplink, σύμφωνα με τις παραμέτρους του πίνακα 5.1 [56].

Από τις παραπάνω γραφικές παραστάσεις είναι εμφανές ότι η ένταση της άνω ζεύξης, λαμβάνοντας υπόψιν τις ατμοσφαιρικές εκλάμψεις, μέσω της απόκλιση Rytov, στα 38.000 km (43.6 nW/m²), είναι ικανοποιητική για την απόσταση των 40.000 km. Επιπλέον, μπορεί να επιτευχθεί μέγιστος ρυθμός αποστολής δεδομένων της τάξης 9.5 Mbps με τις παραπάνω προδιαγραφές.



Σχήμα 5.3: Η λαμβανόμενη ένταση στο δέκτη (αριστερά) και το μέγιστο throughput (δεξιά) ως συνάρτηση της απόστασης για την downlink, σύμφωνα με τις παραμέτρους του πίνακα 5.1 [56].

Ανάλογη συμπεριφορά με την ζεύξη ανόδου για τη λαμβανόμενη ένταση βλέπουμε και στην ζεύξη καθόδου, αν και κάποιες παράμετροι προσομοίωσης μεταβλήθηκαν μερικώς. Μάλιστα, είναι φανερό ότι στην ζεύξη αυτή το φαινόμενο της ατμοσφαιρικής έκλαμψης δεν επιδρά σε σημαντικό βαθμό στη λαμβανόμενη από τον επίγειο σταθμό ένταση κι ο ρυθμός μετάδοσης μπορεί να προσεγγίσει τα 500 Mbps, ξεπερνώντας κατά πολύ τον αντίστοιχο της άνω ζεύξης για απόσταση έως 10.000 km.

5.2.2 Nanosatellite Optical Downlink Experiment-NODE

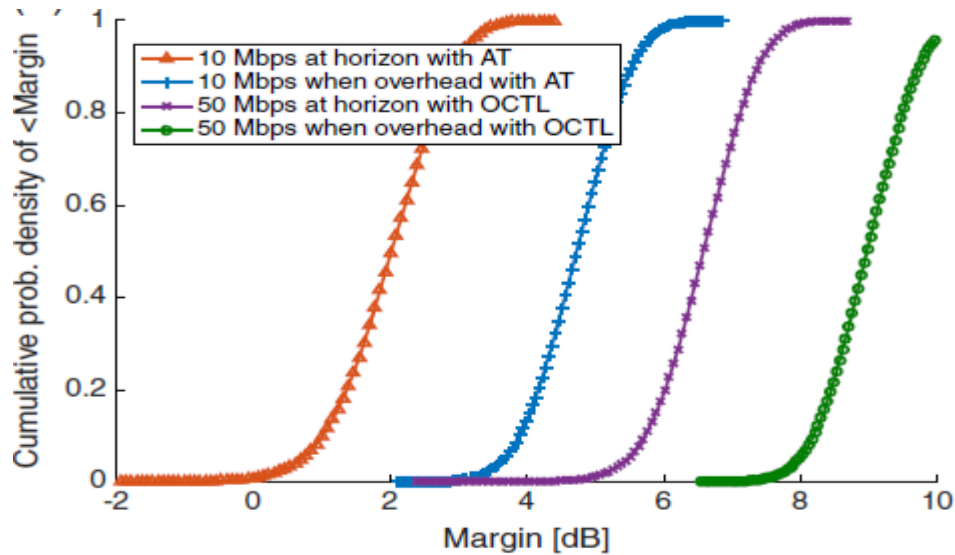
Μια άλλη ενδιαφέρουσα προσπάθεια μοντελοποίησης της ζεύξης καθόδου, η οποία συνοδεύεται και από τον σχεδιασμό της διάταξης από το MIT, αποτελεί η NODE [59]. Η προσομοίωση της downlink δύναται να αποτελέσει εφελτήριο για μελλοντικές αποστολές. Η NODE είναι μια προσπάθεια αρχιτεκτονικής για άμεσο εντοπισμό του επίγειου σταθμού και, με τη βοήθεια της συμπληρωματικής beacon δέσμης από την άλλη, του εντοπισμού του δορυφόρου στη LEO τροχιά.

Με το σύστημα NODE να βρίσκεται πάνω στο διαστημόπλοιο, τα βασικά του μέρη απαρτίζονται από τον πομπό (με COTS στοιχεία) για την αποστολή δέσμης, τους δέκτες φωτοδίοδων υψηλής ευαισθησίας-APD για τη λήψη της βοηθητικής δέσμης στόχευσης, και από τα ηλεκτρονικά αποδιαμόρφωσής της. Προκειμένου να εξαχθούν περισσότερα συμπεράσματα, η αποστολή αυτή στοχεύει σε 2 οπτικούς σταθμούς: i) στο amateur telescope (AT), διαμέτρου 30 cm και ii) στο Optical Communications Telescope Laboratory (OCTL) telescope διαμέτρου 1 m, για τη δοκιμή υψηλότερου ρυθμού μετάδοσης συγκριτικά με τον i). Βασικά τεχνικά χαρακτηριστικά της αποστολής παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα:

Input parameters	Amateur telescope	OCTL	Units
PPM order	128	16	
Channel data rate (RS(239,255)) code rate)	9.9	43	Mbps
Average optical output power	0.2	0.2	W
TX wavelength	1550	1550	nm
TX antenna gain	65	65	dbi
RX aperture	0.30	1	m
APD gain	20	20	
RX aperture	30	100	cm
Sky spectral radiance	6.00E-04	6.00E-04	W/cm ² × SR × μm

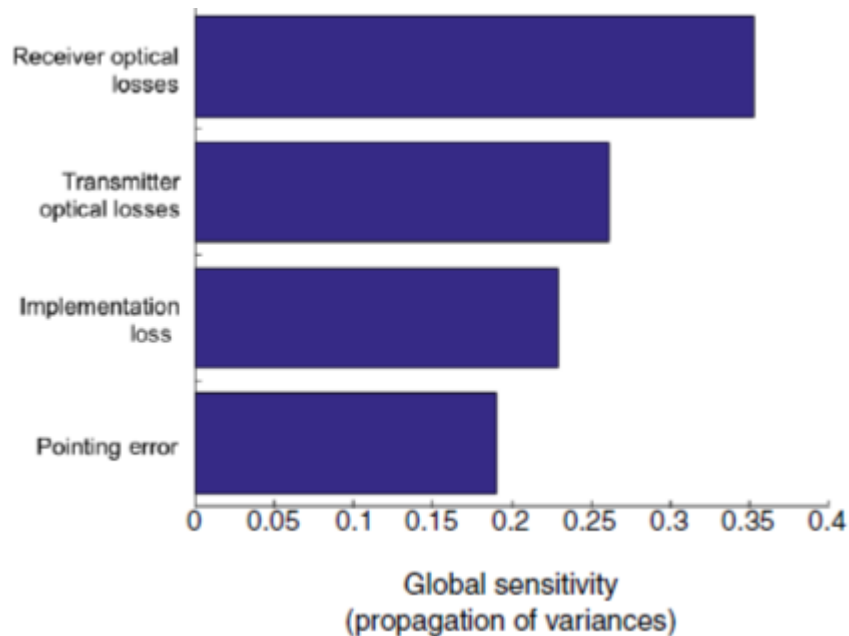
Πίνακας 5.2: Χαρακτηριστικά για την downlink του NODE.

Καθοριστικής σημασίας διαδικασία στη συγκεκριμένη περίπτωση προσομοίωσης αποτελεί η μοντελοποίηση του περιθωρίου σύνδεσης (link margin) με τη Monte Carlo ανάλυση, δίνοντας καλύτερη εικόνα για το περιθώριο (θετικό/αρνητικό) από εκείνο των 3 dB που είθισται στο σχεδιασμό των ασύρματων ζεύξεων. Οι κατανομές που χρησιμοποιήθηκαν για την ανάλυση αυτή αφορούν στα: Pointing error, Half Power Beam Width (HPBW), Tx optical losses, ER, AT Rx optics losses, OCTL Rx optics losses και $L_{\text{implementation}}$. Με τη μέθοδο αυτή τα αποτελέσματα που προέκυψαν, δείχνουν ότι υπάρχει μεγάλη πιθανότητα θετικού περιθωρίου τόσο με το OCTL τηλεσκόπιο, όσο και με το AT (σχήμα 5.4). Ωστόσο, στις περιπτώσεις με χαμηλή γωνία ανύψωσης (ορίζοντας-γωνία 20 μοιρών), υπάρχει μικρή πιθανότητα αρνητικού περιθωρίου σύνδεσης για τα 10 Mbps με το AT τηλεσκόπιο, και το περιθώριο είναι αρκετά μεγαλύτερο, όπως αναμενόταν, για τις κατακόρυφες (overhead) μεταδόσεις.



Σχήμα 5.4: Τα αποτελέσματα της περιθωρίου σύνδεσης με τη Monte Carlo προσομοίωση με 2000 runs [59].

Επιπλέον, από την παραπάνω διαδικασία διαπιστώνεται ότι οι απώλειες της δέσμης από τους οπτικούς δέκτες είναι ο μεγαλύτερος παράγοντας που συμβάλλει στην αβεβαιότητα του περιθωρίου σύνδεσης, ακολουθούμενη από εκείνες του οπτικού πομπού, την απώλεια υλοποίησης και το σφάλμα κατάδειξης (σχήμα 5.5). Διαπιστώθηκε, τέλος, ότι ο λόγος απόσβεσης και οι αβεβαιότητες για το πλάτος δέσμης μισής ισχύος είχαν αμελητέα επίδραση στην αβεβαιότητα περιθωρίου.



Σχήμα 5.5: Ανάλυση των παραγόντων που επηρεάζουν τη σύνδεση του AT προς τον ορίζοντα [59].

Κεφάλαιο 6

Συμπεράσματα-Μελλοντικοί στόχοι

Η παρούσα διπλωματική εργασία είχε ως στόχο να παρουσιάσει τα επιτεύγματα της κατηγορίας nano-δορυφόρων, CubeSats, στον χώρο του διαστήματος, και συγχρόνως να καταδείξει την πιθανή μελλοντική συνεισφορά τους στη σύγχρονη ζωή. Παράλληλα, παρουσιάζονται οι ιδιαιτέρως σημαντικές βλέψεις της Ευρωπαϊκής Διαστημικής Υπηρεσίας (European Space Agency - ESA) σχετικά με τις οπτικές επικοινωνίες, θέτοντας τις προαπαιτήσεις των οπτικών τερματικών (δορυφορικών) που πρόκειται να συμμετάσχουν στο εγχείρημα αυτό για το φυσικό στρώμα και το στρώμα ζεύξης δεδομένων.

Ωστόσο, οι προκλήσεις και οι μελλοντικοί στόχοι παραμένουν ανοιχτοί. Η μελλοντική ανάπτυξη των LEO δορυφόρων που φιλοδοξούν να αποτελέσουν αναπόσπαστο κομμάτι του επίγειου δικτύου οπτικών επικοινωνιών επεκτείνεται στο να τους μετατρέψει σε ιπτάμενους σταθμούς βάσης (Flying Base Stations) [2]. Τα on-board regenerative payloads, δηλαδή οι νέες δυνατότητες αξιοποίησης της πληροφορίας του μέχρι πρότινος απλού αναμεταδότη, καθίσταται απαραίτητη προϋπόθεση και δεν περιορίζεται μόνο στο PHY, αλλά απαιτούνται διευρυμένες λειτουργίες στα επίπεδα MAC και NET. Βασικές πτυχές αυτής περιλαμβάνουν την εξυπηρέτηση ενός σταθμού χρήσης από πολλαπλούς δορυφόρους με κατάλληλη δρομολόγηση των πακέτων πάνω από OISLs, καταλήγοντας σε μια καλύτερη αξιοποίηση του δικτύου στο σύνολό του. Επιπρόσθετα, την τελευταία δεκαετία έχει γίνει μια ραγδαία αλλαγή προς τις πιο ανοικτές αρχιτεκτονικές στο Software Defined Networking (SDN) σε μια αναζήτηση για βελτιωμένη ευελιξία, με μείωση του κόστους, ανάπτυξη και λειτουργία δικτύων. Το πιο χαρακτηριστικό παράδειγμα στους δορυφόρους αποτελεί το Network Function Virtualization (NFV), βασιζόμενο στην ιδέα της αποσύνδεσης των δεδομένων και του ελέγχου εντολών τους στον δρόμο για την υψηλότερη απόδοση και ευελιξία. Το επόμενο φιλόδοξο βήμα που σχεδιάζεται είναι ο τεμαχισμός του δικτύου (network slicing-NS), λειτουργώντας στο σύνολό του ως “Network as a Service”, παρέχοντας πόρους σε ταυτόχρονες εφαρμογές από μια κοινή «δεξαμενή». Εκτός αυτών, η ραγδαία ανάπτυξη της τεχνητής νοημοσύνης και της μηχανικής μάθησης έχουν θέσει υψηλά τον πήχη στις δορυφορικές επικοινωνίες, στοχεύοντας στην ανάπτυξη τεχνικών για την ευπροσάρμοστη κατανομή φέροντος/ισχύος στην περίπτωση εφαρμογής υβριδικού επίγειου-δορυφορικού δικτύου, στον προγραμματισμό και στην προ-κωδικοποίηση για τον μετριασμό των παρεμβολών σε δορυφόρους πολλαπλών δεσμών, την έγκαιρη ανίχνευση συμβάντων στο φάσμα κ.α.

Συμπερασματικά, όλα τα παραπάνω αποτελούν κάποιες από τις πιο προεξέχουσες περιπτώσεις έρευνας και ανάπτυξης στον χώρο των SatComs. Ωστόσο, στον δρόμο για

την ωρίμανση των παραπάνω τεχνολογιών είναι πιθανόν να αναδειχθούν νέοι τομείς, που με τη σειρά τους θα σηματοδοτήσουν διαφορετικά πεδία ενδιαφέροντος τα επόμενα χρόνια. Η πρόκληση όλων αυτών των φιλόδοξων σχεδίων παραμένει, αλλά πολύ περισσότερο ο τρόπος που θα καταφέρουν να συνδράμουν στη βελτίωση της καθημερινότητας του σύγχρονου ανθρώπου.

Βιβλιογραφία

- [1] Franco Davoli, Charilaos Kourogiorgas, Mario Marchese, Athanasios Panagopoulos, Fabio Patrone, “Small satellites and CubeSats: Survey of structures, architectures, and protocols” *International Journal of Satellite Communications and Networking*, vol. 37, no. 4, pp. 343–359, Aug. 2019, doi: 10.1002/sat.1277.
- [2] Oltjon Kodheli, Eva Lagunas, Nicola Maturo, Shree Krishna Sharma, Bhavani Shankar, Jesus Fabian Mendoza Montoya, Juan Carlos Merlano Duncan, Danilo Spano, Symeon Chatzinotas, Steven Kisseleff, Jorge Querol, Lei Lei, Thang X. Vu, and George Goussetis, “Satellite Communications in the New Space Era: A Survey and Future Challenges”, *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, vol. 23, no. 1, pp. 70 – 109, First Quarter 2021, doi: 10.1109/COMST.2020.3028247.
- [3] Gary Martin, “NewSpace: The Emerging Commercial Space Industry”, *Conference Paper*, Feb. 2017, doi: 20170001766.
- [4] “What are SmallSats and CubeSats?”, NASA. Accessed: Oct. 20, 2023. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/what-are-smallsats-and-cubesats/>
- [5] Waydo S, Henry D, Campbell M., “CubeSat design for LEO-based Earth science mission”, *IEEE Aerospace Conference Proceedings*, Apr. 2003 doi: 10.1109/AERO.2002.1036863.
- [6] Bouwmeester J, Guo J., “Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology”, *Acta Astronautica*, vol. 67, no. 7–8, pp. 854-862, Oct.–Nov. 2010, doi: 10.1016/j.actaastro.2010.06.004.
- [7] “CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers”, NASA CubeSat Launch Initiative, Oct. 2017.
- [8] “CubeSat Deployer”. Accessed: Oct. 20, 2023. [Online]. Available: <https://www.exolaunch.com/exopod#5>
- [9] “Precise deployment and phasing for constellations”, Accessed: Oct. 20, 2023. [Online]. <https://www.dorbit.space/launch-deployment>
- [10] Cristóbal Nieto-Peroy, M. Reza Emami, “CubeSat Mission: From Design to Operation”, *Journal-Applied Sciences*, vol. 9, no. 15, 2019, doi: 10.3390/app9153110.

- [11] “CubeSat Design Specification”, Cal Poly CubeSat Laboratory (CPCL). [Online]. Available: <https://www.cubesat.org/cubesatinfo>.
- [12] “Launch Services Program/Program Level Dispenser and CubeSat /Requirements Document”, NASA Launch Services Program, Jan. 2014.
- [13] “ESA backs Greek firms’ and universities’ CubeSats”, European Space Agency Accessed: Nov. 10, 2023. [Online]. Available: www.esa.int/Applications/Connectivity_and_Secure_Communications/ESA_back_s_Greek_firms_and_universities_CubeSats
- [14] “Nanosats Database/ DUTHSat-2”, Accessed: Nov. 10, 2023. [Online]. Available: <https://www.nanosats.eu/sat/duthsat-2>
- [15] Kitts C, Hines J, Agasid E, “The GeneSat-1 Microsatellite Mission: A Challenge in Small Satellite Design”, *20th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites Proceedings*, 2006, doi: SSC06-IV-8.
- [16] “GeneSat-1 Nanosatellite”, eoPortal. Accessed: Nov. 10, 2023. [Online]. Available: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/genesat#genesat-1>
- [17] Van Breukelen E, Bonnema A, Ubbels W, Hamann R., “Delfi-c3: Delft University of Technology's nanosatellite”, *4S Symposium: Small Satellites, Systems and Services Proceedings*, Sardinia, Italy, 2006, pp. 1-3.
- [18] Maciulis L, Buzas V., “Lituanicasat-2: Design of the 3U in-Orbit Technology Demonstration CubeSat”, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 32, no. 6, pp. 34-45, June 2017, doi: 10.1109/MAES.2017.150245.
- [19] Berry Smutny, Robert Lange, Hartmut Kämpfner, Daniel Dallmann, Gerd Mühlwinkel, Martin Reinhardt, Karen Saucke, Uwe Sterr, Bernhardt Wandernoth, Tesat-Spacecom, “In-orbit verification of optical inter-satellite communication links based on homodyne BPSK”, *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*, vol. 6877, March 2008, doi: 10.1117/12.774673.
- [20] Y. Kawamura, T. Tanaka, “Transmission of the LED light from the space to the ground”, *AIP Publishing*, vol. 3, no. 10, Oct. 2013, doi: 10.1063/1.4824853
- [21] “FITSat-1 (Fukuoka Institute of Technology CubeSat) / Niwaka”, eoPortal Accessed: Jan. 7, 2024. [Online]. Available: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/fitsat-1#flashing-leds-light-emitting-diodes>

- [22] L. Li, X. J. Zhang, J. H. Zhang, “Advanced Space Laser Communication Technology on CubeSats”, *ZTE Communications*, vol. 18, no. 4, pp. 45–54, Dec. 2020, doi: 10.12142/ZTECOM.202004007
- [23] “Nanosats Database/Aerocube-7 (OCSD)”, Accessed: Jan. 7, 2024. [Online]. Available: <https://www.nanosats.eu/sat/aerocube-7>
- [24] Joan Francesc Munoz-Martin, Lara Fernandez, Adrian Perez, Joan Adrià Ruiz-de Azua, Hyuk Park, Adriano Camps, Bernardo Carnicero Domínguez and Massimiliano Pastena, “In-Orbit Validation of the FMPL-2 Instrument—The GNSS-R and L-Band Microwave Radiometer Payload of the FSSCat Mission”, *Journal-Remote Sensing*, vol. 13, no. 1, p.121, Jan. 2021, doi: 10.3390/rs13010121.
- [25] Isaac Ramos-Perez, Adriano Camps, Xavi Bosch-Lluis, Nereida Rodriguez-Alvarez, Enric Valencia-Domenech, Hyuk Park, Giuseppe Forte and Merce Vallllosera, “PAU-SA: A Synthetic Aperture Interferometric Radiometer Test Bed for Potential Improvements in Future Missions”, *Journal-Sensors*, vol. 12, no. 6, pp. 7738-7777, June 2012, doi:10.3390/s120607738.
- [26] Joan A. Ruiz-de-Azua, Nicola Garzaniti, Alessandro Golkar, Anna Calveras, and Adriano Camps, “Towards Federated Satellite Systems and Internet of Satellites: The Federation Deployment Control Protocol”, *Journal-Remote Sensing*, vol. 13, no. 5, p. 982, June 2021, doi: 10.3390/rs13050982.
- [27] “HyperScout®2”, Cosine. Accessed: Jan. 7, 2023. [Online]. Available: <https://www.cosine.nl/cases/hyperscout-2/>
- [28] Gianluca Giuffrida, Luca Fanucci, Gabriele Meoni, Matej Batič, Léonie Buckley, Aubrey Dunne, Chris van Dijk, Marco Esposito, John Hefele, Nathan Vercruyssen, Gianluca Furano, Massimiliano Pastena, and Josef Aschbacher, “The-Sat-1 Mission: The First On-Board Deep Neural Network Demonstrator for Satellite Earth Observation”, *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, vol. 60, Feb. 2022, doi: 10.1109/TGRS.2021.3125567.
- [29] Lara Fernandez, Joan Francesc Munoz-Martin, Joan A. Ruiz-de-Azua, Anna Calveras, Adriano Camps, “Design and validation of a dual-band circular polarization patch antenna and stripline combiner for the FSSCat mission”, *Acta Astronautica*, vol. 208, pp. 194-204, July 2023, doi: 10.1016/j.actaastro.2023.03.042.
- [30] “ThrustMe and Spacety announce the launch of a satellite carrying the world’s first iodine electric propulsion system”, Press release- ThrustMe & Spacety, Nov. 2020.

- [31] Dmytro Rafalskyi, Javier Martvnez Martvnez, Lui Habl, Elena Zorzoli Rossi, Plamen Proynov, Antoine Boru, Thomas Baret, Antoine Poyet, Trevor Lafleur, Stanislav Dudin & Ane Aanesland, “In-orbit demonstration of an iodine electric propulsion system”, *Nature*, vol. 599, pp. 411–415, Nov. 2021, doi: 10.1038/s41586-021-04015-y.
- [32] “General Atomics LINCS System Launched Successfully and Deployed”, Accessed: Feb. 5, 2024. [Online]. Available: www.ga.com/general-atomics-lincs-system-launched-successfully-and-deployed
- [33] “DoD to test laser communications terminals in low Earth orbit”, Sandra Erwin. Accessed: Feb. 5, 2024. [Online]. Available: <https://spacenews.com/dod-to-test-laser-communications-terminals-in-low-earth-orbit/>
- [34] Benjamin Rödiger, Christopher Schmidt, Christian Fuchs, et al., “High data-rate optical communication payload for CubeSats”, *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE)*, vol. 11506 Sept. 2020, doi: 10.1117/12.2567035.
- [35] Curt M. Schieler, Kathleen M. Riesing, Bryan C. Bilyeu, Jesse S. Chang, Ajay S. Garg, Noah J. Gilbert, Andrew J. Horvath, Robert S. Reeve, Bryan S. Robinson, Jade P. Wanga, Sabino Piazzolla, W. Tom Roberts, Joseph M. Kovalikb, and Beth Keerc, “On-orbit demonstration of 200-Gbps laser communication downlink from the TBIRD CubeSat”, *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE)*, March 2023, doi: 10.1117/12.2651297.
- [36] Roland Haber, Daniel Garbe, Klaus Schilling Center for Telematics Wenjamin Rosenfeld, “QUBE - A CubeSat for Quantum Key Distribution Experiments”, *32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, UT, USA, Aug. 2018, doi: SSC18-III-05.
- [37] Charles H. Bennetta, Gilles Brassard, “Quantum cryptography: Public key distribution and coin tossing”, *Theoretical Computer Science*, vol. 560, no. 1, pp. 7-11, Dec. 2014, doi: 10.1016/j.tcs.2014.05.025.
- [38] Alberto Carrasco-Casado, Phong Xuan Do, Dimitar Kolev, Takayuki Hosonuma, Koichi Shiratama, Hiroo Kunimori, Phuc V. Trinh, Yuma Abe, Shinichi Nakasuka, and Morio Toyoshima, “Intersatellite-link demonstration mission between CubeSOTA (LEO CubeSat) and ETS9-HICALI (GEO satellite)”, *IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS)*, Oct. 2019, doi: 10.1109/ICSOS45490.2019.8978975.

- [39] K. Shiratama, T. Fuse, T. Kubo-oka, H. Kunimori, K. Suzuki, Y. Munemasa, H. Takenaka, D. Kolev, A. Carrasco-Casado, Y. Saito, P.V. Trinh, and M. Toyoshima, “Development status on High-Speed Laser Communication Terminal "HICALI" onboard ETSIX”, *International Conference on Space Optics—ICSO 2018*, Chania, Greece, Oct. 2018, doi: 10.1117/12.2536135.
- [40] Florentin Millour, Sébastien Ottogalli, Manel Maamri, Arthur Stibbe, Fabien Ferrero, Lucie Rolland, Solène Rebeyrolle, Aurelie Marcotto, Karim Agabi, Mathilde Beaulieu, et al., “The Nice Cube (Nice3) nanosatellite project”, *HAL Open Science*, pp.1-12, Jan. 2018, doi: hal-01815444.
- [41] Yifeng Zhu, Guannan Wang, “Research on Retro-reflecting Modulation in Space Optical Communication System”, *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*, vol. 108, no. 3, Jan. 2018, doi: 10.1088/1755-1315/108/3/032060.
- [42] Adriana Talamante, Judd D. Bowman, Daniel C. Jacobs, Zachary Hoffman, Michael Horne, Christopher McCormick, “Deployable Optical Receiver Array Cubesat”, *35th Annual Small Satellite Conference*, Aug. 2021, doi: SSC21-S1-35.
- [43] “ESA SPECIFICATION FOR TERABIT/SEC OPTICAL LINKS (ESTOL)”, ESA and Industry of ESA member states Specification, July 2023.
- [44] CCSDS, “Optical High Data Rate (HDR) Communication—1064 NM”, Dec.2018.
- [45] ITU-T G.694.1, “Spectral grids for WDM applications: DWDM frequency grid Recommendation”, Oct. 2020.
- [46] Kazuro Kikuchi, “Fundamentals of Coherent Optical Fiber Communications”, *Journal of Lightwave Technology*, vol. 34, no. 1, Jan. 2016, doi: 10.1109/JLT.2015.2463719.
- [47] Open ROADM, “Open ROADM MSA Specification ver. 5.0”, June 2021.
- [48] Space Development Agency, “Optical Communications Terminal (OCT)”, Sept. 2023, doi: 9100-001-08.
- [49] Min-Hsiu Hsieh, Todd A. Brun, and Igor Devetak Ming Hsieh, “Quantum Quasi-Cyclic Low-Density Parity-Check Codes”, *Cornell University-arXiv-Quantum Physics*, Oct. 2018.

- [50] Space Development Agency, “Optical Intersatellite Link (OISL) Standard”, Jan. 2022, doi: SDA-9100-0001-03.
- [51] ITU-T G.709.1/Y.1331.1, “Flexible OTN short-reach interfaces”, June 2018.
- [52] ITU-T G.7041/Y.1303, “Generic framing procedure”, Aug. 2016.
- [53] Open ROADM, “Open ROADM MSA 5.0 W-Port Digital Specification (100G-400G)”, July 2021.
- [54] Open ROADM, “Open ROADM MSA Specification ver. 5.1”, Aug. 2022.
- [55] Christian Fuchs, Martin Brechtelsbauer, Dirk Giggenbach, “Verification of Ground Station Diversity for Direct Optical TTC-Downlinks from LEO Satellites by means of an Experimental Laser Source”, *5th ESA International Workshop on Tracking, Telemetry and Command Systems for Space Applications*, Sept. 2010.
- [56] Shun-Ping Chen, “Performance analysis of near-earth, lunar and interplanetary optical communication links”, *Optical and Quantum Electronics*, vol. 54, no. 562, July 2022, doi: 10.1007/s11082-022-03987-z
- [57] Tobias Siegel, Shun-Ping Chen, “Investigations of Free Space Optical Communications Under Real-World Atmospheric Conditions”, *Wireless Personal Communications*, vol. 116, pp. 475–490, Jan. 2021, doi: 10.1007/s11277-020-07724-1
- [58] “Rytov number”, *Wikipedia*. [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Rytov_number
- [59] Emily Clements, Raichelle Aniceto, Derek Barnes, David Caplan, James Clark, Iñigo del Portillo, Christian Haughwout, Maxim Khatsenko, Ryan Kingsbury, Myron Lee Rachel Morgan, Jonathan Twichell, Kathleen Riesing, Hyosang Yoon, Caleb Ziegler Kerri, Cahoy, “Nanosatellite optical downlink experiment: design, simulation, and prototyping”, *Optical Engineering*, vol. 55, no. 11, Nov. 2016, doi: 0.1117/1.OE.55.11.111610