



ARISTOTLE  
UNIVERSITY  
OF THESSALONIKI

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

---

Σχεδιασμός υποχανισμού Ανίχνευσης,  
Απομόνωσης και Αντιμετώπισης  
Βλαβών

στον

Νανοδιορυφόρο AcubeSAT

---

Συγγραφέας: Κωνσταντίνος ΚΑΝΑΒΟΥΡΑΣ (8824)

Επιβλέπων: Καθ. Αλκιβιάδης ΧΑΤΖΟΠΟΥΛΟΣ

*Η διπλωματική εργασία κατατίθεται για την  
εκπλήρωση των υποχρεώσεων για λήψη διπλώματος*

*στην*

Πολυτεχνική Σχολή  
Τμήμα Ηλεκτρολόγων Μηχανικών & Μηχανικών Υπολογιστών

June 25, 2021

Copyright © 2021 Konstantinos Kanavouras

ΔΗΜΟΣΙΕΥΤΗΚΕ ΑΠΟ ΤΟ ΑΡΙΣΤΟΤΕΛΕΙΟ ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΟΝΙΚΗΣ

[HTTPS://GITHUB.COM/KONGR45GEN/THESIS-LATEX](https://github.com/kongr45gen/thesis-latex)

Αυτή η εργασία χορηγείται με άδεια Creative Commons Αναφορά Δημιουργού 4.0 Διεθνές (CC BY 4.0) (η "Άδεια") το κείμενο του παρόντος δεν επιτρέπεται να χρησιμοποιηθεί παρά μόνο με βάση την Άδεια. Για να δείτε ένα αντίγραφο αυτής της άδειας, επισκεφτείτε το <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/legalcode.el>, ή δείτε μια "αναγνώσιμη από άνθρωπο" σύνοψη στο <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/deed.el>.

Το AcubeSAT project εκτελείται με την υποστήριξη του Education Office του Ευρωπαϊκού Οργανισμού Διαστήματος, στα πλαίσια του προγράμματος Fly Your Satellite!

Οι απόψεις που εκφράζονται στο παρόν από τους συγγραφείς δεν μπορούν σε καμία περιπτώση να θεωρηθεί πως εκφραζούν την επίσημη άποψη, ή υποστήριξη, του Ευρωπαϊκού Οργανισμού Διαστήματος.

Rendered on June 25, 2021 (5a6c71e: Optimize PNG images)

# *Contents*

<b>1</b>	<i>Εισαγωγή</i>	<b>11</b>
	1.1 <i>Επιστημονική Περιοχή</i>	11
	1.2 <i>Σκοπός και Συνεισφορά της Εργασίας</i>	13
	1.3 <i>Διάρθωση και Δομή</i>	14
<b>2</b>	<i>Η αποστολή AcubeSAT</i>	<b>16</b>
	2.1 <i>Η αποστολή</i>	16
	2.2 <i>Υποσυστήματα</i>	17
	2.2.1 <i>Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS)</i>	18
	2.2.2 <i>Communications (COMMS)</i>	18
	2.2.3 <i>Electrical Power Subsystem (EPS)</i>	19
	2.2.4 <i>On-Board Data Handling (OBDH)</i>	20
	2.2.5 <i>On-Board Software (OBSW)</i>	21
	2.2.6 <i>Operations (OPS)</i>	21
	2.2.7 <i>Structural</i>	22
	2.2.8 <i>Systems Engineering (SYE)</i>	23
	2.2.9 <i>Science Unit (SU)</i>	24
	2.2.10 <i>Thermal</i>	25
	2.2.11 <i>Trajectory</i>	26
	2.3 <i>Χρησιμοποιούμενα εργαλεία</i>	26
<b>3</b>	<i>Η φιλοσοφία Fault Detection, Isolation and Recovery (Εντοπισμός, Απομόνωση και Διόρθωση Σφαλμάτων, FDIR) του SAVOIR</i>	<b>27</b>
	3.1 <i>To Πρότυπο Αξιοποίησης Πακέτων ECSS</i>	27
	3.1.1 <i>Oι Υπηρεσίες ECSS</i>	27
	3.2 <i>To πρότυπο SAVOIR</i>	29
<b>4</b>	<i>Fault Detection, Isolation and Recovery (Εντοπισμός, Απομόνωση και Διόρθωση Σφαλμάτων, FDIR) στο AcubeSAT</i>	<b>31</b>

4.1	<i>Βασικές αρχές του Fault Detection, Isolation and Recovery (Εντοπισμός, Απομόνωση και Διόρθωση Σφαλμάτων, FDIR)</i>	31
4.2	<i>Μελέτη διαφορετικών αρχιτεκτονικών</i>	31
4.3	<i>Failure causes and recovery actions</i>	31
4.3.1	<i>Failure causes</i>	31
4.3.2	<i>Preventive actions</i>	31
4.3.3	<i>Corrective actions</i>	31
4.4	<i>Fault Detection, Isolation and Recovery (Εντοπισμός, Απομόνωση και Διόρθωση Σφαλμάτων, FDIR) operating modes</i>	31
5	<i>Πρακτική επίδειξη του Fault Detection, Isolation and Recovery (Εντοπισμός, Απομόνωση και Διόρθωση Σφαλμάτων, FDIR)</i>	32
5.1	<i>Περιγραφή Συστήματος</i>	32
5.1.1	<i>Λειτουργικότητα</i>	32
5.1.2	<i>Υλικό</i>	33
5.2	<i>Λογισμικό</i>	34
5.2.1	<i>Flight Segment</i>	34
5.2.2	<i>Inter-Integrated Circuit (<math>I^2C</math>) Failure Detection</i>	35
5.2.3	<i>Έλεγχος Αποστολής</i>	37
5.2.4	<i>Βάση δεδομένων PUS</i>	38
5.3	<i>Στάσιμο Fault Detection, Isolation and Recovery (Εντοπισμός, Απομόνωση και Διόρθωση Σφαλμάτων, FDIR)</i>	38
5.3.1	<i>Λεπτομερής σχεδιασμός Fault Detection, Isolation and Recovery (Εντοπισμός, Απομόνωση και Διόρθωση Σφαλμάτων, FDIR)</i>	39
5.4	<i>Επικύρωση Fault Detection, Isolation and Recovery (Εντοπισμός, Απομόνωση και Διόρθωση Σφαλμάτων, FDIR)</i>	45
5.4.1	<i>Κανονική λειτουργία</i>	45
5.4.2	<i>Προσομοίωση αστοχιών</i>	45
5.4.3	<i>Τροποποίηση του FDIR σε πραγματικό χρόνο</i>	46
6	<i>Συμπεράσματα και Μελλοντική Εργασία</i>	49
6.1	<i>Μελλοντική εργασία</i>	49
A	<i>Bibliography</i>	50
B	<i>Source code</i>	53

# *List of Figures*

1.1	Είδη δορυφόρων σε λειτουργία το 2018 [3]	11
1.2	Ενεργοί δορυφόροι σε τροχιά γύρω από τη γη το 2021	11
1.3	Γραφική αναπαράσταση του δορυφόρου Jason-3	12
1.4	Το "F-1" CubeSat του FPT Πανεπιστημίου στο Βιετνάμ, μεγέθους 1U	12
1.5	Κατάσταση αποστολών CubeSat από το 2000 [10]	13
1.6	Κατάσταση αποστολών CubeSat από ανεξάρτητους κατασκευαστές	13
1.7	Κύριοι λόγοι αποτυχίας αποστολών CubeSat	13
2.1	Λογότυπο της αποστολής AcubeSAT	16
2.2	Καλλιτεχνική προβολή του νανοδορυφόρου AcubeSAT	16
2.3	Προβολή του εσωτερικού του AcubeSAT, όπου φαίνονται τα διαφορετικά υποσυστήματα και η πειραματική διάταξη	17
2.4	Δοκιμαστικό μοντέλο του τσιπ μικροδορευστομηχανικής	17
2.5	Η πλακέτα SatNOGS COMMS	19
2.6	Δυναμική ανάλυση προύπολογισμού ισχύος	20
2.7	Ο μικροελεγκτής SAMV71Q21RT	20
2.8	Όλες οι μεταβάσεις μεταξύ των Λειτουργιών Συστήματος	23
2.9	Ο COTS σκελετός του CubeSat	23
2.10	Παράδειγμα παραγόμενης εικόνας	24
2.11	Διαφανής προβολή του δοχείου πειράματος και του εσωτερικού του	24
2.12	Το τσιπ μικροδορευστομηχανικής και ο διαχωρισμός του σε 3 επιμέρους υποπειράματα και 1 γραμμή δοκιμής	
2.13	Επίγειο ίχνος μιας πιθανής τροχιάς του AcubeSAT	26
3.1	The Packet Utilisation Standard (PUS) data transfer model	27
3.2	blablabla	30
4.1	Error rates	31
5.1	Μπλοκ διάγραμμα υψηλού επιπέδου της πειραματικής διάταξης	32
5.2	Η ροή δεδομένων μεταξύ των διαφορετικών κομματιών του λογισμικού	35
5.3	blablabla	37
5.4	Προβολές παραμέτρων και αρχείου στο YAMCS	38
5.5	Επισκόπηση της διαδικασίας FDIR του αισθητήρα θερμοκρασίας	40
5.6	Περιοδικοί ραδιοφάροι που παράγονται από τον μικροελεγκτή, όπως φαίνονται στο YAMCS	45
5.7	Εξέλιξη μιας παραμέτρου θερμοκρασίας στο χρόνο, όπως φαίνεται στο YAMCS	46
5.8	Έξοδος καταγραφής σε κανονική λειτουργία	46
5.9	Λίστα τηλεεντολών στο περιβάλλον του YAMCS	48

## *List of Tables*

2.1	Μέγιστες τιμές σφαλμάτων ADCS μετά τη σταθεροποίηση	18
2.2	Προϋπολογισμός ισχύος AcubeSAT σε κανονική λειτουργία	20
2.3	Σύνοψη της λειτουργικότητας του AcubeSAT σε διαφορετικές Λειτουργίες Συστήματος	22
5.1	Λίστα του νέου λογισμικού που αναπτύχθηκε για την παρούσα εργασία	36
5.2	Λίστα των έτοιμων βιβλιοθηκών που χρησιμοποιήθηκαν	36
5.3	Mn εγγράψιμοι καταχωρητές του MCP9808	37
5.4	FMEA στο σύστημα επίδειξης	39
5.5	Πίνακας HSIA	43
5.6	Λίστα παραμέτρων ST[20]	44
5.7	Λίστα ορισμών παρακολούθησης της υπηρεσίας ST[12]	44
5.8	Λίστα ορισμών γεγονότων-αντιδράσεων της υπηρεσίας ST[19]	45
5.9	Απαιτήσεις αναδιαμόρφωσης Fault Detection, Isolation and Recovery (Εντοπισμός, Απομόνωση και Διόρθωση Σφαλμάτων, FDIR) στην πειραματική διάταξη	47

# *Acronyms*

<i>ADCS</i> Attitude Determination and Control Subsystem .....	17, 18, 20
<i>CAN</i> Controller Area Network.....	20, 21
<i>CCSDS</i> The Consultative Committee for Space Data Systems.....	19
<i>CDR</i> Critical Design Review .....	16, 17
<i>COBS</i> Consistent Overhead Byte Stuffing .....	34
<i>COMMS</i> Communications .....	18–20
<i>COTS</i> Commercial Off-The-Shelf .....	12, 17, 20, 22, 23
<i>ECSS</i> European Cooperation for Space Standardization .....	14, 15, 27, 32, 33, 38, 44, 46
<i>EMC</i> Electromagnetic Compatibility (Ηλεκτρομαγνητική Συμβατότητα) .....	19
<i>EPS</i> Electrical Power Subsystem.....	19, 20
<i>ETL</i> Embedded Template Library .....	35
<i>FDIR</i> Fault Detection, Isolation and Recovery (Εντοπισμός, Απομόνωση και Διόρθωση Σφαλμάτων) <b>14, 15, 17, 19, 24, 27, 29, 31–35, 37–47</b>	
<i>FMEA</i> Failure Mode and Effects Analysis .....	14, 23, 38–41
<i>GNSS</i> Global Navigation Satellite System (Παγκόσμιο Δορυφορικό Σύστημα Πλοήγησης) .....	11
<i>GS</i> Ground Station (Σταθμός Βάσης).....	19
<i>HAL</i> Hardware Abstraction Library.....	35
<i>HSIA</i> Hardware/Software Interaction Analysis .....	39–42
<i>I<sup>2</sup>C</i> Inter-Integrated Circuit.....	33, 35–37, 39
<i>IDE</i> Integrated Development Environment.....	35
<i>ISM</i> Industrial, Scientific, Medical.....	19
<i>LEO</i> Low Earth Orbit (Χαμηλή Γύινη Τροχιά).....	12, 24
<i>MAIV</i> Maintenance, Assembly, Integration and Verification (Συντήρηση, Κατασκευή, Συναρμολόγηση και Επαλήθευση) .....	23
<i>MCU</i> microcontroller (Μικροελεγκτής, MicroController Unit) .....	33
<i>MPPT</i> Maximum Power Point Tracking.....	20
<i>MRAM</i> Magnetoresistive Random-Access Memory.....	20
<i>OBC</i> On-Board Computer.....	20
<i>OBDH</i> On-Board Data Handling.....	20

<i>OBSW</i> On-Board Software .....	21
<i>OPS</i> Operations .....	21
<i>PA</i> Product Assurance .....	17
<i>PCDU</i> Power Conditioning & Distribution Unit .....	20
<i>PDMS</i> Polydimethylsiloxane (Πολυδιμεθυλοσιλοξάνη) .....	24
<i>PUS</i> Packet Utilisation Standard .....	27, 29, 34, 38, 41, 42, 44
<i>RAMS</i> Reliability, Availability, Maintainability and Safety (Αξιοπιστία, Διαθεσιμότητα, Συντηρησιμότητα και Ασφάλεια) .....	23
<i>RF</i> RadioFrequency .....	19, 27
<i>RTOS</i> Real-Time Operating System (Λειτουργικό Σύστημα Πραγματικού Χρόνου) .....	21, 34
<i>SAVOIR</i> Space AVionics Open Interface aRchitecture .....	14, 32, 46
<i>SCL</i> Serial Clock .....	36
<i>SDA</i> Serial Data .....	36
<i>SEL</i> Single Event Latchup .....	41
<i>SRAM</i> Static Random Access Memory .....	33
<i>SU</i> Science Unit .....	20, 24
<i>SYE</i> Systems Engineering .....	23
<i>TC</i> Telecommands (Τηλεεντολές) .....	19, 27–29, 33
<i>TM</i> Telemetry (Τηλεμετρία) .....	19, 28, 33
<i>UART</i> Universal Asynchronous Serial Bus .....	33, 34
<i>UHF</i> Ultra-High Frequency .....	19, 22
<i>USB</i> Universal Serial Bus .....	33
<i>XTCE</i> XML Telemetric and Command Exchange .....	38
<i>YAMCS</i> Yet Another Mission Control System .....	37, 38, 44, 47

# *Περίληψη*

Το διάστημα δεν είναι ένα φιλόξενο περιβάλλον: αν και η σημερινή τεχνολογία έχει επιτρέψει τη λειτουργία χιλιάδων τεχνητών δορυφόρων σε τροχιά γύρω από τη γη, οι νανοδορυφόροι που χαρακτηρίζονται ως “CubeSats” έχουν ένα ποσοστό αποτυχίας κοντά στο 50%. Τα χαμηλά κόστη, η έλλειψη αυστηρών τεχνικών προδιαγραφών και η έλλειψη ανοιχτής τεχνικής βιβλιογραφίας συχνά αυξάνει τα ρίσκα για τα εκπαιδευτικά, επιστημονικά και εμπορικά CubeSat. Αυτή η εργασία ερευνά μία απλή παραμετροποίηση αρχιτεκτονική Ανίχνευσης, Απομόνωσης και Αντιμετώπισης Βλαβών (“FDIR”) που βασίζεται σε Ευρωπαϊκά πρότυπα και πρωτόκολλα, ευρέως χρησιμοποιούμενα στον τομέα της αεροδιαστημικής. Αυτή η δομή διέρθωσης σφαλμάτων, μαζί με τη συνοδευόμενη υλοποίηση σε κώδικα, μπορεί να χρησιμοποιηθεί από οποιαδήποτε αποστολή CubeSat για να αυξηθεί η αξιοπιστία του σχεδιασμού και να μειωθεί η πιθανότητα αποτυχίας, μέσω της αυτόνομης αντιμετώπισης βλαβών κατά την πτήση. Η εργασία επίσης περιλαμβάνει γενικές πληροφορίες σχετικά με την αξιοπιστία των CubeSat, και εξερευνά το λογισμικό και υλικό που χρησιμοποιείται για να υλοποιηθεί το προτεινόμενο FDIR στην αποστολή AcubeSAT, η οποία βρίσκεται υπό σχεδιασμό από φοιτητές του Αριστοτελείου Πανεπιστημίου Θεσσαλονίκης.

# *Abstract*

Konstantinos Kanavouras

**Design of Fault Detection, Isolation and Recovery  
in the  
AcubeSAT NanoSatellite**

university, supervisor etc.

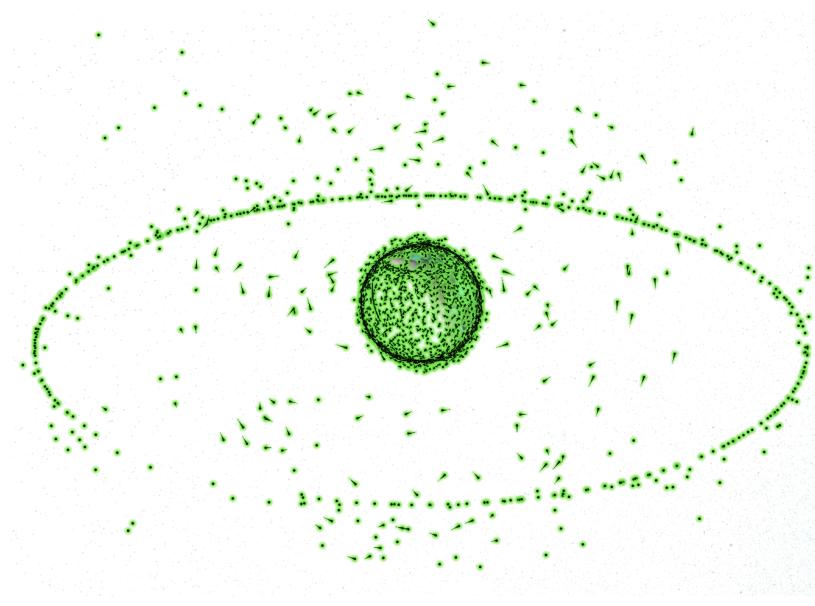
Space is not a welcoming environment; while the aerospace engineering community has managed to reliably operate thousands of satellites in orbit, CubeSats, the most popular class of nanosatellite, only have a 50% success rate. Low costs, lack of strict technical requirements and scarcity of publicly available documentation often drives up the risks for educational, scientific and commercial CubeSats. This thesis investigates a configurable and modular Fault Detection, Isolation and Recovery (FDIR) architecture that uses the ECSS Packet Utilisation Standard. This FDIR concept, along with the provided open-source software implementation, can be used by CubeSat missions to increase the reliability of their design and chances of mission success, by autonomously responding to on-board errors. The thesis also includes background information regarding CubeSat reliability, and explores the software and hardware used to implement the proposed FDIR design on the AcubeSAT mission, currently under design by students of the Aristotle University of Thessaloniki.

# 1

## Eισαγωγή

### 1.1 Επιστημονική Περιοχή

Η παρούσα εργασία ασχολείται με την Αεροδιαστημική Μηχανική, και πιο συγκεκριμένα την τεχνολογία κατασκευής και χειρισμού δορυφόρων. Ο πρώτος τεχνητός δορυφόρος "Sputnik 1" εκτοξεύτηκε το έτος 1957, και μέχρι το 2021 έχουν εκτοξευτεί περίπου 8900 δορυφόροι, από τους οποίους περίπου 4000 είναι λειτουργικοί και σε τροχιά. [1-3]



Οι εκτοξευμένοι δορυφόροι επιτελούν ένα σύνολο από διαφορετικές λειτουργίες, που μπορεί να περιλαμβάνουν τηλεπικοινωνίες, παρατήρηση γης, σήματα πλοήγησης (GNSS), επιστημονική έρευνα, ανάπτυξη τεχνολογίας ή άλλους σκοπούς, χωρίς να συμπεριλαμβάνονται σε αυτό το κοινάτι επανδρωμένες αποστολές, αποστολές εκτός της τροχιάς της γης, ή διαστημικοί σταθμοί. Τα δεδομένα που παράγει η διαστημική τεχνολογία, με επιδράσεις στις μεταφορές,

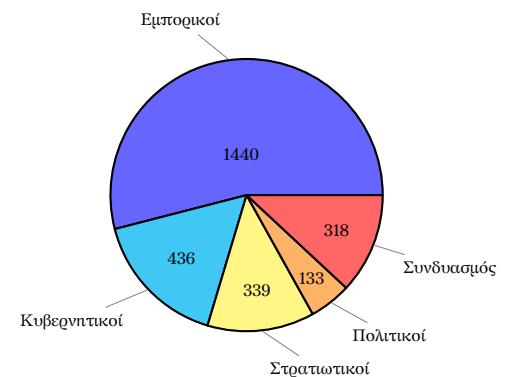


Figure 1.1: Είδη δορυφόρων σε λειτουργία το 2018 [3]

Figure 1.2: Ενεργοί τεχνητοί δορυφόροι σε τροχιά γύρω από τη γη το 2021. Κοντά στον πλανήτη βρίσκονται οι δορυφόροι Χαμπλίς Γήινης Τροχιάς. Σε σταθερό υψόμετρο 35 786 km βρίσκονται οι δορυφόροι Γεωστατικής τροχιάς, και ανάμεσά τους κινούνται οι δορυφόροι Μέσης Γήινης Τροχιάς. [4]

στην πρόγνωση καιρού και στην τεχνολογία, έχουν εδώ και καιρό γίνει αναπόσπαστο κομμάτι του σύγχρονου πολιτισμού.

Μετά την εκτόξευσή τους, οι δορυφόροι τυπικά παραμένουν στο διάστημα μέχρι την ολοκλήρωση της αποστολής τους μετά από κάποια χρόνια, οπότε και μπορούν να επιστρέψουν στη γη και να καθίσουν στην ατμόσφαιρα, είτε να παραμείνουν στο διάστημα ως διαστημικά σκουπίδια.

Η ανάπτυξη διαστημικής τεχνολογίας παρουσιάζει έναν σημαντικό βαθμό δυσκολίας, ο οποίος προέρχεται από τις ιδιαίτερα αυξημένες απαιτήσεις αξιοπιστίας στις δυσμενείς συνθήκες του διαστήματος. Πιο συγκεκριμένα, η μεγάλη απόσταση, οι ακραίες θερμοκρασίες, τα μηχανικά φορτία της εκτόξευσης, οι ακτινοβολίες υψηλών ενέργειών, το κενό αέρα, και η αδυναμία αποκατάστασης βλαβών, έχουν εγέρει ένα ευρεί φάσμα προκλήσεων μπροστά στην εξερεύνηση του διαστήματος. Έτσι, πέρα από την τυπική ανάπτυξη τεχνολογίας, τα πρότζεκτ αεροδιαστηματικής συνδέονται αναπόσπαστα με ένα σύνολο κλάδων της μηχανικής, όπως το systems engineering (μηχανική συστημάτων), product assurance (διασφάλιση ποιότητας), reliability engineering (αξιοπιστία συστημάτων) και ζητήματα assembly, integration & verification (κατασκευής, συναρμολόγησης και επαλήθευσης). [5]

Παρά τα παραπάνω προβλήματα, η επιστήμη έχει προχωρήσει αρκετά ώστε το διάστημα να αποτελεί έναν εμπορικό στόχο. Στα πλαίσια της φιλοσοφίας "NewSpace", όλο και περισσότεροι κερδοσκοπικοί ή μη φορείς εκμεταλλεύονται τις δυνατότητες που προσφέρονται έξω από τη γη. [6] Start-ups, αστερισμοί δορυφόρων, εκπαιδευτικές αποστολές και εμπορικές υπηρεσίες είναι έννοιες που ήδη έγιναν συνηθισμένες τη δεκαετία του 2010, με περισσότερες χώρες ανά τον κόσμο να αρχίζουν όχι μόνον να έχουν πρόσβαση στο διάστημα, αλλά και να αποκτούν δυνατότητα εκτόξευσης.

Στα πλαίσια του παραπάνω μελετάται η τεχνολογία των όλο και πιο δημιοφίλων **νανοδορυφόρων**. [7] Τα CubeSats, ο πιο δημιοφίλης κατηγορία νανοδορυφόρων που είναι και το αντικείμενο αυτής της εργασίας, δημιουργήθηκαν σαν ιδέα το 1999. Το χαμπλό τους κόστος και μέγεθος, καθώς και η μικρή σχετικά πολυπλοκότητα, έχουν επιτρέψει πανεπιστήμια και οργανισμούς παγκοσμίως να εκτοξεύσουν πάνω από 1530 CubeSats [8].

Τα CubeSats κατασκευάζονται από δομικές μονάδες διαστάσεων  $10 \times 10 \times 10$  cm που ονομάζονται **Units**. Τυπικά μεγέθη δορυφόρων προκύπτουν "στοιβάζοντας" αυτά τα units, με αποτέλεσμα δορυφόρους 1U, 1.5U, 2U, 3U, 6U και 12U. Το κάθε Unit να μπορεί να ζυγίσει μέχρι 2 kg. Εσωτερικά, τα CubeSat αποτελούνται από εμπορικά πλεκτρονικά εξαρτήματα χαμηλού κόστους, τα λεγόμενα Commercial Off-The-Shelf (COTS). Τα CubeSats εκτοξεύονται συνήθως σε



Figure 1.3: Γραφική αναπαράσταση του δορυφόρου **Jason-3**. Στην εικόνα διακρίνονται τα πλιακά πάνελ, οι δύο κατευθυντικές κεραίες και η θερμική μόνωση του δορυφόρου.



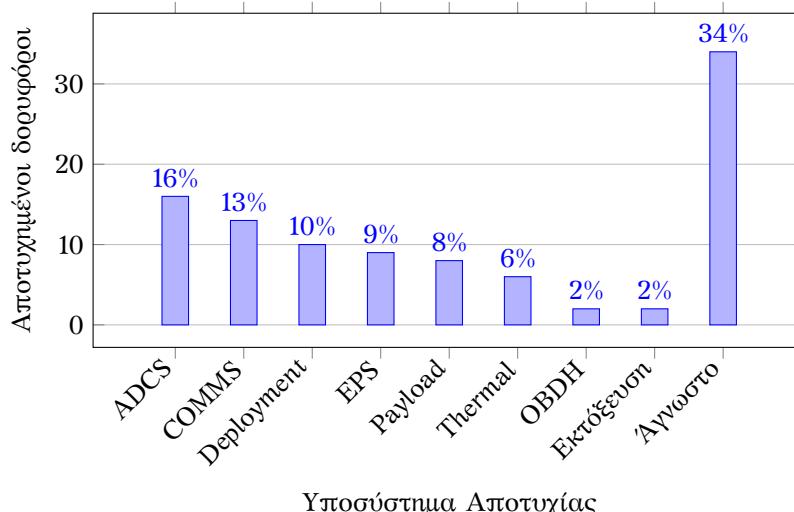
Figure 1.4: Το "F-1" CubeSat του FPT Πανεπιστημίου στο Βιετνάμ, μεγέθους 1U

Χαμηλή Γύννη Τροχιά (LEO) [9], τοποθετούμενα ως δευτερεύοντα φορτία σε εκτοξεύσεις μεγαλύτερων δορυφόρων ("piggyback launch"), και παραμένουν ενεργά για χρονικά διαστήματα περίπου 1 ως 3 χρόνια.

## 1.2 Σκοπός και Συνεισφορά της Εργασίας

Η παρούσα εργασία αφορά τη βελτίωση της **αξιοπιστίας** των νανοδορυφόρων και συστημάτων CubeSat. Αν και η πλειοψηφία των κλασικών δορυφόρων που έχουν εκτοξευτεί είχαν, έστω μερικώς, επιτυχημένες αποστολές [11, 12], το 39.6% των εκτοξευμένων CubeSats έχουν αποτύχει να ολοκληρώσουν την αποστολή τους, ή δεν έχουν λειτουργίσει σε τροχιά. Το ποσοστό αποτυχίας αυξάνεται στο 57.0% αν εστιάσουμε σε φορείς (όπως Πανεπιστήμια) που εκτοξεύουν τα πρώτα τους CubeSat, και δεν διαθέτουν το διαστημικό υπόβαθρο των μεγάλων κατασκευαστών και των εμπορικών δορυφόρων.

Οι λόγοι της υψηλής αποτυχίας των CubeSat σχετίζονται κυρίως με το συμπτεσμένο πρόγραμμα κατασκευής, το οποίο οδηγεί σε σφάλματα και προβλήματα που δεν εντοπίζονται κατά τη διάρκεια του σχεδιασμού. Πηγές βλαβών όπως περιβαλλοντική φθορά (θερμικοί κύκλοι, ακτινοβολία), έλλειψη περιθωρίων ασφαλείας στην ισχύ και τις τηλεπικοινωνίες, και προβλήματα λογισμικού, συνδυάζονται με τη γενικότερη έλλειψη εμπειρίας και αυστηρών διαδικασιών των νέων κατασκευαστών, για να μειώσουν το βαθμό αξιοπιστίας των νανοδορυφόρων. [10, 13]



Η προσέγγιση που ακολουθείται για την αύξηση της αξιοπιστίας των CubeSat περιλαμβάνει:

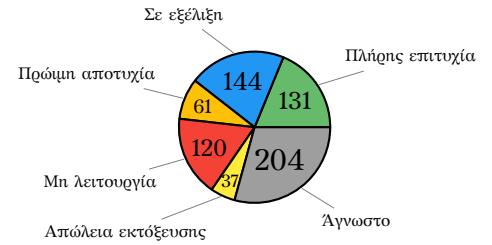


Figure 1.5: Κατάσταση αποστολών CubeSat από το 2000 [10]

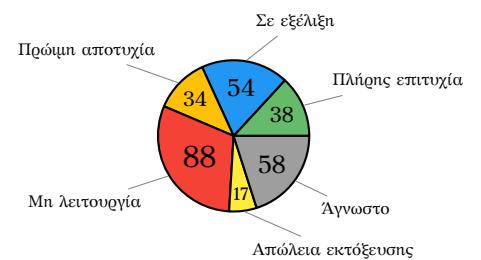


Figure 1.6: Κατάσταση αποστολών CubeSat από ανεξάρτητους κατασκευαστές ("hobbyists": πανεπιστήμια και άλλα ερευνητικά/εκπαιδευτικά πρότζεκτ) [8]

Figure 1.7: Κύριοι λόγοι αποτυχίας αποστολών CubeSat ( $n = 50$ ) [14]

- Μείωση του αριθμού πιθανών βλαβών από την φάση του σχεδιασμού, με συμπεριληψη ζητημάτων αξιοπιστίας στις πρώιμες φάσεις του πρότζεκτ
- Δομημένα εργαλεία εκτίμησης και βελτίωσης της αξιοπιστίας, όπως Failure Mode and Effects Analysis (FMEA) και Fault Detection, Isolation and Recovery (Εντοπισμός, Απομόνωση και Διόρθωση Σφαλμάτων, FDIR) [15, 16]
- Προσαρμογή και νιοθέτηση ανοιχτών προτύπων διαστημικής τεχνολογίας για το σχεδιασμό, την κατασκευή και την επαλήθευση [17]

Η παρούσα εργασία σκοπεύει να εμπλουτίσει την εργαλειοθήκη των κατασκευαστών CubeSat αναλύοντας μία δομημένη προσέγγιση FDIR που βασίζεται στα **ευρωπαϊκά πρότυπα ECSS**, και στην εργασία της πρωτοβουλίας **SAVOIR**<sup>1</sup> της ευρωπαϊκής διαστημικής βιομηχανίας. Στις επόμενες σελίδες, θα αναλυθεί πως οι ιδέες αυτές μπορούν να προσαρμοστούν σε μία αποστολή CubeSat μικρού βεληνεκούς ώστε:

- Να χρησιμοποιηθεί ένας δομημένος τρόπος για να ερευνηθούν οι πιθανές αποτυχίες ενός δορυφόρου, και τρόποι αντιμετώπισής τους
- Να προετοιμαστεί λογισμικό που θα μπορεί να ανταποκριθεί και να διαχειριστεί με ασφάλεια το σύνολο των κρίσιμων αποτυχιών σε τροχιά
- Να αναπτυχθεί μία **παραμετροποίηση** αρχιτεκτονική, που θα επιτρέπει τους χειριστές να μεταβάλλουν εύκολα τη συμπεριφορά του συστήματος FDIR και να το προσαρμόσουν σε διαφορετικά δεδομένα

Το προτεινόμενο σύστημα FDIR στοχεύει στην αύξηση της σιγουριάς κατά την κατασκευή, αλλά και στη γρήγορη ενσωμάτωση νέων δεδομένων που προκύπτουν κατά τις δοκιμές και την εκτόξευση.

Πέρα από τη θεωρητική ανάλυση, περίληψη και σχολιασμό των προτύπων, η εργασία εστιάζει στην εφαρμογή της προαναφερθείσας δομής FDIR στο νανοδορυφόρο AcubeSAT, και περιλαμβάνει μία πειραματική υλοποίηση της σουίτας FDIR σε υλικό & λογισμικό.

### 1.3 Διάρθωση και Δομή

Η εργασία ξεκινάει με την περίληψη της αποστολής AcubeSAT, που αποτελεί την κύρια αφορμή και πλαίσιο συγγραφής της (Chapter 2). Συνεχίζει με μία ανάλυση των κύριων προτύπων και της φιλοσοφίας FDIR, με εστίαση στα κοινά που αφορούν τους

<sup>1</sup> <https://savoir.estec.esa.int/>

κατασκευαστές CubeSat και τις ερευνητικές ή εκπαιδευτικές αποστολές (Chapter 3). Το επόμενο κομμάτι εξετάζει την εφαρμογή των προηγούμενων προτύπων στο σχεδιασμό του AcubeSAT, και σε μερικές σχεδιαστικές αποφάσεις και λεπτομέρειες υλοποίησης του FDIR στο νανοδορυφόρο (Chapter 4).

Η τελευταία ενότητα περιλαμβάνει την πρακτική επίδειξη του προτεινόμενου FDIR σε ένα απλό δοκιμαστικό σύστημα δύο αισθητήρων (Chapter 5). Το σύστημα αναπτύσσεται έτσι ώστε να μπορεί να εντοπίσει και να ανακάμψει από όλες τις προβλεπόμενες πιθανές αποτυχίες, χρησιμοποιώντας τις πλήρεις βιβλιοθήκες που καλύπτουν τα πρότυπα ECSS και FDIR. Μετά από την ανάπτυξη του συστήματος, γίνεται πλήρης δοκιμή της απόκρισής του στις αποτυχίες. Το σύστημα είναι διαμορφωμένο έτσι ώστε να εξομοιώσει το σύστημα του δορυφόρου, συμπεριλαμβανομένου του συστήματος μικροελεγκτή αλλά και του Σταθμού Βάσης.

## 2

### Η αποστολή AcubeSAT

Το πλαίσιο ανάπτυξης της παρούσας εργασίας είναι το πρότζεκτ του νανοδορυφόρου "AcubeSAT" που βρίσκεται υπό σχεδιασμό από φοιτητές του Αριστοτελείου Πανεπιστημίου Θεσσαλονίκης, και στοχεύει στην εκτέλεση ενός πειράματος βιολογικής φύσεως στο διάστημα.

Το πρότζεκτ ξεκίνησε σε ερευνητική μορφή το 2015, και το 2020 έγινε μέρος του προγράμματος *Fly Your Satellite! 3<sup>1</sup>* του Ευρωπαϊκού Οργανισμού Διαστήματος (European Space Agency), με ορίζοντα εκτόξευσης το 2023.

Το AcubeSAT έχει μέγεθος 3 κυβικών μονάδων (3U), διαστάσεις  $10 \times 10 \times 34.05$  cm και μάζα 4.26 kg, και περιλαμβάνει το ωφέλιμο φορτίο του πειράματος, που καλύπτει 2U, και τα υπόλοιπα υποστηρικτικά υποσυστήματα (platform) στο υπόλοιπο 1U.

Το πρότζεκτ είναι ανοιχτού κώδικα, με το λογισμικό και τις κατασκευές που έχει εποιηθεί οι ομάδα να βρίσκονται στο διαδίκτυο για ελεύθερη χρήση από το κοινό.<sup>2</sup> Για περισσότερες πληροφορίες σχετικά με το λεπτομερή σχεδιασμό του δορυφόρου, ο αναγνώστης καλείται να ανατρέξει στα δημοσίως διαθέσιμα έγγραφα του Critical Design Review (CDR)<sup>3</sup>.

#### 2.1 Η αποστολή

Η κύρια αποστολή του AcubeSAT είναι η μελέτη ευκαρυωτικών κυττάρων σε Χαμηλή Γύινη Τροχιά, και πιο συγκεκριμένα η εκτίμηση των αποτελεσμάτων της ακτινοβολίας και μικροβιορύπτας σε 190 διαφορετικά στελέχη του ζυμομύκητα *Saccharomyces Cerevisiae*. Τα προηγούμενα επιτυγχάνονται με μία πρωτότυπη διάταξη "lab-on-a-chip", η οποία στο κέντρο της έχει ένα τσιπ μικρορευστομηχανικής (Figure 2.4) [18] που επιτρέπει την εξέ-



Figure 2.1: Λογότυπο της αποστολής AcubeSAT

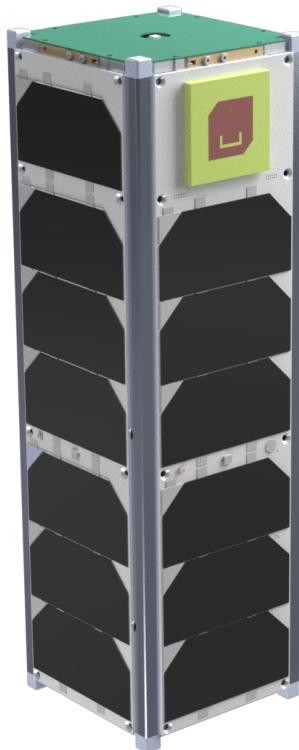


Figure 2.2: Καλλιτεχνική προβολή του νανοδορυφόρου AcubeSAT

<sup>1</sup> [https://www.esa.int/Education/CubeSats\\_-\\_Fly\\_Your\\_Satellite](https://www.esa.int/Education/CubeSats_-_Fly_Your_Satellite)

<sup>2</sup> <https://gitlab.com/acubesat/>

<sup>3</sup> <https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public>

ταση της ρύθμισης της μιριακής συμπεριφοράς των κυττάρων σε πρωτοφανή κλίμακα.

Τα αποτελέσματα του πειράματος μεταφέρονται στη Γη σε μιρφή φωτογραφιών, όπου συγκρίνονται με ένα άμοιο επίγειο πείραμα.

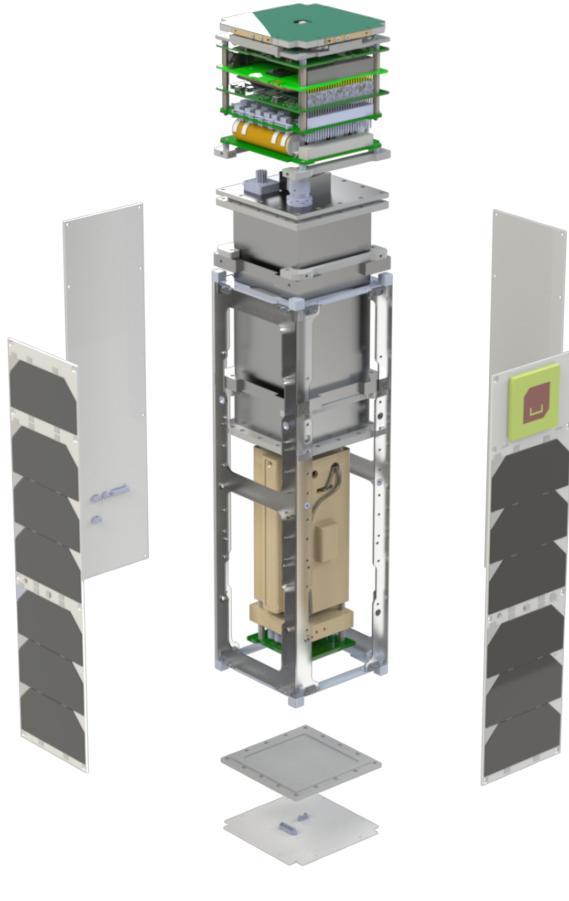


Figure 2.3: Προβολή του εσωτερικού του AcubeSAT, όπου φαίνονται τα διαφορετικά υποσυστήματα και η πειραματική διάταξη

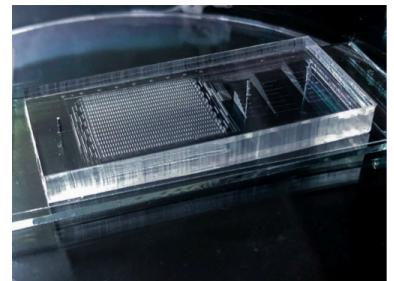


Figure 2.4: Δοκιμαστικό μοντέλο του τσιπ μικροδρευστομηχανικής

## 2.2 Υποσυστήματα

Ο νανοδιορυφόρος AcubeSAT είναι τεχνικά και οργανωτικά χωρισμένος σε 11 διαφορετικές υποομάδες ή **υποσυστήματα**, κάθε μία από τις οποίες είναι υπεύθυνη για ένα διαφορετικό τμήμα του διορυφόρου, και αποτελείται από 2 έως 9 αφοσιωμένα μέλη.

Στις επόμενες ενότητες παρουσιάζεται μια σύντομη εισαγωγή στη λειτουργία και το σχεδιασμό κάθε υποσυστήματος. Καθώς η διαδικασία σχεδιασμού συστημάτων και Product Assurance είναι εγγενώς συνδεδεμένη με τη λειτουργία όλων των υποσυστημάτων, αναφέρονται επίσης οι λεπτομέρειες που αφορούν το FDIR. Για πιο λεπτομερείς πληροφορίες, ο αναγνώστης ενθαρρύνεται να ανατρέξει στην **ιστοσελίδα του AcubeSAT<sup>4</sup>**, ή στα δημοσίως διαθέσιμα έγγραφα του CDR<sup>5</sup>.

<sup>4</sup> <https://acubesat.spacedot.gr/subsystems/>

<sup>5</sup> <https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public>

### 2.2.1 Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS)

Η υποομάδα του ADCS είναι υπεύθυνη για τον έλεγχο του **προσαντολισμού** του δορυφόρου σε τροχιά. Αυτό επιτυγχάνεται με τη χρήση μιας σειράς ενεργοποιητών, που προέρχονται έτοιμοι από την αγορά (COTS): μία πλακέτα 3 αξόνων και έναν τροχός αντίδρασης 1 άξονα, σε συνδυασμό με αισθητήρες για τον προσδιορισμό της περιστροφής του δορυφόρου (1 γυροσκόπιο και 2 μαγνητόμετρα) και αλγορίθμους φιλτραρίσματος & ελέγχου. [19, 20]

Το ADCS μπορεί να λειτουργήσει με τα εξής διαφορετικά “προφίλ στόχευσης” (pointing profiles) για να καλύψει διαφορετικές λειτουργικές ανάγκες:

- Λειτουργία Σταθεροποίησης** (Detumbling), όπου ο δορυφόρος προσπαθεί να φτάσει τη γωνιακή του ταχύτητα κοντά στο 0, για να εξασφαλίσει μια αξιόπιστη ραδιοξεύξη, να αποτρέψει την αποκόλληση εξαρτημάτων και να επιτρέψει αργότερα την ευκολότερη ανάκτηση του επιθυμητού προσανατολισμού.

Η λειτουργία Σταθεροποίησης υλοποιείται με τον απλούστερο δυνατό τρόπο, χρησιμοποιώντας μόνο το ένα από τα 2 μαγνητόμετρα και έναν απλό αλγόριθμο ελέγχου. Ενεργοποιείται όταν δεν υπάρχει ανάγκη εφαρμογής κάποιου άλλου ή όταν η γωνιακή ταχύτητα του νανοδορυφόρου είναι επικίνδυνη υψηλή. Στο AcubeSAT, το προφίλ αυτό εφαρμόζεται στην *Ασφαλή Λειτουργία*, στη *Λειτουργία Εκκίνησης* και στη *Λειτουργία Πειράματος*.

- Στόχευση στο Ναδίρ** (Nadir Pointing), όπου ο δορυφόρος στρέφει την πλευρά  $+X$  ώστε να κοιτάζει προς τη Γη. Αυτό το προφίλ χρησιμοποιείται κατά τη διάρκεια της *Κανονικής Λειτουργίας* σε περάσματα πάνω από τον Σταθμό Βάσης, όπου η κατευθυντική κεραία χρειάζεται άμεση ορατότητα.
- Στόχευση στον Ήλιο** (Sun Pointing), όπου ο δορυφόρος στρέφει δύο πλευρές προς τον ήλιο με γωνία πρόσπτωσης  $45^\circ$ , προκειμένου να μεγιστοποιηθεί η είσοδος των πλιακών πάνελ. Αυτό το προφίλ χρησιμοποιείται κατά τη διάρκεια της *Κανονικής Λειτουργίας*, ανάμεσα στα περάσματα από το Σταθμό Βάσης, προκειμένου να εξασφαλιστεί θετικός προϋπολογισμός ισχύος.

Οι επιδόσεις του ADCS μπορούν να αξιολογηθούν με μετρικές όπως αυτές που παρουσιάζονται στον Table 2.1.

### 2.2.2 Communications (COMMS)

Το υποσύστημα communications (τηλεπικοινωνιών) είναι υπεύθυνο για τη μετάδοση δεδομένων μεταξύ της Γης και του δορυφόρου σε τροχιά. Τα μεταδιδόμενα δεδομένα χωρίζονται σε 3 διαφορετικές

Table 2.1: Μέγιστες τιμές σφαλμάτων ADCS μετά τη σταθεροποίηση

Σφάλμα	Τιμή
Απόλυτη Ακρίβεια Στόχευσης	$< 30^\circ$
Απόλυτη Ακρίβεια Γνώσης	$< 1^\circ$

κατηγορίες[21]:

- **Telecommands (Τηλεεντολές, TC):** Εντολές από τη Γη προς το δορυφόρο. Μπορούν να χρησιμοποιηθούν για να ζητήσουν πληροφορίες ή για να εκτελέσουν συγκεκριμένες ενέργειες στο CubeSat.
- **Telemetry (Τηλεμετρία, TM):** Πληροφορίες που αποστέλλονται από τον δορυφόρο προς τη Γη, που συνήθως περιλαμβάνουν ζωτικές πληροφορίες, όπως τιμές αισθητήρων, κατάσταση συστήματος, τρέχουσα ώρα και συμβάντα.
- **Επιστημονικά δεδομένα:** Τα επιστημονικά δεδομένα που παράγονται από το ωφέλιμο φορτίο (payload). Αυτά είναι τα δεδομένα με τον μεγαλύτερο όγκο και αντιπροσωπεύουν τα κύρια επιστημονικά αποτελέσματα της αποστολής.

Είναι σημαντικό να αναφερθεί ότι η τροχιά του δορυφόρου επιτρέπει μόνο μια πολύ μικρή διάρκεια ορατότητας από τον Σταθμό Βάσης (Ground Station (Σταθμός Βάσης, GS)) κάθε μέρα, αυξάνοντας τις ανάγκες για αυτονομία και τη σημασία μιας σωστά εφαρμοσμένης μεθόδου FDIR.

Το κύριο συστατικό του υποσυστήματος COMMS είναι η πλακέτα **SatNOGS COMMS** [22], ένας RF πομποδέκτης ανοικτού κώδικα που αναπτύσσεται από την [LibreSpace Foundation](#), βασισμένη στα τηλεπικοινωνιακά πρότυπα CCSDS.

Η επικοινωνία πραγματοποιείται με τη χρήση 2 ζωνών συχνοτήτων στην περιοχή ISM, 436.5 MHz και 2.425 GHz, μέσω μίας κεραίας διπόλων και μίας κατευθυντικής επιφανειακής κεραίας (patch antenna). Η χρήση των συχνοτήτων ISM επιτρέπει την εύκολη ραδιοεραστεχνική πρόσβαση στο δορυφόρο. Η πρώτη (UHF) ζώνη εκπέμπει επίσης ένα περιοδικό σήμα **beacon** (ραδιοφάρος), που περιέχει κρίσιμες πληροφορίες σχετικά με την κατάσταση του δορυφόρου.

Το υποσύστημα τηλεπικοινωνιών είναι επίσης υπεύθυνο για την ανάλυση πλεκτρομαγνητικής συμβατότητας (EMC), καθώς και για το σχεδιασμό και την κατασκευή του Σταθμού Βάσης. Ο τελευταίος θα αποτελέσει μέρος του **SatNOGS**[23], ενός παγκόσμιου δικτύου δορυφορικών επίγειων σταθμών που βασίζεται σε ανοικτές τεχνολογίες και ανοικτά δεδομένα.

### 2.2.3 Electrical Power Subsystem (EPS)

Το EPS είναι το υποσύστημα υπεύθυνο για την παραγωγή, κατανομή και αποθήκευση πλεκτρικής ενέργειας στον δορυφόρο. Είναι ένα κρίσιμο κομμάτι του CubeSat, λόγω της άμεσης εξάρτησης και των



Figure 2.5: Η πλακέτα SatNOGS COMMS

σχετικά αυξημένων ενεργειακών αναγκών πολλών υποσυστημάτων του, και θεωρείται πως είναι ο πιο πιθανός λόγος αποτυχίας των CubeSat σε τροχά. [24]

Το AcubeSAT έχει επιλέξει έναν συνδυασμό από COTS προϊόντα για το EPS:[25]

- Τα **πλιακά πάνελ** (solar panels) αγοράζονται από την EnduroSat. 4 πάνελ διάστασης 3U καλύπτουν τις X και Y πλευρές, και ένα πάνελ 1U καλύπτει την -Z πλευρά.
- Η μονάδα **ελέγχου και διανομής ισχύος** (Power Conditioning & Distribution Unit (PCDU)) αγοράζεται από την NanoAvionics και προσφέρει 10 προστατευμένα κανάλια με 4 διαφορετικές τιμές τάσης, καθώς και 4 μετατροπείς Maximum Power Point Tracking (MPPT).
- The **battery pack**, also procured from NanoAvionics, contains 4 18650 Li-Ion cells in a 2S2P<sup>6</sup> configuration.
- Οι **μπαταρίες**, επίσης αγορασμένες από τη NanoAvionics, αποτελούνται από 4 στοιχεία ιόντων λιθίου μορφής 18650.

<sup>6</sup> 2 series, 2 parallel

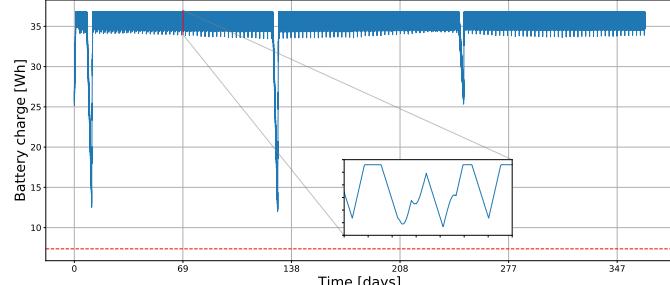
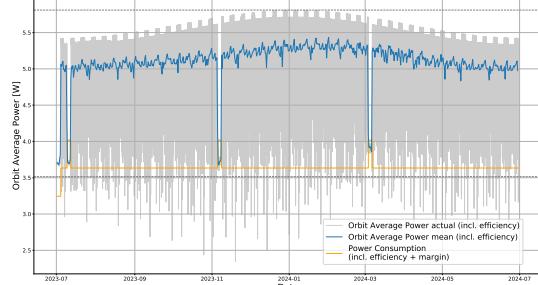


Table 2.2: Προϋπολογισμός ισγύος AcubeSAT σε κανονική

## 2.2.4 On-Board Data Handling (OBDH)

Το υποσύστημα OBDH είναι υπεύθυνο για το σχεδιασμό των διεπαφών δεδομένων του διαστημικού σκάφους, καθώς και για το σχεδιασμό της πλακέτας **On-Board Computer (OBC)**, η οποία είναι επιφορτισμένη με τον έλεγχο των βασικών λειτουργιών του AcubeSAT. [26]

Η πλακέτα OBC περιέχει τα βασικά εργαλεία για την εξασφάλιση της αυτονομίας, και βασίζεται σε έναν ανθεκτικό στην ακτινοβολία μικροελεγκτή **Microchip SAMV71Q21RT**<sup>7</sup>, και μια μνήμη MRAM που χρησιμοποιείται για την αποθήκευση κρίσιμων δεδομένων. Η πλακέτα φιλοξενεί επίσης τον "εγκέφαλο" του υποσυστήματος ADCS, ως μέτρο εξοικονόμησης χώρου.

AcubeSAT's data interface is using a cold-redundant Controller Area Network (CAN) bus to facilitate cross-subsystem communication, selected due to its robustness and reliability. [14] AcubeSAT boards

Figure 2.6: Δυναμική ανάλυση προϋπολογισμού ισγύος.  
Αριστερά: Κατανάλωση & παραγωγή ισχύος στην τροχιά.  
Δεξιά: Επίπεδο εκφόρτισης μπαταρίας κατά τη διάρκεια της αποστολής

<sup>7</sup> <https://www.microchip.com/wwwproducts/en/SAMV71Q21RT>

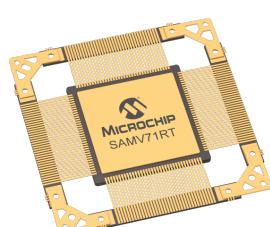


Figure 2.7: Ο μικροελεγκτής SAMV71Q21RT

implement the PC/104 mechanical interface.[27]

Η διεπαφή δεδομένων μεταξύ των υποσυστημάτων του AcubeSAT χρησιμοποιεί ένα CAN bus σε **ψυχρό πλεονασμό** (cold redundancy), το οποίο επιλέχθηκε λόγω της υψηλής αξιοπιστίας του. [14] Οι πλακέτες του AcubeSAT ικανοποιούν τις μηχανικές απαιτήσεις του προτύπου PC/104. [27]

### 2.2.5 On-Board Software (OBSW)

Το υποσύστημα OBSW είναι υπεύθυνο για το σχεδιασμό και την ανάπτυξη του λογισμικού του νανοδορυφόρου. Η γλώσσα που επιλέχθηκε να χρησιμοποιηθεί στους 4 μικροελεγκτές είναι μια περιορισμένη μορφή της C++, και ο κώδικας ελέγχεται από μια σειρά προτύπων, στατικών αναλυτών και unit tests.[28] Όλο το λογισμικό εκτελείται επάνω στο λειτουργικό σύστημα πραγματικού χρόνου FreeRTOS.

### 2.2.6 Operations (OPS)

Το υποσύστημα Operations είναι υπεύθυνο για το σχεδιασμό των λειτουργιών & διαδικασιών του διαστημικού σκάφους και για τη διασφάλιση της λειτουργικότητας, της δυνατότητας ελέγχου και της παρατηρησιώτητας του δορυφόρου πριν και κατά τη διάρκεια της τροχιάς του.

Κατά τη διάρκεια της αποστολής, το AcubeSAT μπορεί να βρίσκεται σε μία από τις ακόλουθες λειτουργίες συστήματος:[29]

- **Λειτουργία Εκτόξευσης** (Launch/Off mode): Ο δορυφόρος είναι πλήρως απενεργοποιημένος και κανένα υποσύστημα δεν λαβάνει ισχύ. Αυτή η λειτουργία αναπταριστά την κατάσταση του διαστημικού σκάφους μέσα στον "deployer", όπου δεν επιτρέπεται η ενεργοποίηση κανενός πλεκτρονικού στοιχείου,[30, req. 3.3.3] και το CubeSat πρέπει να βρίσκεται σε πλήρη αδράνεια.
- **Λειτουργία Εκκίνησης** (Commissioning mode): Αυτή η λειτουργία ξεκινάει μόλις ο CubeSat εξέλθει από τον deployer, δηλαδή όταν ολοκληρωθεί η εκτόξευση. Περιλαμβάνει τις αρχικές ενέργειες εκκίνησης του διαστημικού σκάφους, συμπεριλαμβανομένης της εκτύλιξης της κεραίας, και της μείωσης της γωνιακής ταχύτητας. Σε αυτήν τη λειτουργία δεν παράγονται επιστημονικά δεδομένα.
- **Κανονική Λειτουργία** (Nominal mode): Εδώ θα βρίσκεται ο δορυφόρος τον περισσότερο χρόνο. Εκτός από τις απαραίτητες λειτουργίες αυτονομίας και τη φόρτιση της μπαταρίας, το CubeSat θα μεταδίδει επίσης τηλεμετρία και επιστημονικά δεδομένα. Εως δεν πραγματοποιείται καμία επιστημονική εργασία, εκτός από τυχόν ελέγχους υγείας. Η κανονική λειτουργία είναι επίσης

η μόνη λειτουργία κατά την οποία ο δορυφόρος εκτελεί στόχευση στον ήλιο ή στο ναδίρ (Section 2.2.1).

- **Επιστημονική Λειτουργία** (Science mode): Εδώ πραγματοποιείται το κύριο πείραμα και παράγονται τα επιστημονικά δεδομένα. Αυτή η λειτουργία περιλαμβάνει τη δράση του υδραυλικού συστήματος, τη λειτουργία του τσιπ μικρορευστομηχανικής, την καλλιέργεια των κυττάρων και την περιοδική λήψη εικόνων με τη χρήση του μικροσκοπίου.

Το AcubeSAT έχει χωρίσει την επιστημονική λειτουργία σε 3 διαφορετικές φάσεις, που ονομάζονται υπο-πειράματα α, β και γ, διαρκούν 72 ώρες το καθένα και εκτελούνται σε διαφορετικά χρονικά σημεία της αποστολής ώστε να διερευνηθεί η χρονική εξάρτηση των παρατηρούμενων αποτελεσμάτων.

- **Ασφαλής Λειτουργία** (Safe mode): Συνηθίζεται τα διαστημικά συστήματα να περιλαμβάνουν μια ασφαλή λειτουργία,[31, p. 385] όπου το διαστημικό σκάφος απενεργοποιεί όλα τα μη απαραίτητα συστήματα και διαδικασίες, προκειμένου να ανταποκριθεί σε σημαντικές δυσλειτουργίες που δεν μπορούν να διορθωθούν αυτομάτως. Η ασφαλής λειτουργία προορίζεται ως μια καλά καθορισμένη και καλά δοκιμασμένη λειτουργία, που οποία είναι εύκολη στη συντήρηση και μειώνει τον κίνδυνο οποιασδήποτε καταστροφικής βλάβης.

Στον AcubeSAT, η λειτουργικότητα του διαστημικού σκάφους είναι σημαντικά μειωμένη και το προφίλ στόχευσης προσπαθεί να πετύχει μόνο σταθεροποίηση. Ωστόσο, η επικοινωνία UHF και η μετάδοση του περιοδικού beacon εξακολουθούν να είναι ενεργές για λόγους παρατηρησιακότητας.

Υποσύστημα	Εκτόξευση	Εκκίνηση	Κανονική	Επιστημονική	Ασφαλής
ADCS	Off	Σταθεροποίηση	Στόχευση	Σταθεροποίηση	Σταθεροποίηση
COMMS	Off	UHF μόνο	UHF και S-Band	UHF μόνο	UHF μόνο
EPS	Off	On	On	On	On
OBC	Off	On	On	On	On
SU	Off	Off	Συντήρηση & δεδομένα	On	Συντήρηση

Κάθε λειτουργία συνδέεται με ένα διάγραμμα **λειτουργικής ροής**, το οποίο δείχνει μια υψηλού επιπέδου περιγραφή των διαδικασιών που εκτελούνται κατά τη διάρκειά της.[32]

Table 2.3: Σύνοψη της λειτουργικότητας του AcubeSAT σε διαφορετικές Λειτουργίες Συστήματος

### 2.2.7 Structural

Το υποσύστημα Structural έχει αναλάβει:

- Την ανάλυση και τη διαμόρφωση του COTS σκελετού 3U (Fig-

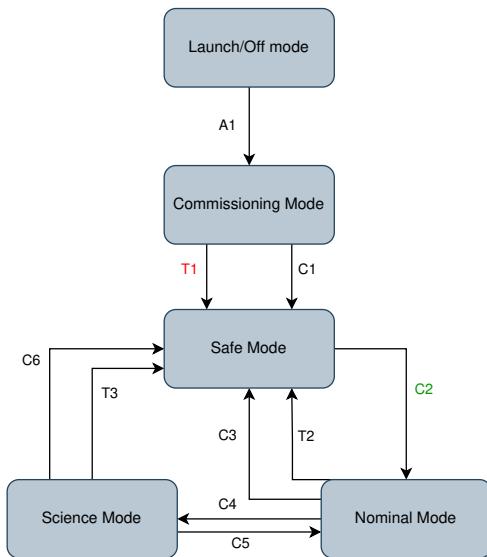


Figure 2.8: Όλες οι μεταβάσεις μεταξύ των Λειτουργιών Συστήματος

ure 2.9) που στεγάζει όλα τα εξαρτήματα του CubeSat και είναι κατασκευασμένος από αλουμίνιο. Οι αναλύσεις δονήσεων είναι ιδιαίτερα σημαντικές, καθώς διερευνούν κατά πόσο ο CubeSat μπορεί να αντέξει τα μηχανικά φορτία κατά την εκτόξευση.

- Τον πλήρη σχεδιασμό, κατασκευή και συναρμολόγηση του **δοχείου πειράματος** και του ενσωματωμένου σε αυτό πλαστικού "unibody" (Figure 2.11).

### 2.2.8 Systems Engineering (SYE)

The Systems Engineering subteam serves as the technical authority for the satellite. It is responsible for coordinating the developments and interfaces between subsystems, ensuring the conformance to standards and technical requirements, and identifying & resolving all issues arising from the complex multi-discipline design of the CubeSat.

Additionally, the SYE team is responsible for some specific technical developments that do not belong in any of the other subsystems, such as Reliability, Availability, Maintainability and Safety (Αξιοπιστία, Διαθεσιμότητα, Συντηρησιμότητα και Ασφάλεια, RAMS), FMEA, harnessing and the Maintenance, Assembly, Integration and Verification plan.

Η υποομάδα του Systems Engineering λειτουργεί ως τεχνική αρχή του δορυφόρου. Είναι υπεύθυνη για το συντονισμό των εργασιών και της επικοινωνίας μεταξύ των υποσυστημάτων, τη συμμόρφωση με τα πρότυπα και τις τεχνικές προδιαγραφές, καθώς και τον εντοπισμό & την επίλυση όλων των ζητημάτων που προκύπτουν από τον πολύπλοκο σχεδιασμό ενός δορυφορικού συστήματος.

Επιπλέον, η ομάδα SYE είναι υπεύθυνη για ορισμένα τεχνικά κομ-

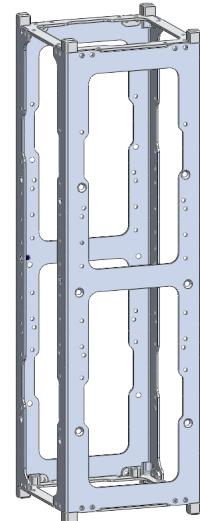


Figure 2.9: Ο COTS σκελετός του CubeSat

μάτια που δεν ανίκουν σε κανένα από τα άλλα υποσυστήματα, όπως την ανάλυση αξιοπιστίας (RAMS), την ανάλυση αποτυχιών & αποτελεσμάτων τους (FMEA), την καλωδίωση και το πλάνο κατασκευής & δοκιμών (MAIV).

### 2.2.9 Science Unit (SU)

Η υποομάδα Science Unit είναι υπεύθυνη για τη σχεδίαση και την υλοποίηση του επιστημονικού φορτίου της αποστολής, δηλαδή τη μελέτη της επιδράσεων του περιβάλλοντος Χαμηλής Γήινης Τροχιάς (LEO) σε ζυμομύκητες.

Το επιστημονικό φορτίο αποτελείται από τα ακόλουθα λειτουργικά μέρη: [33]

- Το **δοχείο πειράματος**, μια δομή αλουμινίου μεγέθους σχεδόν 2U, σε τυπική ατμοσφαιρική πίεση και σχεδιασμένη να φιλοξενεί όλα τα όργανα του πειράματος. Το δοχείο φιλοξενεί επίσης ένα μονόσωμα ("unibody") που στηρίζει μηχανικά όλα τα εξαρτήματα.
- Ένα **τσιπ μικροφευστομηχανικής** (microfluidic chip) βασισμένο σε Polydimethylsiloxane (Πολυδιμεθυλοσιλοξάνη, PDMS), που φιλοξενεί 384 θαλάμους ικανούς να εξετάσουν 190 διαφορετικά στελέχη των μυκητών *Saccharomyces Cerevisiae* για κάθε υποείραμα.
- Ένα **fluidic system** που αποτελείται από 2 αντλίες, 14 πλεκτρομαγνητικές βαλβίδες και 3 σακούλες υγρών.
- Ένα **οπτικό σύστημα** που λειτουργεί ως μικροσκόπιο, το οποίο περιέχει μια κάμερα και μια σειρά από λαμπτήρες, φίλτρα και ένα φακό
- Έναν αριθμός **θερμαντικών σωμάτων** για τον αυστηρό έλεγχο των θερμοκρασιών λειτουργίας των εξαρτημάτων
- Έναν αριθμός πλεοναζόντων **αισθητήρων** για περιβαλλοντικές μετρήσεις
- Μία πλακέτα που περιέχει τον μικροελεγκτή και τα υπόλοιπα εξαρτήματα ελέγχου

Το πείραμα επιβάλλει κάποιους περιορισμούς στο σχεδιασμό του FDIR:

1. **Διακοπή** ενός από τα τρία 72ωρα υποπειράματα κατά τη διάρκεια της εκτέλεσης μπορεί να σημαίνει πλήρη απώλεια του υποπειράματος. Ο αντίκτυπος ενός τέτοιου γεγονότος εξαρτάται από τη διάρκεια και τη χρονική στιγμή της εμφάνισής του. Σε κάθε περίπτωση, επαρκής παρατηρησιμότητα θα επιτρέψει στο επίγειο πείραμα να μιληθεί όσο το δυνατόν περισσότερο τις συνθήκες εντός τροχιάς.
2. **Το πάγωμα** των υγρών στο εσωτερικό του τσιπ και των σωλήνων

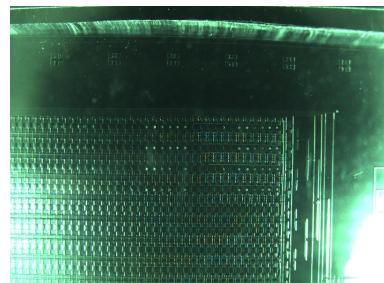


Figure 2.10: Παράδειγμα παραγόμενης εικόνας ([33])

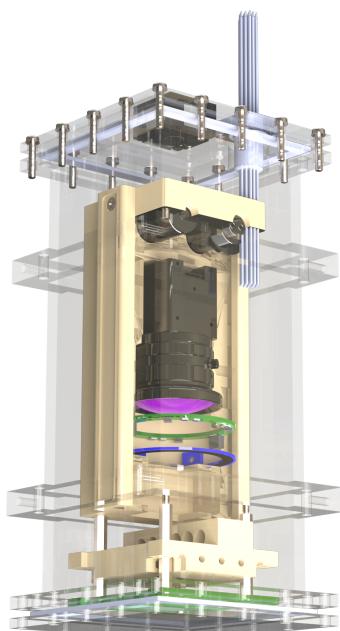
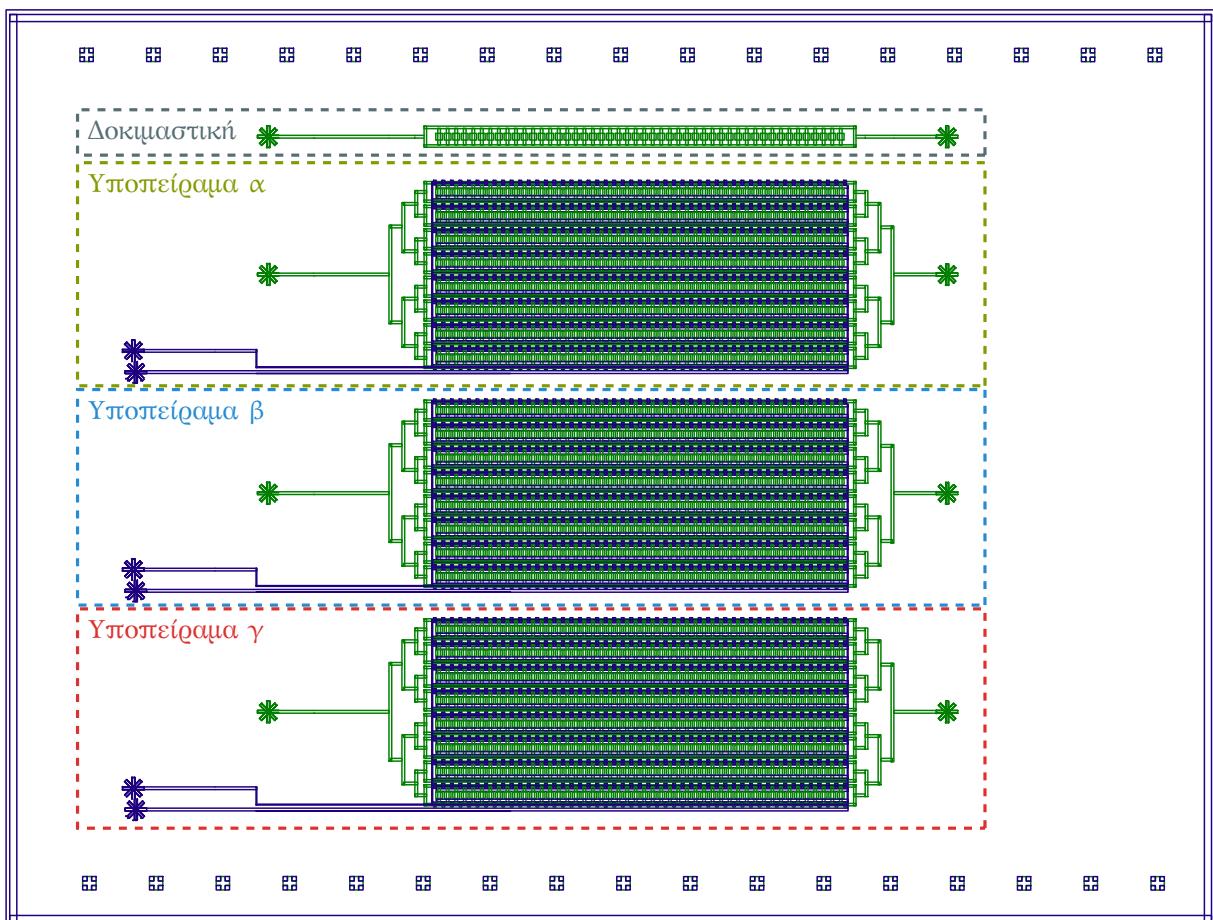


Figure 2.11: Διαφανής προβολή του δοχείου πειράματος και του εσωτερικού του

μπορεί να οδηγήσει σε μόνιμη βλάβη της διάταξης. Ως εκ του, μπορεί να απαιτηθεί η ενεργή θέρμανση ακόμη και κατά τη διάρκεια της ασφαλούς λειτουργίας, μετά την εκτέλεση του πρώτου υπο-πειράματος και την εισροή υγρού στο σύστημα. Αυτά τα χαρακτηριστικά επιβάλλουν περαιτέρω περιορισμούς στην ελάχιστη διαθεσιμότητα του συστήματος, ανάλογα με τις περιβαλλοντικές συνθήκες.



### 2.2.10 Thermal

Η υποομάδα Thermal είναι υπεύθυνη για τη θερμική ανάλυση του δορυφόρου, όπου η εισερχόμενη πλιακή ακτινοβολία συνδυάζεται με την απαγωγή θερμότητας των υποσυστημάτων, με σκοπό τον προσδιορισμό των χειρότερων θερμοκρασιών που αντιμετωπίζει ο δορυφόρος, σε θερμές και ψυχρές συνθήκες.

Τα αποτελέσματα της θερμικής ανάλυσης οδηγούν συνήθως στην εφαρμογή παθητικών ή ενεργητικών μεθόδων θερμικού ελέγχου. Ειδικότερα στο AcubeSAT, χρησιμοποιούνται 3 ηλεκτρονικά ελεγχόμενα θερμομετρικά σώματα για τις μπαταρίες, το πειραματικό τσιπ και τις βαλβίδες.

Figure 2.12: Το τσιπ μικρορευστομηχανικής και ο διαχωρισμός του σε 3 επιμέρους υποπειράματα και 1 γραμμή δοκιμής. Οι είσοδοι των υγρών φαίνονται στην αριστερή πλευρά του τσιπ, ενώ οι έξοδοι στα δεξιά. Πράσινο: στρώμα ροής. Μπλε: στρώμα ελέγχου.

### 2.2.11 Trajectory

Η υποομάδα Trajectory είναι υπεύθυνη για την ανάλυση της τροχιάς του διαστημικού σκάφους, την αποτίμηση των επιπτώσεων της ακτινοβολίας, τη συμμόρφωση του δορυφόρου με τους κανονισμούς για τα διαστημικά σκουπίδια και την εκτίμηση της διάρκειας ζωής του σε τροχιά.

Οι απαιτήσεις του AcubeSAT δεν υπαγορεύουν τη χρήση προωθητών, πράγμα που σημαίνει ότι η τροχιά του δορυφόρου καθορίζεται αποκλειστικά από την εκτόξευση και δεν μπορεί να τροποποιηθεί κατά την πτήση. Καθώς πληροφορίες για την εκτόξευση είναι άγνωστες μέχρι κάποιο χρονικό διάστημα πριν από την παράδοση του δορυφόρου, εκτελείται ένα σύνολο αναλύσεων ευαισθησίας για τον προσδιορισμό των επιτρέπομενων τροχιών. [9, 29]

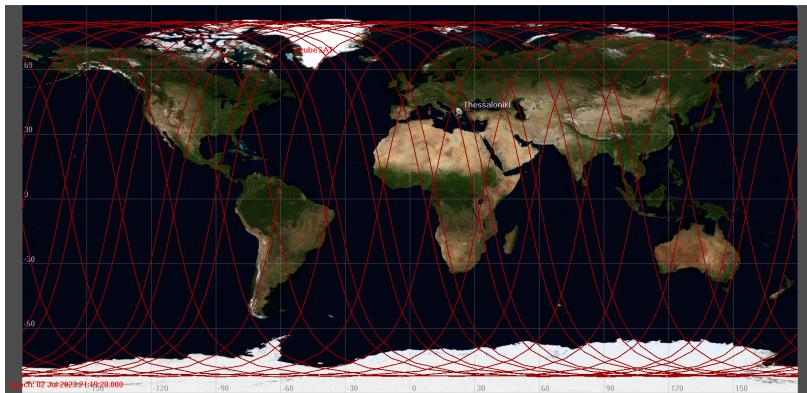


Figure 2.13: Επίγειο ίχνος μιας πιθανής τροχιάς του AcubeSAT, σχεδιασμένο με χρήση του εργαλείου General Mission Analysis Tool της NASA

## 2.3 Χρονικοποιούμενα εργαλεία

Ως ένα περίπλοκο πρότζεκτ, το AcubeSAT χρησιμοποιεί ένα σύνολο βοηθητικών εργαλειών, έτοιμων ή κατασκευασμένων στην ομάδα, για την εκπλήρωση των τεχνικών και οργανωτικών εργασιών του. Ενδεικτικά παραθέτουμε τα:

- **GitLab**<sup>8</sup>, για διαμοιρασμό κώδικα αλλά και οργάνωση εργασιών & καθηκόντων
- **Open Concurrent Design Tool**<sup>9</sup>, μία πλατφόρμα για διαμοιρασμό τεχνικών δεδομένων και τιμών για τα εξαρτήματα του δορυφόρου
- **LATEX**<sup>10</sup> και **Overleaf**<sup>11</sup>, για συγγραφή της τεχνικής βιβλιογραφίας και τεκμηρίωσης
- **Requirements Tree**<sup>12</sup>, μία διαδραστική προβολή των τεχνικών προδιαγραφών του δορυφόρου
- **Documentation List**<sup>13</sup>, πλατφόρμα για καταλογοποίηση και πλοήγηση στα έγγραφα που έχει παράξει η ομάδα

<sup>8</sup> <https://gitlab.com/acubesat>

<sup>9</sup> <https://ocdt.esa.int/>

<sup>10</sup> <https://www.latex-project.org/>

<sup>11</sup> <https://www.overleaf.com/>

<sup>12</sup> <https://acubesat.spacedot.gr/requirements-tree>

<sup>13</sup> <https://gitlab.com/acubesat/utilities/mattermost-documentation-bot>

# 3

## *H φιλοσοφία FDIR του SAVOIR*

### 3.1 Το Πρότυπο Αξιοποίησης Πακέτων ECSS

#### 3.1.1 *Οι Υπηρεσίες ECSS*

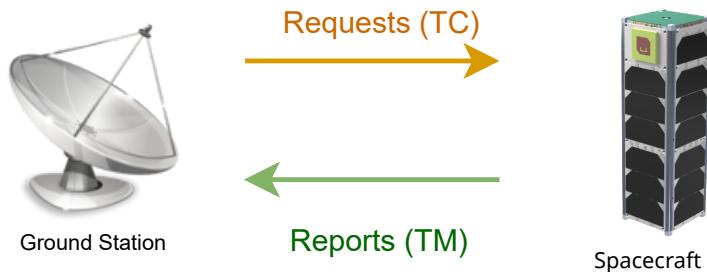


Figure 3.1: The Packet Utilisation Standard (PUS) data transfer model

blablablab [34–36]

- **ST[01]: Request verification**

Παρέχει αναφορές επιβεβαίωσης ή αποτυχίας για εκτελούμενες εντολές. Αυτή η υπηρεσία ουσιαστικά ενημερώνει τους χειριστές για την κατάσταση των TC που αποστέλλονται στο διαστημικό σκάφος και αναφέρει τυχόν σφάλματα που συνέβησαν κατά την εκτέλεση.

- **ST[02]: Device access**

Επιτρέπει την ενεργοποίηση, τον έλεγχο και τη ρύθμιση των περιφερειακών συσκευών που δεν υποστηρίζουν το πρότυπο Packet Utilisation Standard (PUS), αλλά βασίζονται σε απλούστερα πρωτόκολλα επικοινωνίας.

- **ST[03]: Housekeeping**

Παρέχει περιοδικές αναφορές που περιέχουν τιμές παραμέτρων. Η υπηρεσία αυτή ουσιαστικά συνθέτει τους περιοδικούς ραδιοφάρούς (**RF beacons**) του διορυφόρου, χωρίς προηγούμενο ερέθισμα.

- **ST[04]: Parameter statistics reporting**

Επιτρέπει την αναφορά στατιστικών στοιχείων (ελάχιστο, μέγιστο, μέσος όρος, τυπική απόκλιση) για συγκεκριμένες παραμέτρους

σε καθορισμένα χρονικά διαστήματα.

- **ST[05]: Event reporting**

Δημιουργεί αναφορές όταν λαμβάνουν χώρα οξισημείωτα συμβάντα επί του σκάφους, όπως:

- Αυτόνομες ενέργειες
- Ανιχνευμένες βλάβες ή ανωμαλίες
- Προκαθορισμένα βήματα μιας διαδικασίας

- **ST[06]: Memory management**

Επιτρέπει την απευθείας ανάγνωση και εγγραφή σε μονάδες μνήμης. Αυτό μπορεί να είναι χρήσιμο για σκοπούς αποσφαλμάτωσης, ανάκτησης δεδομένων της αποστολής, ή φόρτωσης εντελώς νέου λογισμικού. Η υπηρεσία παρέχει επίσης τη δυνατότητα κατεβάσματος και ανεβάσματος αρχείων σε ένα σύστημα αρχείων (filesystem).

- **ST[07]: Task management (καταργημένο)**

Επιτρέπει τη διακοπή, την αναστολή ή την επανάληψη εργασιών λογισμικού σε περίπτωση έκτακτης ανάγκης. Η υπηρεσία αυτή έχει αφαιρεθεί από το πρότυπο και παρατίθεται για ιστορικούς λόγους.

- **ST[08]: Function management**

Παρέχει τη δυνατότητα εκτέλεσης προκαθορισμένων ενεργειών που μπορούν να λάβουν περαιτέρω παραμέτρους. Οι ενέργειες αυτές μπορεί να αντιστοιχούν σε πειραματικές διαδικασίες, γενικότερες λειτουργίες ή οτιδήποτε άλλο.

- **ST[09]: Time management**

Επιτρέπει την περιοδική αναφορά της τιμής του ρολογιού του CubeSat, για σκοπούς παρατηρησιμότητας και συσχέτισης.

- **ST[10]: Time packet (καταργημένο)**

Χρησιμοποιήθηκε στο παρελθόν για την παροχή πληροφοριών ρολογιού. Η υπηρεσία αυτή έχει αφαιρεθεί από το πρότυπο και παρατίθεται για ιστορικούς λόγους.

- **ST[11]: Time-based scheduling**

Επιτρέπει στους χειριστές να προγραμματίζουν ("time-tag") τηλεεντολές για εκτέλεση σε μελλοντικές χρονικές στιγμές, αντί για αμέσως.

- **ST[12]: On-board monitoring**

Αυτή η υπηρεσία επιτρέπει τον έλεγχο των τιμών των παραμέτρων για να διασφαλιστεί ότι παραμένουν εντός ωριμότητας ορίων. Κάθε φορά που τα όρια παραβιάζονται, δημιουργείται ένα συμβάν (ST[05]) για περαιτέρω επεξεργασία.

- **ST[13]: Large packet transfer**

Παρέχει μια μέθοδο τμηματοποίησης (segmentation) μηνυμάτων, για συμβολοσειρές που είναι πολύ μεγάλες για να χωρέσουν στο μέγιστο επιτρεπόμενο μήκος για TC ή TM.

- **ST[14]: Real-time forwarding control**

Αυτή η υπηρεσία είναι υπεύθυνη για τον έλεγχο της παραγόμενης τηλεμετρίας που εκπέμπεται άμεσα προς το Σταθμό Βάσης.

- **ST[15]: On-board storage and retrieval**

Η υπηρεσία αυτή επιτρέπει την αποθήκευση των παραγόμενων

αναφορών, καθώς και την ανάκτησή τους όταν ο δορυφόρος περνάει επάνω από το Σταδιού Βάσης.

- **ST[16]: On-board traffic management (deprecated)**

Επιτρέπει την παρακολούθηση της κατάστασης και του φόρτου ενός διαύλου δεδομένων. Η υπηρεσία αυτή έχει αφαιρεθεί από το πρότυπο και παρατίθεται για ιστορικούς λόγους.

- **ST[17]: Test**

Η υπηρεσία αυτή παρέχει απλές εντολές για ελέγχους υγείας του δορυφόρου.

- **ST[18]: On-board operations procedure**

Επιτρέπει τη φόρτωση, τον έλεγχο (εικόνηση, αναστολή, συνέχιση, διακοπή) και τη ρύθμιση των "operations procedures", οι οποίες είναι ακολουθίες εντολών γραμμένες σε κάποια ερμηνευμένει γλώσσα προγραμματισμού.

- **ST[19]: Event-action**

Παρέχει τη δυνατότητα αυτόνομης εκτέλεσης TCs όταν λαμβάνει χώρα ένα συμβάν ST[05].

- **ST[20]: On-board parameter management**

Παρέχει τη δυνατότητα ανάγνωσης και αλλαγής τιμών των παραμέτρων του δορυφόρου. Οι παράμετροι είναι μερικές από τις πιο σημαντικές οντότητες που ορίζονται στο PUS και μπορούν να αντιπροσωπεύουν:

- Βασικές ρυθμίσεις του συστήματος ή άλλων στοιχείων
- Μετρήσεις αισθητήρων και άλλες τιμές τηλεμετρίας
- Αποτελέσματα και διαγνωστικά του FDIR

- **ST[21]: Request sequencing**

Επιτρέπει στους χειριστές να φορτώνουν σειρές TCs για να εκτελεστούν με διαδοχική σειρά.

- **ST[22]: Position-based scheduling**

Παρέχει τη δυνατότητα εκτέλεσης TCs όταν το σκάφος φτάσει σε ένα συγκεκριμένο σημείο της τροχιάς του.

- **ST[23]: File management**

Επιτρέπει την εκτέλεση διαχειριστικών εντολών σε τυχόν συστήματα αρχείων στον δορυφόρο, όπως αντιγραφή, μετακίνηση, διαγραφή, ή κλείδωμα.

### 3.2 Το πρότυπο SAVOIR

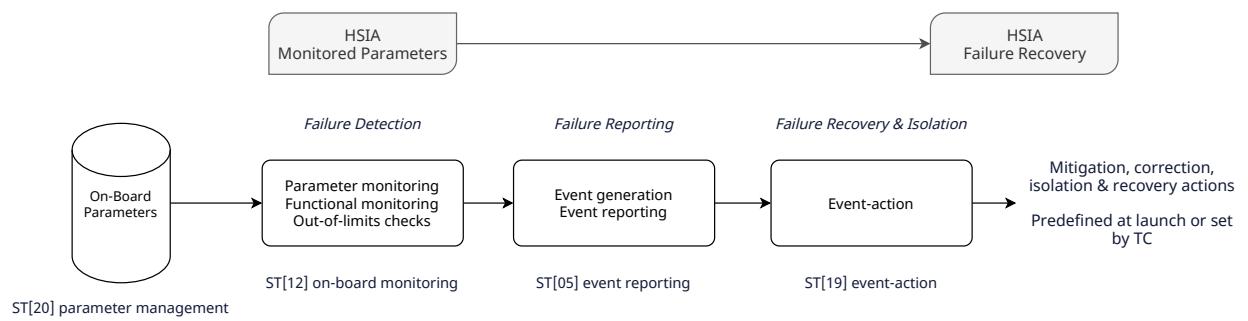


Figure 3.2: blablabla

# 4

## *FDIR στο AcubeSAT*

### 4.1 Βασικές αρχές του FDIR

- The 7 AcubeSAT FDIR principles
- SAVOIR FDIR requirements and compliance

### 4.2 Μελέτη διαφορετικών αρχιτεκτονικών

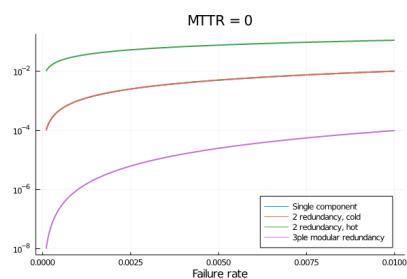


Figure 4.1: Error rates

### 4.3 Failure causes and recovery actions

#### 4.3.1 Failure causes

#### 4.3.2 Preventive actions

#### 4.3.3 Corrective actions

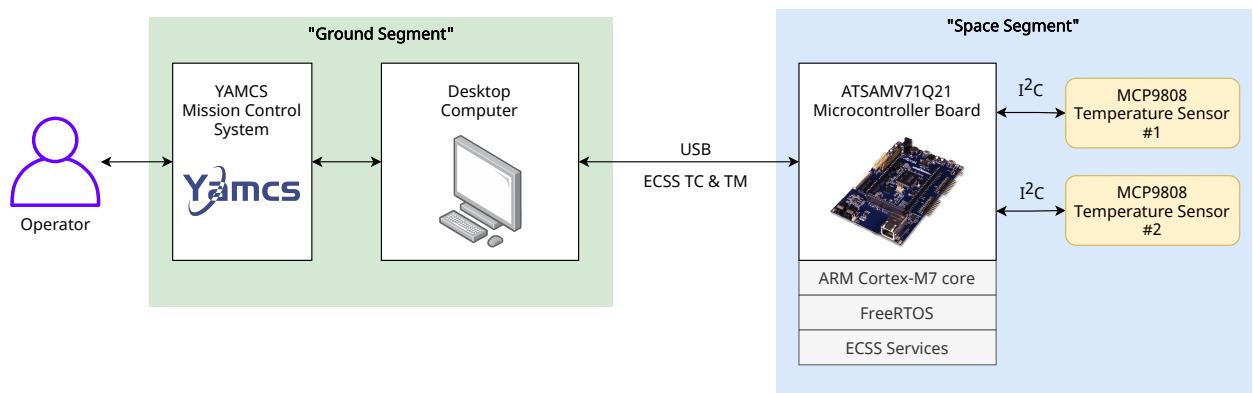
### 4.4 FDIR operating modes

# 5

## Πρακτική επίδειξη του FDIR

Ως πείραμα "proof-of-concept" για την υλοποίηση του FDIR του AcubeSAT, προετοιμάσαμε μια πρακτική διάταξη για την προσομοίωση της συμπεριφοράς του δορυφόρου (Figure 5.1). Η διάταξη αποτελείται από:

- Έναν Cortex-M7 μικροελεγκτή, που χρησιμοποιείται για την προσομοίωση ενός **υποσυστήματος δορυφόρου**
- Έναν αριθμός πλεονάζοντων **αισθητήρων θερμοκρασίας**, που προσομοιώνουν πιθανά σημεία **αστοχίας**.
- Το συνοδευτικό **λογισμικό** που περιλαμβάνει την υλοποίηση των υπηρεσιών ECSS και της λογικής SAVOIR FDIR.
- Έναν υπολογιστή, που χρησιμεύει ως **σταθμός βάσης** για την παροχή των απαραίτητων δυνατοτήτων ελέγχου και παρατήρησης.



### 5.1 Περιγραφή Συστήματος

Figure 5.1: Μπλοκ διάγραμμα υψηλού επιπέδου της πειραματικής διάταξης

#### 5.1.1 Λειτουργικότητα

Προκειμένου να εξομιλούμε τις πιο βασικές λειτουργίες ενός υποσυστήματος διαστημικού σκάφους, υλοποίησαμε ένα σύστημα με

μία μόνο λειτουργική προδιαγραφή:

**RQ-010:** Το σύστημα πρέπει να μετρά και να μεταδίδει τη θερμοκρασία περιβάλλοντος.

Προκειμένου να δικαιολογήσουμε μια υλοποίηση FDIR για αυτό το σύστημα, θα εισάγουμε μια προδιαγραφή αξιοπιστίας:

**RQ-020:** Καμία μεμονωμένη αποτυχία σε κάποιο μετρητικό στοιχείο δεν πρέπει να οδηγήσει σε απώλεια της λειτουργικότητας του συστήματος

Ο λεπτομερής σχεδιασμός αυτού του απλού συστήματος επίδειξης παρουσιάζεται στις επόμενες ενότητες, και καταστρώθηκε έτσι ώστε να ταιριάζει όσο το δυνατόν περισσότερο με τη λειτουργικότητα, τις διεπαφές, το σχεδιασμό και το λογισμικό του νανοδιορυφόρου AcubeSAT.

### 5.1.2 Υλικό

Το κέντρο του συστήματος επίδειξης είναι ο **μικροελεγκτής** (microcontroller (Μικροελεγκτής, MCU)) που χρησιμοποιείται για την προσομοίωση του σχεδιασμού και της λειτουργικότητας ενός από τα υποσυστήματα του AcubeSAT (Section 2.2.4). Ο επιλεγμένος μικροελεγκτής είναι ο Atmel ATSAMV71Q21 που φιλοξενείται στην αναπτυξιακή πλακέτα **ATSAMV71-XULT**<sup>1</sup>. Αυτός ο μικροελεγκτής είναι λειτουργικά πανομοιότυπος με αυτόν που θα χρησιμοποιηθεί στην τροχιά, διαθέτοντας έναν 32-bit πυρήνα ARM Cortex-M7 με μνήμες 2 MiB flash και 384 KiB SRAM, και μέγιστη ταχύτητα ρολογιού 300 MHz.

<sup>1</sup> <https://www.microchip.com/Developmenttools/ProductDetails/ATSAMV71-XULT>

Ο μικροελεγκτής συνδέεται με δύο **αισθητήρες θερμοκρασίας** οι οποίοι χρησιμοποιούνται για την προσομοίωση εξαρτημάτων του υποσυστήματος που είναι επιλεγμένοι σε βλάβες. Οι επιλεγμένοι αισθητήρες είναι οι **MCP9808**<sup>2</sup> της Microchip, οι οποίοι προσφέρουν ακριβή και ταχεία ανάγνωση της θερμοκρασίας μέσω ενός διαύλου Inter-Integrated Circuit ( $I^2C$ ). Η μέγιστη δυνατή περίοδος δειγματοληψίας για τον αισθητήρα είναι 250 ms.

<sup>2</sup> <https://www.microchip.com/wwwproducts/en/MCP9808>

Οι δύο αισθητήρες είναι συνδεδεμένοι σε διάταξη ενεργού πλεονασμού, λόγω της εξαιρετικά χαμηλής ισχύος λειτουργίας τους. Οι δύο αισθητήρες είναι συνδεδεμένοι σε διαφορετικούς διαύλους  $I^2C$ , έτσι ώστε πιθανή βλάβη του ενός διαύλου να μην επηρεάζει τη λειτουργία του άλλου αισθητήρα.

**Ψυχρός πλεονασμός** (cold redundancy): Μόνο το ένα εξάρτημα λειτουργεί, ενώ τα άλλα όχι.

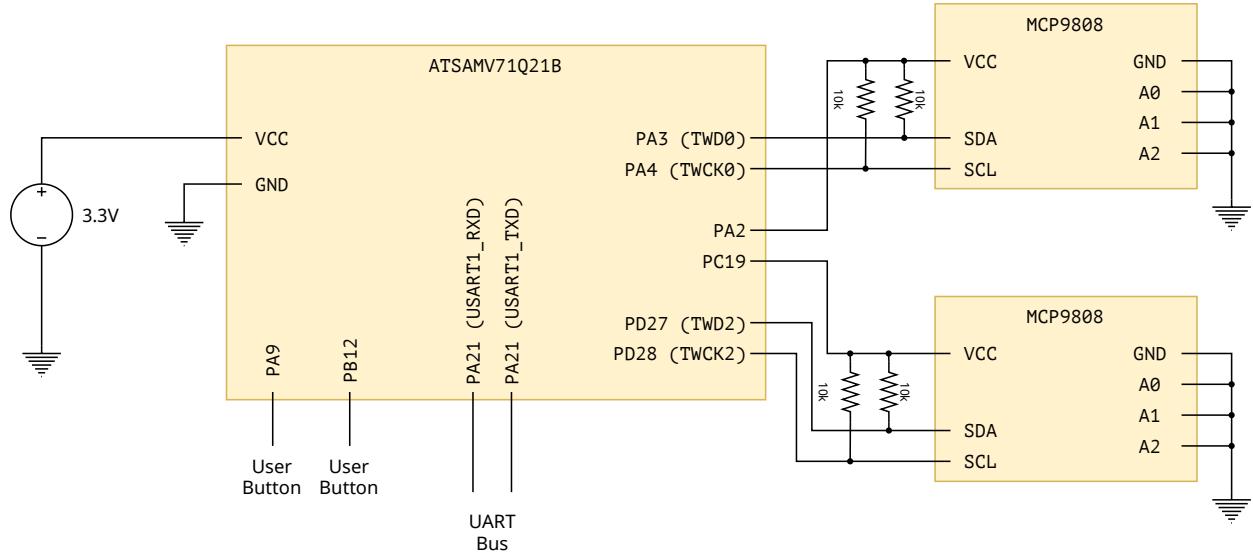
**Διεπαφή USB** Για τη λήψη Telemetry και τη μετάδοση Telecommands στο υποσύστημα επίδειξης, ο σχεδιασμός περιλαμβάνει μια σύνδεση Universal Serial Bus με έναν τυπικό υπολογιστή. Η σύνδεση αυτή χρησιμοποιεί το περιφερειακό UART του μικροελεγκτή, το οποίο μεταφέρει αποκλειστικά μηνύματα ECSS μεταξύ του μικροελεγκτή

**Θερμός πλεονασμός** (warm redundancy): Ένα εξάρτημα λειτουργεί πλήρως, ενώ τα άλλα έχουν μειωμένη λειτουργικότητα.

**Ενεργός πλεονασμός** (hot redundancy): Δύο ή περισσότερα ταυτόχρονα ενεργά εξαρτήματα λειτουργούν παράλληλα. [37]

και του υπολογιστή. Τα μηνύματα αυτά περιλαμβάνουν τις τυπικές αναφορές TM και τα αιτήματα TC, αλλά και μηνύματα καταγραφής που προορίζονται για διαγνωστικούς σκοπούς.

Καθώς το πρωτόκολλο UART δεν προσφέρει κάποιο μηχανισμό για διαχωρισμό πακέτων, εφαρμόζουμε κωδικοποίηση COBS [38] για όλα τα μεταδιδόμενα μηνύματα.



**Συνδέσεις** Η πλακέτα ανάπτυξης και οι αισθητήρες τοποθετήθηκαν και συνδέθηκαν χρησιμοποιώντας ένα breadboard. Τα ολοκληρωμένα κυκλώματα κολλήθηκαν επάνω σε απλές πλακέτες μικρού μεγέθους, που κατασκευάστηκαν με βάση το σχέδιο του Jaroslav Sýkora.<sup>3</sup>

<sup>3</sup> <https://www.jsykora.info/2019/06/pcb-panel-of-smt-breakout-boards-soic-tssop-msop.html>

## 5.2 Λογισμικό

### 5.2.1 Flight Segment

Όλες οι λειτουργίες του FDIR αναπτύχθηκαν χρησιμοποιώντας τη γλώσσα C++<sup>4</sup>

Η λειτουργικότητα του FDIR είναι δομημένη γύρω από την υλοποίηση του ECSS-E-ST-70-41C PUS που γράφτηκε από την ομάδα AcubeSAT<sup>5</sup>, η οποία προσφέρει μια παραμετροποίηση υλοποίησης του προτύπου χρησιμοποιώντας σύγχρονη C++.

Το λογισμικό του μικροελεγκτή και η βασική λογική βασίζονται στο FreeRTOS<sup>6</sup>, ένα λειτουργικό σύστημα πραγματικού χρόνου με χαμηλές απαιτήσεις που απευθύνεται σε ενσωματωμένες συσκευές. Το FreeRTOS παρέχει ανεξάρτητες διεργασίες και δομές που επιτρέπουν τον ασφαλή συγχρονισμό δεδομένων μεταξύ παράλληλων παραγωγών & καταναλωτών.

<sup>4</sup> Επιλέχθηκε το μοντέρνο πρότυπο C++17. Ολόκληρη η εργασία βασίζεται σε ελεύθερο και ανοικτό λογισμικό το οποίο διατίθεται ελεύθερα για λήψη και τροποποίηση. Όλος ο κώδικας αναπτύχθηκε σε Git.

<sup>5</sup> <https://gitlab.com/acubesat/obc/ecss-services>

<sup>6</sup> <https://www.freertos.org/>

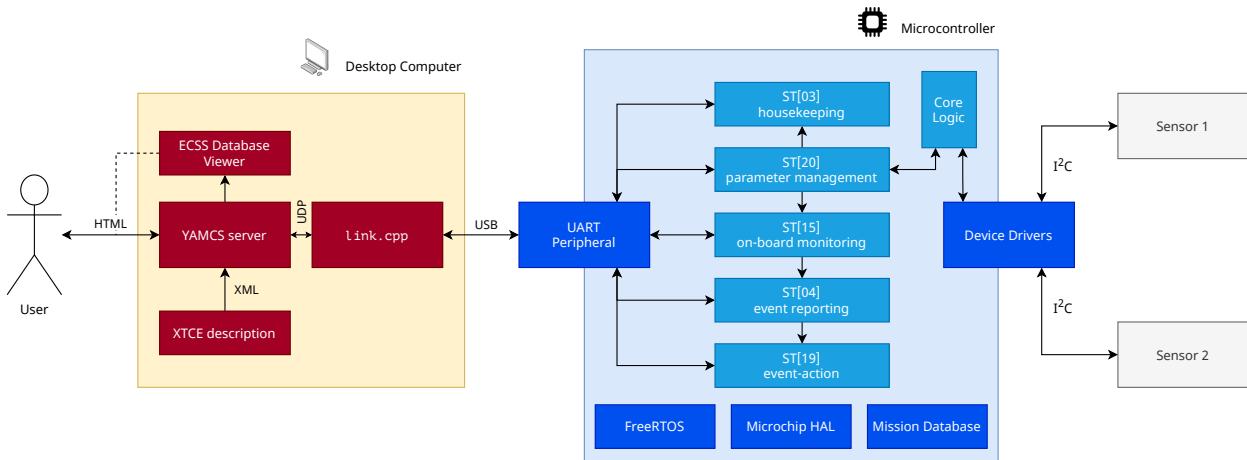


Figure 5.2: Η ροή δεδομένων μεταξύ των διαφορετικών κομματιών του λογισμικού

Για να διασφαλιστεί υψηλή αξιοπιστία και χαμηλή κατανάλωση πόρων, οι ακόλουθοι **περιορισμοί** λαμβάνονται υπ' όψιν την ανάπτυξη σε C++:

1. Η δυναμική κατανομή μνήμης<sup>7</sup> απαγορεύεται εντελώς
2. Item 1 σημαίνει ότι οι κλασικές δομές δεδομένων της C++<sup>8</sup> δεν μπορούν να χρησιμοποιηθούν. Αντίθετα, η βιβλιοθήκη **Embedded Template Library (ETL)**<sup>9</sup> περιλαμβάνει δομές που αποθηκεύονται σε στατική μνήμη, ή στην στοίβα.
3. "Ακριβά" χαρακτηριστικά, όπως το *Run-Time Type Inference*, οι δυναμικές μετατροπές τύπων (dynamic casts) ή οι εξαιρέσεις (exceptions) απαγορεύονται επίσης.

Η βιβλιοθήκη Hardware Abstraction Library (HAL) και η σουίτα λογισμικού **MPLAB Harmony**<sup>10</sup> χρησιμοποιούνται για την επικοινωνία με όλα τα ενσωματωμένα περιφερειακά του μικροελεγκτή. Το **CLion**<sup>11</sup> έχει επιλεγεί ως το IDE, μαζί με το σύστημα "χτισίματος" κώδικα **CMake**<sup>12</sup>.

Όλο το λογισμικό που αναπτύχθηκε στο πλαίσιο της παρούσας διατριβής είναι διαθέσιμο στο διαδίκτυο και έχει καταγραφεί στο Table 5.1. Τα πιο κρίσιμα μέρη του λογισμικού που αναπτύχθηκε έχουν αναπαραχθεί στο Appendix B. Μια λίστα των έτοιμων ή τροποποιημένων βιβλιοθηκών που χρησιμοποιήθηκαν μπορεί επίσης να βρεθεί στο Table 5.2.

### 5.2.2 $I^2C$ Failure Detection

It is of interest to investigate how the hardware  $I^2C$  peripheral provided by the microcontroller can be used to monitor the symptoms of bus failure.

Έχει ενδιαφέρον να μελετήσουμε πώς το περιφερειακό  $I^2C$  του

<sup>7</sup> Χρήση των `malloc`, `new` κλπ.

<sup>8</sup> `std::vector`, `std::string`, `std::map` κλπ.

<sup>9</sup> <https://www.etlcpp.com/>

<sup>10</sup> <https://www.microchip.com/en-us/development-tools-tools-and-software/embedded-software-center/mplab-harmony-v3>

<sup>11</sup> <https://www.jetbrains.com/clion/>

<sup>12</sup> <https://cmake.org/>

Όνομα	Περιγραφή	URL
<b>fdir-demo</b>	Πλήρης κώδικας για τον μικροελεγκτή	<a href="https://github.com/kongr45gopen/fdir-demo">https://github.com/kongr45gopen/fdir-demo</a>
<b>fdir-demo-yamcs</b>	Λογισμικό Σταθμού Βάσης: 1. Διεπαφή με το YAMCS 2. Περιγραφή ECSS πακέτων, αναγνώσψη από μηχανή 3. Διεπαφή UART-USB με τον μικροελεγκτή 4. Πρόγραμμα εμφάνισης της βάσης δεδομένων PUS	<a href="https://github.com/kongr45gopen/fdir-demo-yamcs">https://github.com/kongr45gopen/fdir-demo-yamcs</a>

Table 5.1: Λίστα του νέου λογισμικού που αναπτύχθηκε για την παρούσα εργασία

Όνομα	Περιγραφή	Μεταβολές
FreeRTOS	Λειτουργικό σύστημα πραγματικού χρόνου	
ecss-services	C++ υλοποίηση του προτύπου ECSS-E-ST-70-41C	Προστέθηκαν υλοποιήσεις υπηρεσιών που δεν υπήρχαν, και βελτιώθηκαν συναρτήσεις διεπαφής με τον μικροελεγκτή <a href="https://gitlab.com/kongr45gopen/ecss-services/-/tree/fdir">https://gitlab.com/kongr45gopen/ecss-services/-/tree/fdir</a>
ETL	Βιβλιοθήκη C++ (περιλαμβάνει δομές δεδομένων, αλγορίθμους και άλλα εξαρτήματα) για κρίσιμες εφαρμογές με περιορισμένη μνήμη	
YAMCS	Σουίτα λογισμικού για έλεγχο διαστημικών αποστολών	
cobs-c	Υλοποίηση του πρωτοκόλλου COBS	

μικροελεγκτή μπορεί να χρησιμοποιηθεί για τον εντοπισμό διαφόρων ειδών σφαλμάτων στο I<sup>2</sup>C:

Table 5.2: Λίστα των έτοιμων βιβλιοθηκών που χρησιμοποιήθηκαν

## 1. Σφάλματα περιφερειακού

Το περιφερειακό I<sup>2</sup>C του μικροελεγκτή είναι ικανό να παράγει σφάλμα κάθε φορά που το συνδεδεμένο περιφερειακό δεν θέτει το bit "acknowledge". Η αποτυχία να θέσει αυτό το bit μπορεί να είναι αποτέλεσμα αποσύνδεσης των γραμμών ρολογιού (SCL) ή δεδομένων (SDA), βλάβης του διαύλου ή κακής λειτουργίας του ίδιου του περιφερειακού.

## 2. Χρονικό περιθώριο απάντησης

Σε ορισμένες δυσμενείς για το I<sup>2</sup>C πλεκτρικές συνθήκες, που μπορεί να προκληθούν από λανθασμένα επιλεγμένες τιμές αντίστασης pull-up ή μεγάλο χωροτικό φορτίο, η ακεραιότητα του σήματος I<sup>2</sup>C μπορεί να χαθεί (Section 5.2.2). Αυτό το σφάλμα δεν ανιχνεύεται άμεσα από το περιφερειακό του μικροελεγκτή, αλλά

Για να εξασφαλιστεί ο εντοπισμός των σφαλμάτων του περιφερειακού, είναι σημαντικό να βεβαιωθούμε ότι η κατάσταση σφάλματος του περιφερειακού αναγινώσκεται μετά από κάθε επικοινωνία. Τα interrupts του μικροελεγκτή και η εντολή `[[nodiscard]]` της C++ συνδυάζονται για να διασφαλιστεί ότι όλα τα σφάλματα του υλικού λαμβάνονται υπ' οψιν.

μπορεί να διαγνωστεί με την προσθήκη ενός χρονικού ορίου (timeout) στις αναγνώσεις δεδομένων του αισθητήρα.

### 3. Chip ID

Είναι πιθανό ο αισθητήρας να υποστεί σοβαρή βλάβη, αλλά να είναι ακόμα σε θέση να ανταποκριθεί στις εντολές I<sup>2</sup>C ή να θέσει το bit *acknowledge*. Για τον λόγο αυτό, πριν από κάθε ανάγνωση της θερμοκρασίας, πραγματοποιείται ένας πιο αυστηρός έλεγχος της κατάστασης του αισθητήρα: οι μόνιμοι καταχωρητές του περιφερειακού περιέχουν τιμές οι οποίες, υπό κανονικές συνθήκες, δεν μπορούν να αλλάξουν εκτός αν υπάρχει βλάβη υλικού. Εάν επιστραφεί οποιαδήποτε τιμή διαφορετική από την αναμενόμενη, θεωρείται ότι το περιφερειακό ή ο δίαυλος έχει εμφανίσει σφάλμα.

Table 5.3: Μη εγγράψιμοι καταχωρητές του MCP9808

Διεύθυνση	Καταχωρητής	Τιμή
0x06	Manufacturer ID	0x0054
0x07	Device ID	0x0400

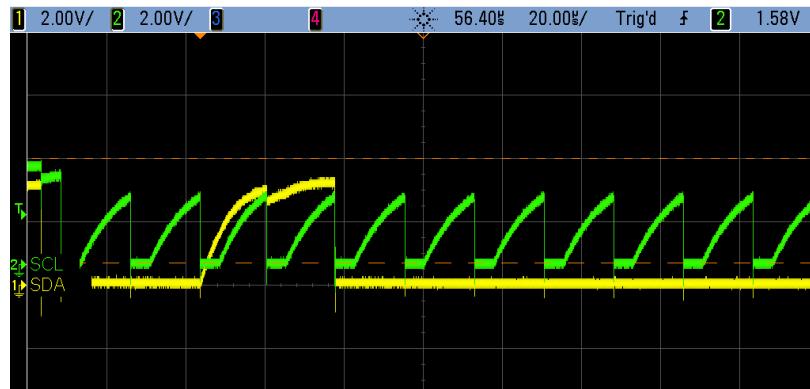
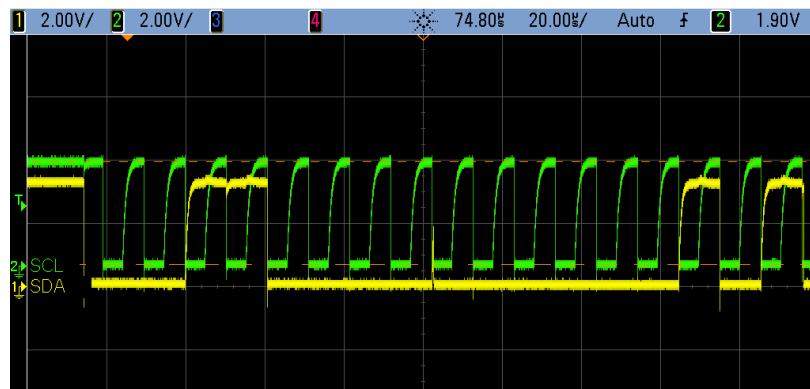


Figure 5.3: blablabla

#### 5.2.3 Έλεγχος Αποστολής

Ο υπολογιστής του επίγειου τμήματος πρέπει να αναλύει τα λαμβανόμενα πακέτα και να στέλνει εντολές, καθώς και να εμφανίζει πληροφορίες σχετικά με τις μετρήσεις των αισθητήρων, την κατάσταση του FDIR, και την υγεία του συνδεδεμένου συστήματος πτήσης.

Η σουίτα λογισμικού YAMCS [39] επιλέχθηκε για να καλύψει τις παραπάνω ανάγκες, και προσαρμόστηκε ώστε να παρέχει τις δυνατότητες

που απαιτούνται για την παρούσα επίδειξη.

Το πρωτόκολλο ECSS [34] δεν υποστηρίζεται εγγενώς από το YAMCS. Ωστόσο, οι απαραίτητες εντολές έχουν τοποθετηθεί στο σύστημα μέσω αρχείων μορφής XML Telemetric and Command Exchange (XTCE).[40] Ο πηγαίος κώδικας της ενσωμάτωσης μπορεί να βρεθεί στο Appendix B.

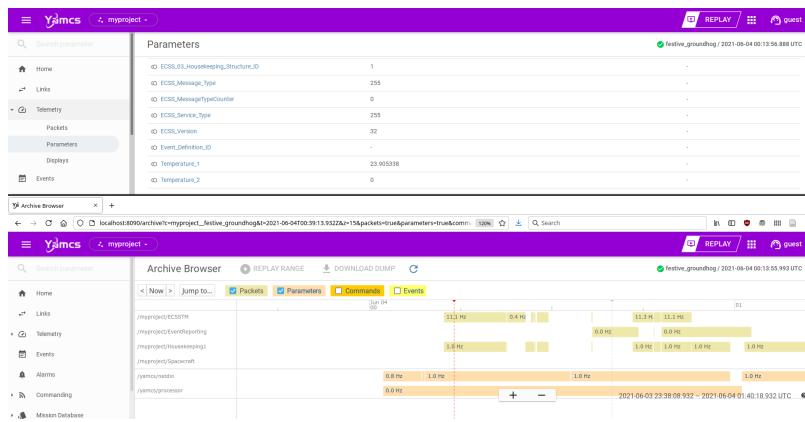


Figure 5.4: Προβολές παραμέτρων και αρχείου στο YAMCS

### 5.2.4 Βάση δεδομένων PUS

Σε

## 5.3 Στήσιμο FDIR

Ο σκοπός της πειραματικής διάταξης είναι να παρατηρηθεί η απόκριση του συστήματος σε τυχόν αποτυχία των δύο "ευπρόσβλητων" αισθητήρων θερμοκρασίας. Για το σκοπό αυτό, θα προσπαθήσουμε να προσομοιώσουμε κάθε τρόπο αποτυχίας κάθε αισθητήρα, και να σχεδιάσουμε μια υλοποίηση FDIR που να προβλέπει όλες αυτές τις αστοχίες.

Το πρώτο βήμα για το λεπτομερή σχεδιασμό του FDIR είναι η προετοιμασία της **ανάλυσης FMEA** για το σύστημα. Όλες οι FMEA που εκτελούνται ακολουθούν τις απαιτήσεις του προτύπου ECSS-Q-ST-30-02C.[41] Η ανάλυση βασίζεται στην FMEA που πραγματοποιήθηκε για τον νανοδορυφόρο AcubeSAT,[42] και παρατίθεται στο Table 5.4 για την πειραματική διάταξη. Διερευνώνται όλες οι αναμενόμενες αποτυχίες για τους δύο αισθητήρες, καθώς και μία αποτυχία για ολόκληρο το σύστημα που μπορεί να ανιχνεύθει από τους αισθητήρες που λειτουργούν σωστά. Κάθε ένας από αυτούς τους τρόπους αποτυχίας θα επαληθευτεί αργότερα με την εισαγωγή τροποποιήσεων λογισμικού ή υλικού.

Οι διπλές αποτυχίες δεν διερευνώνται στο πεδίο εφαρμογής του παρόντος εγγράφου, καθώς εξετάζονται κυρίως μόνο για συστήματα εκτόξευσης και επανδρωμένες αποστολές [37].

ID	Τρόπος Αποτυχίας	Άιτο Αποτυχίας	Φάση αποστολής	Συνέπειες αποτυχίας: Τοπικές	Συνέπειες αποτυχίας: Τελικές	Εντοπισμός Αποτυχίας/Παρατηρήσιμα Συμπτώματα	Επίπεδο σοβαρότητας	Προβλέψεις αντιστάθμισης
<b>Αισθητήρας θερμοκρασίας MCP9808 #1</b>								
F-010	Προσωρινή απώλεια λειτουργικότητας	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Δεν λαμβάνονται μετρήσεις από τον αισθητήρα	Καμία	Καμία επικοινωνία μέσω I <sup>2</sup> C	4	Πλεονασμός με 2 συνολικά αισθητήρες
F-020	Μόνιμη απώλεια λειτουργικότητας	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Δεν λαμβάνονται μετρήσεις από τον αισθητήρα	Καμία	Καμία επικοινωνία μέσω I <sup>2</sup> C	4	Πλεονασμός με 2 συνολικά αισθητήρες
F-030	Βραχυκύκλωμα ακροδεκτών ισχύος	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Δεν λαμβάνονται μετρήσεις από τον αισθητήρα	Καμία	Καμία επικοινωνία μέσω I <sup>2</sup> C	4	Αντίσταση περιορισμού ρεύματος
F-040	Προσωρινή αλλαγή τιμής	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Λανθασμένες θερμοκρασιακές μετρήσεις	Καμία	Μεγάλη διαφορά θερμοκρασίας μεταξύ 2 αισθητήρων	4	Πλεονασμός με 2 συνολικά αισθητήρες
F-050	Μόνιμη αλλαγή τιμής	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Λανθασμένες θερμοκρασιακές μετρήσεις	Καμία	Μεγάλη διαφορά θερμοκρασίας μεταξύ 2 αισθητήρων	4	Πλεονασμός με 2 συνολικά αισθητήρες
F-060	Κολλημένος ακροδέκτης εξόδου I <sup>2</sup> C	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Αδυναμία επικοινωνίας και με τους 2 αισθητήρες	Καμία	Καμία επικοινωνία μέσω I <sup>2</sup> C για όλους τους αισθητήρες	4	Αισθητήρες συνδεδεμένοι σε διαφορετικούς διαύλους I <sup>2</sup> C
<b>Αισθητήρας θερμοκρασίας MCP9808 #2</b>								
F-070	Προσωρινή απώλεια λειτουργικότητας	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Δεν λαμβάνονται μετρήσεις από τον αισθητήρα	Καμία	Καμία επικοινωνία μέσω I <sup>2</sup> C	4	Πλεονασμός με 2 συνολικά αισθητήρες
F-080	Μόνιμη απώλεια λειτουργικότητας	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Δεν λαμβάνονται μετρήσεις από τον αισθητήρα	Καμία	Καμία επικοινωνία μέσω I <sup>2</sup> C	4	Πλεονασμός με 2 συνολικά αισθητήρες
F-090	Βραχυκύκλωμα ακροδεκτών ισχύος	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Δεν λαμβάνονται μετρήσεις από τον αισθητήρα	Καμία	Καμία επικοινωνία μέσω I <sup>2</sup> C	4	Αντίσταση περιορισμού ρεύματος
F-100	Προσωρινή αλλαγή τιμής	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Λανθασμένες θερμοκρασιακές μετρήσεις	Καμία	Μεγάλη διαφορά θερμοκρασίας μεταξύ 2 αισθητήρων	4	Πλεονασμός με 2 συνολικά αισθητήρες
F-110	Μόνιμη αλλαγή τιμής	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Λανθασμένες θερμοκρασιακές μετρήσεις	Καμία	Μεγάλη διαφορά θερμοκρασίας μεταξύ 2 αισθητήρων	4	Πλεονασμός με 2 συνολικά αισθητήρες
F-120	Κολλημένος ακροδέκτης εξόδου I <sup>2</sup> C	Τυχαίο, Ακτινοβολία	Όλες	Αδυναμία επικοινωνίας και με τους 2 αισθητήρες	Καμία	Καμία επικοινωνία μέσω I <sup>2</sup> C για όλους τους αισθητήρες	4	Αισθητήρες συνδεδεμένοι σε διαφορετικούς διαύλους I <sup>2</sup> C
<b>Υποσύστημα</b>								
F-130	Υπερθέρμανση	Βραχυκύκλωμα, περιβάλλον	Όλες	Αποτυχία ευάλωτων εξαρτημάτων	Απώλεια λειτουργικότητας υποσύστηματος	Μετρημένη θερμοκρασία εκτός του αναψευνόμενου εύρους	3	Θερμική ανάλυση με περιθώριο ασφαλείας, προστασία υπερέντασης

Table 5.4: FMEA στο σύστημα επίδειξης

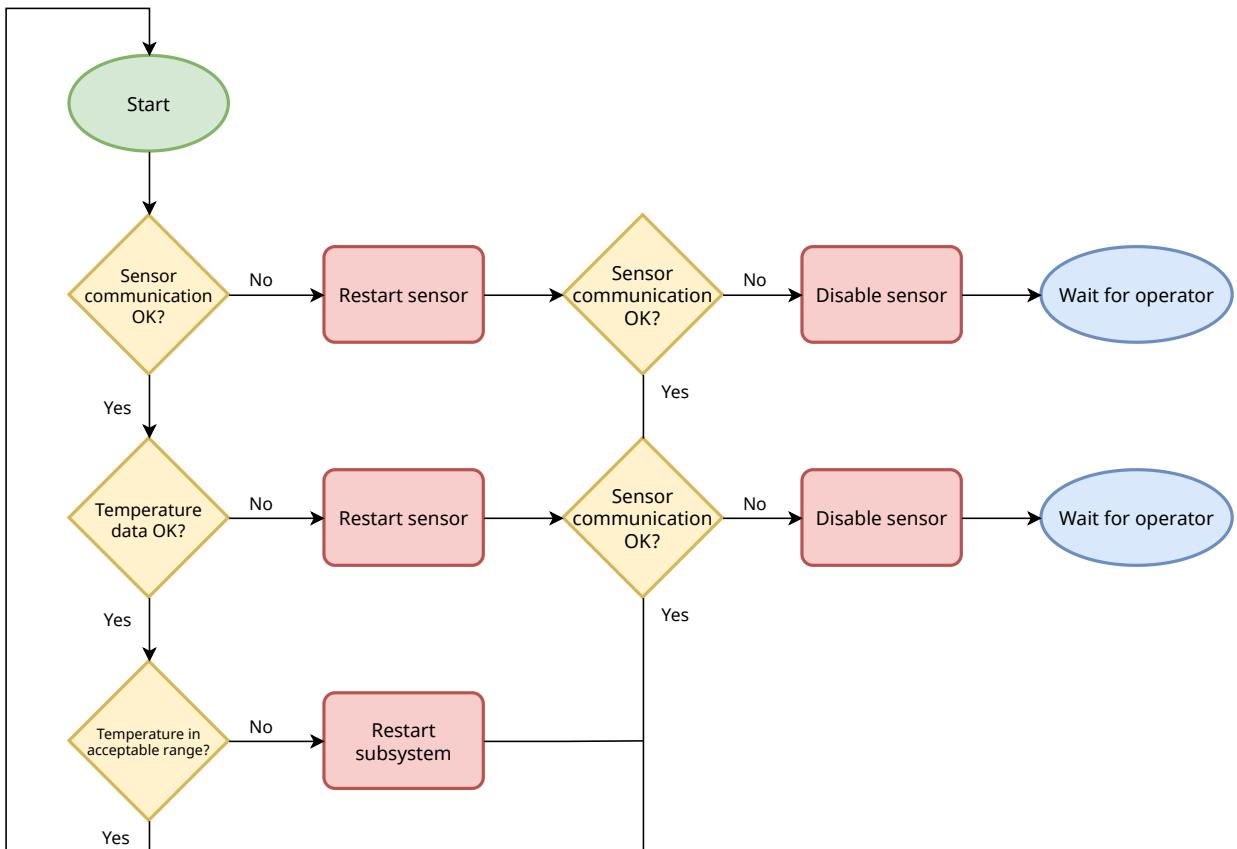
### 5.3.1 Λεπτομερής σχεδιασμός FDIR

Το FDIR των αισθητήρων ακουλουνθεί την ιεραρχική διαδικασία που περιγράφεται στο Section 4.4, που εμφανίζεται στο Figure 5.5 όπως έχει προσαρμοστεί για τους αισθητήρες.

Η προσέγγιση ακολουθά τα παρακάτω βήματα, τα οποία εκτελούνται διαρκώς στο υπόβαθρο:

- Παρακολουθείται η κατάσταση υγείας του διαύλου I<sup>2</sup>C (Section 5.2.2). Οποιαδήποτε αποτυχία ή έλλειψη επικοινωνίας υποδεικνύει βλάβη στα πλεκτρονικά του αισθητήρα.
- Παρακολουθείται η έξοδος θερμοκρασίας των αισθητήρων. Τυχόν τιμές που βρίσκονται εκτός των ορίων των φυσικώς δυνατών θερμικών συνθηκών θεωρούνται ότι υποδιηλώνουν

Για αυτήν την επίδειξη, δεν θα ερευνηθούμε αποτυχίες των εσωτερικών στοιχείων του μικροελεγκτή. Δείτε στο [42] για το πλήρες FMEA και HSIA στους μικροελεγκτές.



βλάβες του αισθητήρα ή της επικοινωνίας. Τυχόν τιμές εκτός των ορίων λειτουργίας των ηλεκτρονικών του υποσυστήματος θεωρούνται ότι υποδηλώνουν υπερθέρμανση και οδηγούν σε επανεκκίνηση του υποσυστήματος.

3. Για να διορθωθούν οι αποτυχίες, επιχειρείται πρώτα επανεκκίνηση (power-cycle) του αισθητήρα. Εάν οι τιμές εξακολουθούν να είναι εσφαλμένες, τότε θεωρείται πως ο αισθητήρας δεν μπορεί να ανακάμψει από την βλάβη, και απλώς απομονώνεται και απενεργοποιείται.

*Hardware/Software Interaction Analysis* Αφού έχουμε καθορίσει τους πιθανούς τρόπους αποτυχίας και τη λογική λειτουργίας του συστήματος, είμαστε έτοιμοι να αναλύσουμε κάθε πιθανή αποτυχία για να ορίσουμε τις αναμενόμενες εισόδους λογισμικού για το FDIR. Πιο συγκεκριμένα, για κάθε αποτυχία πρέπει να οριστούν τα εξής:

[37, p. 84]

- Παράμετροι προς παρακολούθηση για εντοπισμό
- Εύρη τιμών για να διαχωρίσουν τις καταστάσεις ύπαρξης ή μη κάποιας αποτυχίας
- Ενέργειες απομόνωσης και ανάκαμψης για την αποτροπή της διάδοσης της αποτυχίας και, εάν είναι δυνατόν, για την επαναφορά του συστήματος σε κανονική λειτουργία.

Figure 5.5: Σύνοψη της διαδικασίας FDIR του αισθητήρα θερμοκρασίας. Για κάθε διεργασία που εκτελείται και για κάθε σφάλμα που εντοπίζεται, παράγεται και η αντίστοιχη τηλεμετρία.

Οι παραπάνω πληροφορίες παρατίθενται στον λεγόμενο πίνακα Hardware/Software Interaction Analysis (HSIA), ο οποίος συνδέει κάθε αποτυχία (που προσδιορίζεται στο Failure Mode and Effects Analysis) με τις αντίστοιχες παραμέτρους λογισμικού χαρτολού επιπέδου (Table 5.5).

Για τους σκοπούς αυτής της επίδειξης, θα θεωρήσουμε ότι όλα τα στοιχεία FMEA μπορούν να οδηγήσουν σε πιθανά γεγονότα (feared events), δηλαδή ότι το FDIR θα καλύπτει όλες τις αναγνωρισμένες πιθανές αποτυχίες.

Πιο συγκεκριμένα, το HSIA προσθέτει τις ακόλουθες σημαντικές πληροφορίες στο FMEA:[41]

- **Παρατηρούμενες παραμέτροι και συνθήκες που πυροδοτούν την ενέργεια ανάκτησης.**

Αυτές παρατίθενται εδώ σε όρους παραμέτρων PUS που μπορούν εύκολα να διαβαστούν και να συγκριθούν από το λογισμικό. Αυτός ο κατάλογος συνδέεται στη συνέχεια με τους αντίστοιχους ορισμούς της υπηρεσίας ST[12] *on-board monitoring*, που παρατίθενται στον Table 5.7.

Είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι καμία μεμονωμένη εκτός ορίων τιμή δεν θα πρέπει να προκαλέσει ενέργεια ανάκτησης. Αυτό γίνεται ώστε πρόσκαιρα σφάλματα ή προσωρινά προβλήματα επικοινωνίας να μπορούν να οδηγήσουν σε κάποια άσκοπη ενεργοποίηση του FDIR, που θα μπορούσε να απενεργοποιήσει ένα καλά λειτουργικό εξάρτημα.

Η διάκριση μεταξύ προσωρινών και μόνιμων αποτυχιών γίνεται με **μετρώντας τον αριθμό των διαδοχικών αποτυχιών**. Προτού απενεργοποιηθεί μόνιμα ένας αισθητήρας, πρέπει ενδεικτικά να έχουν αποτύχει τουλάχιστον 5 προσπάθειες επικοινωνίας.

Η χρήση 2 αισθητήρων που λειτουργούν σε ενεργό πλεονασμό επιτρέπει επίσης τη διερεύνηση της διαφοράς μεταξύ των δύο θερμοκρασιών για την εξαγωγή συμπερασμάτων σχετικά με την υγεία των παραγόμενων δεδομένων. Εάν η απόλυτη διαφορά μεταξύ των 2 τιμών είναι πολύ υψηλή, υποθέτοντας ότι οι αισθητήρες βρίσκονται αρκετά κοντά μεταξύ τους, θεωρείται ότι υπάρχει κατάσταση σφάλματος. Ωστόσο, καθώς ο αριθμός των αισθητήρων είναι ζυγός, δεν είναι δυνατόν να συμπεράνουμε ποιος αισθητήρας έχει αποτύχει.

- **Δράσεις αποκατάστασης και απομόνωσης βλάβης.**

Αυτές απαριθμούνται σε όρους γεγονότων PUS (*ST[05] event reporting*) και ενεργειών (*ST[19] eventaction*), καταγεγραμμένες

**Προσωρινή αποτυχία:** Προκαλείται από γεγονότα όπως bit flips, θόρυβο ή μεταβατικά φαινόμενα και μπορεί να διορθωθεί χωρίς παρέμβαση ή με μια απλή επανεκκίνηση/κύκλο τροφοδοσίας.

**Διαρκής αποτυχία:** Μια αποτυχία (συνήθως στο υλικό, π.χ. λόγω SELs ή βραχικυκλωμάτων) που δεν μπορεί να διορθωθεί αυτόνομα.

στον Table 5.8.

Οι επιλεγμένες ενέργειες αποκατάστασης αντιστοιχούν στην προσέγγιση του Figure 5.5. Επιπλέον, όταν δεν είναι γνωστό ποιος αισθητήρας έχει αποτύχει, χρησιμοποιείται μια ασφαλής προσέγγιση επανεκκίνησης ή απενεργοποίησης και των δύο αισθητήρων.

*Παράμετροι* Μετά την ολοκλήρωση της Hardware/Software Interaction Analysis, είμαστε έτοιμοι να ορίσουμε τις αριθμητικές παραμέτρους της υπηρεσίας ST[20] *on-board parameter management* [34] (Table 5.6).

Πέρα από τις εξόδους των αισθητήρων, έχουμε συμπεριλάβει τη διαφορά ( $\Delta$ ) μεταξύ των δύο θερμοκρασιών, καθώς το πρότυπο PUS δεν παρέχει τρόπους για την εκτέλεση αριθμητικών υπολογισμών. Επιπλέον, περιλαμβάνεται η κατάσταση λειτουργίας του κάθε αισθητήρα, η οποία είναι μια απαριθμημένη (enumerated) τιμή.<sup>13</sup>

Αυτές οι παράμετροι τηλεμετρώνται στον σταθμό βάσης και εμφανίζονται στο χρήστη περιοδικά, μέσω της υπηρεσίας ST[03] *housekeeping* PUS και των θαδιοφάρων που αυτή εκπέμπτη. Ωστόσο, όταν το CubeSat βρίσκεται στο διάστημα, ο σταθμός βάσης δεν θα έχει συνεχή πρόσβαση σε αυτά τα δεδομένα, καθώς ο διορυφόρος δεν θα είναι ορατός από τους επίγειους σταθμούς καθ' όλη τη διάρκεια της τροχιάς του.

*Ορισμοί παρακολούθησης* Μετά τον ορισμό των παραμέτρων, θα πρέπει να περιγραφούν οι ορισμοί παρακολούθησης που καθορίζουν τα αποδεκτά και μη εύρητα τιμών για κάθε παράμετρο. Η διαχείριση αυτών γίνεται από την υπηρεσία ST[12] *on-board monitoring* του PUS.

Οι συνθήκες εγκυρότητας ελέγχου είναι σημαντικό να αναφερθούν σε αυτή την περίπτωση, καθώς χρησιμοποιούν τις τρεις παραμέτρους Κατάστασης του Table 5.6 για να αποτρέψουν την εκτέλεση ελέγχων σε απενεργοποιημένα περιφερειακά. Ως εκ τούτου, οι αισθητήρες που δεν παρέχουν τιμές λόγω προβλημάτων υλικού, ενεργειών FDIR ή κάποιας ρυπίσης τηλεεντολής από το Σταθμό Βάσης, δεν θα μπορούν να ενεργοποιήσουν ενέργειες FDIR.

<sup>13</sup> Η τιμή μπορεί να είναι μία από τις NOMINAL (ο αισθητήρας λειτουργεί κανονικά), TIMEOUT (έχει εντοπιστεί κάποιο σφάλμα) ή DISABLED (ο αισθητήρας είναι ρυπάνεται απενεργοποιημένος)

ID	Τρόπος Αποτυχίας	Παρατηρούμενες Παράμετροι	ST[12] ID	ST[05] ID	Ενέργεια αποκατάστασης
<b>Αισθητήρας θερμοκρασίας MCP9808 #1</b>					
<b>F-010</b>	Προσωρινή απώλεια λειτουργικότητας	T1_Status = TIMEOUT 2 φορές	0	0	Επανεκκίνηση αισθητήρα 1
<b>F-020</b>	Μόνιμη απώλεια λειτουργικότητας	T1_Status = TIMEOUT 5 φορές	2	2	Αγνόηση αισθητήρα 1
<b>F-030</b>	Βραχυκύκλωμα ακροδεκτών ισχύος	T1_Status = TIMEOUT 5 φορές	2	2	Αγνόηση αισθητήρα 1
<b>F-040</b>	Προσωρινή αλλαγή τιμής	$\begin{cases}  \Delta T  > 20^{\circ}\text{C} \text{ ή} \\ T_1 > 100^{\circ}\text{C} \text{ ή} \\ T_1 < -40^{\circ}\text{C} \end{cases}$ 2 φορές	4, 6	0, 4	Επανεκκίνηση αισθητήρα 1
<b>F-050</b>	Μόνιμη αλλαγή τιμής	$\begin{cases}  \Delta T  > 20^{\circ}\text{C} \text{ ή} \\ T_1 > 100^{\circ}\text{C} \text{ ή} \\ T_1 < -40^{\circ}\text{C} \end{cases}$ 5 φορές	7, 9	2, 5	Αγνόηση αισθητήρα 1
<b>F-060</b>	Κολλημένος ακροδέκτης εξόδου I <sup>2</sup> C	T1_Status = TIMEOUT 5 φορές	2	2	Αγνόηση αισθητήρα 1
<b>Αισθητήρας θερμοκρασίας MCP9808 #2</b>					
<b>F-070</b>	Προσωρινή απώλεια λειτουργικότητας	T2_Status = TIMEOUT 2 φορές	1	1	Επανεκκίνηση αισθητήρα 2
<b>F-080</b>	Μόνιμη απώλεια λειτουργικότητας	T2_Status = TIMEOUT 5 φορές	3	3	Αγνόηση αισθητήρα 2
<b>F-090</b>	Βραχυκύκλωμα ακροδεκτών ισχύος	T2_Status = TIMEOUT 5 φορές	3	3	Αγνόηση αισθητήρα 2
<b>F-100</b>	Προσωρινή αλλαγή τιμής	$\begin{cases}  \Delta T  > 20^{\circ}\text{C} \text{ ή} \\ T_2 > 100^{\circ}\text{C} \text{ ή} \\ T_2 < -40^{\circ}\text{C} \end{cases}$ 2 φορές	5, 6	1, 4	Επανεκκίνηση αισθητήρα 2
<b>F-110</b>	Μόνιμη αλλαγή τιμής	$\begin{cases}  \Delta T  > 20^{\circ}\text{C} \text{ ή} \\ T_2 > 100^{\circ}\text{C} \text{ ή} \\ T_2 < -40^{\circ}\text{C} \end{cases}$ 5 φορές	8, 9	3, 5	Αγνόηση αισθητήρα 2
<b>F-120</b>	Κολλημένος ακροδέκτης εξόδου I <sup>2</sup> C	T2_Status = TIMEOUT 5 φορές	3	3	Αγνόηση αισθητήρα 2
<b>Υποσύστημα</b>					
<b>F-130</b>	Υπερθέρμανση	$T_1 > 40^{\circ}\text{C}$ or $T_2 > 40^{\circ}\text{C}$	10, 11	6	Επανεκκίνηση υποσυστήματος

Table 5.5: Πίνακας HSIA

ID	Παράμετρος	Μέτρηση	Τύπος	Εγγραφή
0	Θερμοκρασία 1	°C	float	R
1	Θερμοκρασία 2	°C	float	R
2	Δ Θερμοκρασίας	°C	float	R
3	Κατάσταση Θερμοκρασία 1		Απαρίθμηση	RW
4	Κατάσταση Θερμοκρασία 2		Απαρίθμηση	RW
5	Κατάσταση Θερμοκρασία 1+2		Απαρίθμηση	R

Table 5.6: Λίστα παραμέτρων  
ST[20]  
R: Μόνο ανάγνωση  
RW: Ανάγνωση και εγγραφή

ID	Παρακολουθούμενη παράμετρος	Συνθήκες εγκυρότητας ελέγχου			Έλεγχος		
		Παράμετρος εγκυρότητας	Ανα- μενόμενη τιμή	Περίοδος	Αρ. μετρήσεων	Είδος	Κριτήριο
0	Κατάσταση Θερμ. 1			500 ms	2	Ισότητα	$\neq \text{TIMEOUT}$
1	Κατάσταση Θερμ. 2			500 ms	2	Ισότητα	$\neq \text{TIMEOUT}$
2	Κατάσταση Θερμ. 1			500 ms	5	Ισότητα	$\neq \text{TIMEOUT}$
3	Κατάσταση Θερμ. 2			500 ms	5	Ισότητα	$\neq \text{TIMEOUT}$
4	Θερμοκρασία 1	Κατάσταση Θερμ. 1	NOMINAL	500 ms	2	Εύρος	$-40^{\circ}\text{C} < t < 100^{\circ}\text{C}$
5	Θερμοκρασία 2	Κατάσταση Θερμ. 2	NOMINAL	500 ms	2	Εύρος	$-40^{\circ}\text{C} < t < 100^{\circ}\text{C}$
6	Δ Θερμοκρασία	Κατάσταση Θερμ. 1+2	NOMINAL	500 ms	2	Εύρος	$-20^{\circ}\text{C} < \Delta < 20^{\circ}\text{C}$
7	Θερμοκρασία 1	Κατάσταση Θερμ. 1	NOMINAL	500 ms	5	Εύρος	$-40^{\circ}\text{C} < t < 100^{\circ}\text{C}$
8	Θερμοκρασία 2	Κατάσταση Θερμ. 2	NOMINAL	500 ms	5	Εύρος	$-40^{\circ}\text{C} < t < 100^{\circ}\text{C}$
9	Δ Θερμοκρασία	Κατάσταση Θερμ. 1+2	NOMINAL	500 ms	5	Εύρος	$-20^{\circ}\text{C} < \Delta < 20^{\circ}\text{C}$
10	Θερμοκρασία 1	Κατάσταση Θερμ. 1	NOMINAL	500 ms	5	Εύρος	$t < 50^{\circ}\text{C}$
11	Θερμοκρασία 2	Κατάσταση Θερμ. 2	NOMINAL	500 ms	5	Εύρος	$t < 50^{\circ}\text{C}$

Table 5.7: Λίστα ορισμών παρακολούθησης της υπηρεσίας ST[12]. Τα σύμβολα  $t$  και  $\Delta$  αναπαριστούν τις εκάστοτε τιμές των παραμέτρων.

*Event-action definitions* Το τελευταίο κομμάτι του παζλ είναι οι ορισμοί των γεγονότων-αντιδράσεων (event-actions), που μπορούν να φανούν στον Table 5.8 και συνδυάζουν:

- PUS γεγονότα (υπηρεσία ST[05]), τα οποία εκπέμπονται αυτόματα όταν ένας ορισμός παρακολούθησης ξεπερνά τα όριά του
- PUS ορισμοί γεγονότων-αντιδράσεων (υπηρεσία ST[19]), οι οποίοι συνδέονται κάθε εμφάνιση ενός γεγονότος με μία αποθηκευμένη τηλεεντολή που εκτελείται αμέσως και αναπαριστά τις διαδικασίες ανάκτησης του FDIR.

Όλοι αυτοί οι ορισμοί μπορούν εύκολα να τροποποιηθούν από τους χειριστές με τη χρήση μεμονωμένων τηλεεντολών, οι οποίες επιδρούν επάνω στην βάση δεδομένων του διαστημικού εξοπλισμού.

ID γεγονότος	Ορισμός Παρακολούθησης	Αντίδραση
0	0, 4	Επανεκκίνηση αισθητήρα 1
1	1, 5	Επανεκκίνηση αισθητήρα 2
2	2, 7	Κατάσταση αισθητήρα 1 = DISABLED
3	3, 8	Κατάσταση αισθητήρα 2 = DISABLED
4	6	Επανεκκίνηση αισθητήρων 1 + 2
5	9	Κατάσταση αισθητήρων 1 + 2 = DISABLED
6	10, 11	Επανεκκίνηση συστήματος

Table 5.8: Λίστα ορισμών γεγονότων-αντιδράσεων της υπηρεσίας ST [19]

## 5.4 Επικύρωση FDIR

### 5.4.1 Κανονική λειτουργία

Στην κανονική λειτουργία, δεν προσομοιώνεται καμία βλάβη. Το σύστημα είναι ενεργοποιημένο και παράγει τηλεμετρία που υπακούει στα πρότυπα ECSS (Figure 5.6), η οποία περιλαμβάνει τιμές παραμέτρων που αναλύονται από το YAMCS (Figure 5.7). Επιπλέον, διατηρείται ένα αρχείο καταγραφής για διαγνωστικούς σκοπούς (Figure 5.8). Το σύστημα συμμορφώνεται με τις ορισμένες απαιτήσεις (Section 5.1.1) και μπορεί να μεταδώσει τη θερμοκρασία στον Σταθμό Βάσης, όπως είναι αναμενόμενο.

Packet Name	Generation Time	Reception Time	Data	Size
/myproject	2021-06-04 01:16:35.940 UTC	2021-06-04 01:16:35.940 UTC	0x200319838e0141efbf5100000000000000	14 bytes
/Housekeeping1	2021-06-04 01:16:34.948 UTC	2021-06-04 01:16:34.948 UTC	0x200319838d0141ef73a00000000000000	14 bytes
/myproject	2021-06-04 01:16:33.956 UTC	2021-06-04 01:16:33.956 UTC	0x200319838e0141ef706d00000000000000	14 bytes
/Housekeeping1	2021-06-04 01:16:32.954 UTC	2021-06-04 01:16:32.954 UTC	0x200319838d0141ef99c00000000000000	14 bytes
/myproject	2021-06-04 01:16:31.972 UTC	2021-06-04 01:16:31.972 UTC	0x200319838e0141ef442x00000000000000	14 bytes
/Housekeeping1	2021-06-04 01:16:30.980 UTC	2021-06-04 01:16:30.980 UTC	0x20031983890141ef706d00000000000000	14 bytes
/myproject	2021-06-04 01:16:29.988 UTC	2021-06-04 01:16:29.988 UTC	0x20031983880141efbf5100000000000000	14 bytes
/Housekeeping1	2021-06-04 01:16:28.996 UTC	2021-06-04 01:16:28.996 UTC	0x20031983870141ef99c00000000000000	14 bytes
.....	.....	.....	.....	.....
.....	.....	.....	.....	.....
.....	.....	.....	.....	.....

Figure 5.6: Περιοδικοί φαίνονται από τον μικροελεγκτή, όπως φαίνονται στο YAMCS

### 5.4.2 Προσομοίωση αστοχιών

Για την προσομοίωση κάθε αποτυχίας χρησιμοποιήθηκαν οι ακόλουθες μέθοδοι:

- Για τις αποτυχίες επικοινωνίας μεταξύ εξαρτημάτων, κάθε αισθητήρας απλά αποσυνδέθηκε φυσικά από το σύστημα.
- Για μικρές αλλαγές στη θερμοκρασία, ένα πιστόλι θερμού αέρα ή άλλη πηγή θερμότητας στρεφόταν προς κάθε αισθητήρα, με κατάλληλη φροντίδα ώστε να μη ξεπεραστούν τα λειτουργικά όρια των εξαρτημάτων.

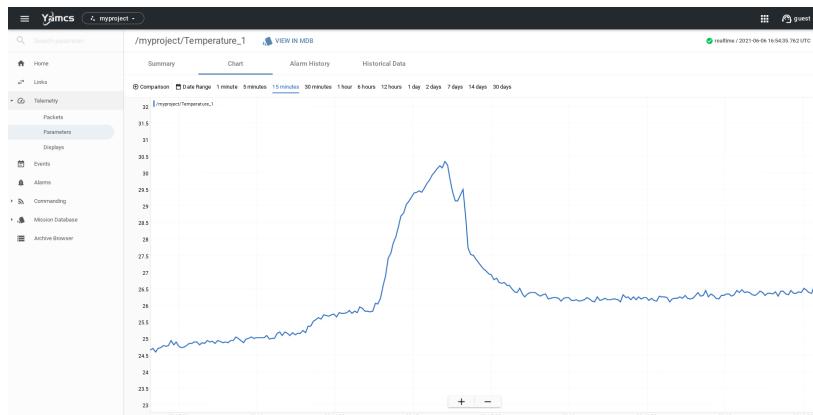


Figure 5.7: Εξέλιξη μιας παραμέτρου θερμοκρασίας στο χρόνο, όπως φαίνεται στο YAMCS

```

909601 [debug] T1 = 28.18
909701 [debug] T1 = 28.08
909801 [debug] T1 = 28.14
909901 [debug] T1 = 27.97
910000 [trace] New TM [3,25]
910001 [debug] T1 = 28.10
910101 [debug] T1 = 28.03
910201 [debug] T1 = 28.12
910301 [debug] T1 = 27.90
910401 [debug] T1 = 28.08

```

Figure 5.8: Έξοδος καταγραφής σε κανονική λειτουργία. Ο πρώτος αριθμός δηλώνει τους χτύπους ρολογιού του μικροελεγκτή, που μετρώνται σε χιλιοστά του δευτερολέπτου από την εκκίνηση.

- Για μεταβολές της θερμοκρασίας που δεν ήταν πρακτικά δυνατό να προσομοιωθούν, η βλάβη εισήχθη στο λογισμικό, τροποποιώντας χειροκίνητα τις αντίστοιχες μεταβλητές.

Τα δύο κουμπιά που υπάρχουν στην αναπτυξιακή πλακέτα χρησιμοποιήθηκαν όμως μέσο για την "εισαγωγή" ακραίων τιμών θερμοκρασίας.

#### 5.4.3 Τροποποίηση του FDIR σε πραγματικό χρόνο

Η δύναμη της προσέγγισης FDIR του SAVOIR έγκειται στο ότι ολόκληρη η δομή FDIR μπορεί να τροποποιηθεί με ασφάλεια μέσω τηλεεντολών, χωρίς να απαιτούνται τροποποιήσεις ή επαναφορτώσεις του κώδικα και του λογισμικού. Η εφαρμογή του μοντέλου υπηρεσιών ECSS επιτρέπει την προσαρμογή όλων των υπηρεσιών και λειτουργιών FDIR, χρησιμοποιώντας προκαθορισμένες δομές τηλεεντολών. Σε αυτή την ενότητα, θα εκτελεστούν εντολές ECSS για την επίδειξη αυτών των δυνατοτήτων και του ελέγχου τους από τον σταθμό βάσης.

Γενικότερα, το επίπεδο της δυνατότητας αναδιαμόρφωσης που παρέχει το σύστημα καθορίζεται από τις απαιτήσεις που παρατίθενται στα

[37, 43]. Η προσαρμοσμένη έκδοση που χρησιμοποιήθηκε για τα πειράματά μας παρατίθεται στο Table 5.9.

#	Απαίτηση	Υπηρεσία	Λεπτομέρειες
RC-010	Οι αναφορές FDIR πρέπει να περιέχουν όλες τις πληροφορίες για την ανάλυση αποτυχιών (π.χ. ώρα εμφάνισης, παράμετροι εκτός ορίων, πραγματοποιημένες μεταγωγές).	ST[12] on-board monitoring	Μέσω περιοδικών αναφορών μεταγωγής
RC-020	Πρέπει να παρέχεται η δυνατότητα ενεργοποίησης και απενεργοποίησης οποιασδήποτε λειτουργίας FDIR μέσω τηλεεντολών.	ST[12] on-board monitoring	Με εντολές <i>enable/disable parameter monitoring definitions</i>
RC-030	Πρέπει να παρέχεται η δυνατότητα προσθήκης και διαγραφής παραμέτρων από τον κατάλογο παρακολούθησης.	ST[12] on-board monitoring	Με εντολές <i>add/delete parameter monitoring definitions</i>
RC-040	Πρέπει να παρέχεται η δυνατότητα τροποποίησης των ενεργειών αποκατάστασης βλάβης που συνδέονται με κάθε ορισμό παρακολούθησης.	ST[19] event-action	Με εντολές <i>add, delete, enable και disable event-action definitions</i>

Η πλατφόρμα YAMCS χρησιμοποιήθηκε ξανά για τη δημιουργία των επιμυητών εντολών (Figure 5.9).

Table 5.9: Απαίτησεις αναδιαμόρφωσης FDIR στην πειραματική διάταξη

Send a command		
Name	Significance	Description
↳ Log		Output a string via UART
↳ MCU_Reset		Perform a soft reset of the MCU
↳ OnBoardMonitoring_Disable		Disable the entire on-board monitoring function
↳ OnBoardMonitoring_Enable		Enable the entire on-board monitoring function
↳ Sensor1_Restart		Restart Sensor 1
↳ Sensor2_Restart		Restart Sensor 2
↳ Set_Temp1_Status		Set the status of temperature sensor 1
↳ Set_Temp2_Status		Set the status of temperature sensor 2
↳ ST03_Disable		Disable the generation of housekeeping reports
↳ ST03_Enable		Enable the generation of housekeeping reports
↳ ST03_SetInterval		Set the generation interval of housekeeping reports
↳ ST12_Add_Definition_Expected_Value		Add a parameter monitoring definition: Expected value, uint64_t type
↳ ST12_Add_Definition_Limit		Add a parameter monitoring definition: Limit check, float type
↳ ST12_Delete_Definition		Delete a parameter monitoring definition
↳ ST12_Disable_Definition		Disable one on-board parameter monitoring definition
↳ ST12_Enable_Definition		Enable one on-board parameter monitoring definition
↳ ST12_ListAllDefinitions		Report the list of all parameter monitoring definitions
↳ ST19_Add_Definition		Create one event-action definition
↳ ST19_Delete_Definition		Delete one event-action definition
↳ ST19_Disable		Disable the event-action function
↳ ST19_Disable_Definition		Disable one event-action definition
↳ ST19_Enable		Enable the event-action function
↳ ST19_Enable_Definition		Enable one event-action definition
↳ ST19_ListAllEventAction		Report the list of all event-action definitions
↳ ST19_ListEventActionRequest		Show an event-action definition with TC requests
↳ Test		-
↳ TestError		An erroneous command to test parsing errors

Figure 5.9: Λίστα τηλεεντολών στο περιβάλλον του YAMCS. Αυτές οι εντολές μπορούν να εκκινήσουν διαδικασίες στον δορυφόρο, να ενεργοποιήσουν/απενεργοποιήσουν αισθητήρες, ή να αλλάξουν τις ρυθμίσεις των εξαρτημάτων του δορυφόρου. Η λίστα αυτών των εντολών παρέχεται στο YAMCS μέσω των αρχείων XTCE (Appendix B).

# 6

## *Συμπεράσματα και Μελλοντική Εργασία*

### 6.1 Μελλοντική εργασία

# A

## Bibliography

- [1] Union of Concerned Scientists. (Jan. 1, 2021). Satellite Database, [Online]. Available: <https://www.ucsusa.org/resources/satellite-database> (visited on 06/24/2021).
- [2] T. Kelso, *NORAD Two-Line Element Sets Current Data*. [Online]. Available: <https://www.celestrak.com/NORAD/elements/> (visited on 06/24/2021).
- [3] T. Wood. (Oct. 20, 2020). Visualizing All of Earth's Satellites: Who Owns Our Orbit?, Visual Capitalist, [Online]. Available: <https://www.visualcapitalist.com/visualizing-all-of-earths-satellites/> (visited on 06/24/2021).
- [4] AGI: Analytical Graphics, *Satellite Viewer*. [Online]. Available: <http://apps.agi.com/SatelliteViewer/> (visited on 06/24/2021).
- [5] J. R. Wertz and W. J. Larson, *Space Mission Analysis and Design*, 3rd edition. El Segundo, Calif. : Dordrecht ; Boston: Springer, Sep. 30, 1999, 996 pp., ISBN: 978-0-7923-5901-2.
- [6] G. Denis, D. Alary, X. Pasco, N. Pidot, D. Texier, and S. Toulza, "From new space to big space: How commercial space dream is becoming a reality", *Acta Astronautica*, vol. 166, pp. 431–443, Jan. 2020, ISSN: 0094-5765. doi: [10.1016/j.actaastro.2019.08.031](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.08.031).
- [7] M. N. Sweeting, "Modern Small Satellites-Changing the Economics of Space", *Proceedings of the IEEE*, vol. 106, no. 3, pp. 343–361, Mar. 2018, ISSN: 1558-2256. doi: [10.1109/JPROC.2018.2806218](https://doi.org/10.1109/JPROC.2018.2806218).
- [8] Q. CubeSat Database - swartwout, [Online]. Available: <https://sites.google.com/a/slue.edu/swartwout/home/cubesat-database> (visited on 05/20/2021).
- [9] A. Anthopoulos and A. F. Retselis, "Orbital analysis and the spin-orbit coupling for the AcubeSAT mission", Aristotle University of Thessaloniki, Oct. 13, 2020.
- [10] M. Swartwout, "CubeSat Mission Success: Are We Getting Better?", presented at the 2019 CubeSat Developers' Workshop, Apr. 23, 2019. [Online]. Available: <http://mstl.atl.calpoly.edu/~workshop/archive/2019/Spring/Day%201/Session%202/MichaelSwartwout.pdf>.
- [11] V. Kattakuri, "Failures in Spacecraft Systems: An Analysis from the Perspective of Decision Making", thesis, Purdue University Graduate School, Aug. 14, 2019. doi: [10.25394/PGS.9037379.v1](https://hammer.psu.edu/articles/thesis/FAILURES_IN_SPACECRAFT_SYSTEMS_ANALYSIS_FROM_THE_PERSPECTIVE_OF_DECISION_MAKING/9037379/1). [Online]. Available: [https://hammer.psu.edu/articles/thesis/FAILURES\\_IN\\_SPACECRAFT\\_SYSTEMS\\_ANALYSIS\\_FROM\\_THE\\_PERSPECTIVE\\_OF\\_DECISION\\_MAKING/9037379/1](https://hammer.psu.edu/articles/thesis/FAILURES_IN_SPACECRAFT_SYSTEMS_ANALYSIS_FROM_THE_PERSPECTIVE_OF_DECISION_MAKING/9037379/1) (visited on 06/24/2021).
- [12] S. A. Jacklin, "Small-Satellite Mission Failure Rates", NASA/TM-2018-220034, Mar. 1, 2019. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20190002705> (visited on 06/24/2021).
- [13] M. Langer, M. Weisgerber, J. Bouwmeester, and A. Hoehn, "A reliability estimation tool for reducing infant mortality in Cubesat missions", Mar. 1, 2017, pp. 1–9. doi: [10.1109/AERO.2017.7943598](https://doi.org/10.1109/AERO.2017.7943598).

- [14] J. Bouwmeester, M. Langer, and E. Gill, “Survey on the implementation and reliability of CubeSat electrical bus interfaces”, *CEAS Space Journal*, vol. 9, no. 2, pp. 163–173, Jun. 1, 2017, issn: 1868-2510. doi: [10.1007/s12567-016-0138-0](https://doi.org/10.1007/s12567-016-0138-0). [Online]. Available: <https://doi.org/10.1007/s12567-016-0138-0> (visited on 05/20/2021).
- [15] P. Faure, A. Tanaka, and M. Cho, “Toward lean satellites reliability improvement using HORYU-IV project as case study”, *Acta Astronautica*, vol. 133, pp. 33–49, Apr. 1, 2017, issn: 0094-5765. doi: [10.1016/j.actaastro.2016.12.030](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.12.030). [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S009457651630724X> (visited on 05/20/2021).
- [16] A. Menchinelli, F. Ingiosi, L. Pamphili, P. Marzoli, R. Patriarca, F. Costantino, and F. Piergentili, “A Reliability Engineering Approach for Managing Risks in CubeSats”, *Aerospace*, vol. 5, no. 4, p. 121, 4 Dec. 2018. doi: [10.3390/aerospace5040121](https://doi.org/10.3390/aerospace5040121). [Online]. Available: <https://www.mdpi.com/2226-4310/5/4/121> (visited on 06/24/2021).
- [17] A. Scholz, *Handbook of Free and Open Space Standards*. LibreCube Initiative, Apr. 2021. [Online]. Available: <https://gitlab.com/artur-scholz/handbook-space-standards/-/raw/master/main.pdf?inline=false>.
- [18] F. Volpetti, E. Petrova, and S. J. Maerkl, “A Microfluidic Biodisplay”, *ACS Synthetic Biology*, vol. 6, no. 11, pp. 1979–1987, Nov. 17, 2017. doi: [10.1021/acssynbio.7b00088](https://doi.org/10.1021/acssynbio.7b00088). [Online]. Available: <https://doi.org/10.1021/acssynbio.7b00088> (visited on 06/24/2021).
- [19] G. Savvidis, R. Voulgarakis, T. Papafotiou, V. Moustakas, E. Mylonas, and V. Pappa, *AcubeSAT AOCS DDJF*, 2021. [Online]. Available: [https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF\\_AOCS.pdf](https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF_AOCS.pdf).
- [20] I.-G. Velentzas and I. Kotsakiachidis, “Design of the Attitude Control System of the AcubeSAT Nanosatellite”, Aristotle University of Thessaloniki, Mar. 29, 2021. [Online]. Available: <https://ikee.lib.auth.gr/record/329273/>.
- [21] K. Kapoglis and E. Chatziargyriou, *AcubeSAT TTC DDJF*, 2021. [Online]. Available: [https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF\\_TTC.pdf](https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF_TTC.pdf).
- [22] M. Surligas, “SatNOGS-COMMS”, presented at the CubeSat Developers Workshop, Apr. 12, 2021, p. 22.
- [23] D. White, C. Shields, P. Papadeas, A. Zisisimatos, M. Surligas, M. Papamatthaio, D. Papadeas, and E. Kosmas, “Overview of the Satellite Networked Open Ground Stations (SatNOGS) Project”, *Small Satellite Conference*, Aug. 8, 2018. [Online]. Available: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2018/all2018/313>.
- [24] M. Langer and J. Bouwmeester, “Reliability of CubeSats – Statistical Data, Developers’ Beliefs and the Way Forward”, *Proceedings of the 30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2016. [Online]. Available: <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid%3A4c6668ff-c994-467f-a6de-6518f209962e> (visited on 05/20/2021).
- [25] A.-F. Retselis, K. Kanavouras, and G. Pavlakis, *AcubeSAT System DDJF*, 2021. [Online]. Available: [https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF\\_SYS.pdf](https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF_SYS.pdf).
- [26] K. Kanavouras and G. Pavlakis, *AcubeSAT OBDH DDJF*, 2021. [Online]. Available: [https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF\\_OBDH.pdf](https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF_OBDH.pdf).
- [27] PC/104 Embedded Consortium, “PC/104 Specification”, Aug. 13, 2008. [Online]. Available: [https://pc104.org/wp-content/uploads/2015/02/PC104\\_Spec\\_v2\\_6.pdf](https://pc104.org/wp-content/uploads/2015/02/PC104_Spec_v2_6.pdf).
- [28] K. Kanavouras, I. Kozaris, A. Theocharis, G. Pavlakis, and D. Stoupis, *AcubeSAT OBSW DDJF*, 2021. [Online]. Available: [https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF\\_OBSW.pdf](https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF_OBSW.pdf).

- [29] A. Zaras, K. Kapoglou, M. Georgousi, T. Papafotiou, M. Chadolias, A. Anthopoulos, A.-F. Retselis, A. Arampatzis, K.-O. Xenos, and E. Christidou, *AcubeSAT Mission Description & Operations Plan*, 2021. [Online]. Available: <https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/MD0%20file/MD0.pdf>.
- [30] California Polytechnic State University, “CubeSat Design Specification Rev. 13”, Feb. 20, 2014. [Online]. Available: [https://www.cubesat.org/s/cds\\_rev13\\_final2.pdf](https://www.cubesat.org/s/cds_rev13_final2.pdf).
- [31] M. A. Aguirre, *Introduction to Space Systems: Design and Synthesis*, ser. Space Technology Library. New York: Springer-Verlag, 2013, ISBN: 978-1-4614-3757-4. doi: [10.1007/978-1-4614-3758-1](https://doi.org/10.1007/978-1-4614-3758-1). [Online]. Available: <https://www.springer.com/gp/book/9781461437574> (visited on 05/23/2021).
- [32] (May 8, 2021). AcubeSAT Functional Architecture, [Online]. Available: <https://gitlab.com/acubesat/systems-engineering/functional-architecture>.
- [33] A. Arampatzis, A. Zaras, P. Matsatsos, O. Ousoultzoglou, D. Nikolopoulou, and E. Sandaltzopoulou, *AcubeSAT Payload DDJF*, 2021. [Online]. Available: [https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF\\_PL.pdf](https://gitlab.com/acubesat/documentation/cdr-public/-/blob/master/DDJF/DDJF_PL.pdf).
- [34] ECSS Secretariat, “ECSS-E-ST-70-41C – Telemetry and telecommand packet utilization”, European Space Agency, Apr. 15, 2016. [Online]. Available: <https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-70-41c-space-engineering-telemetry-and-telecommand-packet-utilization-15-april-2016/>.
- [35] —, “ECSS-E-70-41A – Telemetry and telecommand packet utilization”, European Space Agency, Jan. 30, 2003. [Online]. Available: <https://ecss.nl/standard/ecss-e-70-41a-ground-systems-and-operations-telemetry-and-telecommand-packet-utilization/> (visited on 05/24/2021).
- [36] J.-F. Kaufeler, “The ESA standard for telemetry and telecommand packet utilisation: PUS”, Nov. 1, 1994. [Online]. Available: <https://core.ac.uk/download/pdf/42783096.pdf> (visited on 05/24/2021).
- [37] Space Avionics Open interface Architecture, “SAVOIR FDIR Handbook”, European Space Agency, SAVOIR-HB-003, Oct. 2019. [Online]. Available: <https://essr.esa.int/project/savoir>.
- [38] S. Cheshire and M. Baker, “Consistent overhead byte stuffing”, in *Proceedings of the ACM SIGCOMM '97 Conference on Applications, Technologies, Architectures, and Protocols for Computer Communication*, ser. SIGCOMM '97, New York, NY, USA: Association for Computing Machinery, Oct. 1, 1997, pp. 209–220, ISBN: 978-0-89791-905-0. doi: [10.1145/263105.263168](https://doi.org/10.1145/263105.263168). [Online]. Available: <https://doi.org/10.1145/263105.263168> (visited on 06/02/2021).
- [39] A. Sela, “Yamcs - A Lightweight Open-Source Mission Control System”, in *SpaceOps 2012 Conference*, ser. SpaceOps Conferences, 0 vols., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Jun. 11, 2012. doi: [10.2514/6.2012-1280790](https://doi.org/10.2514/6.2012-1280790). [Online]. Available: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2012-1280790> (visited on 06/05/2021).
- [40] G. Simon, E. Shaya, K. Rice, S. Cooper, J. Dunham, and J. Champion, “XTCE: A standard XML-schema for describing mission operations databases”, in *2004 IEEE Aerospace Conference Proceedings (IEEE Cat. No.04TH8720)*, vol. 5, Mar. 2004, 3313–3325 Vol.5. doi: [10.1109/AERO.2004.1368138](https://doi.org/10.1109/AERO.2004.1368138).
- [41] ECSS Secretariat, “ECSS-Q-ST-30-02C – Failure modes, effects (and criticality) analysis (FMEA/FMECA)”, European Space Agency, Mar. 6, 2009. [Online]. Available: <https://ecss.nl/standard/ecss-q-st-30-02c-failure-modes-effects-and-criticality-analysis-fmeafmeca/>.
- [42] A.-F. Retselis and K. Kanavouras. (Dec. 1, 2020). AcubeSAT FMEA Worksheet, GitLab, [Online]. Available: <https://gitlab.com/acubesat/systems-engineering/fmea> (visited on 06/05/2021).
- [43] ECSS Secretariat, “ECSS-E-ST-70-11C – Space segment operability (31 July 2008)”, European Space Agency, Jul. 31, 2008. [Online]. Available: <https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-70-11c-space-segment-operability/> (visited on 06/21/2021).

*B*

*Source code*

`main.cpp`

`xtce.xml`

`fixme`