



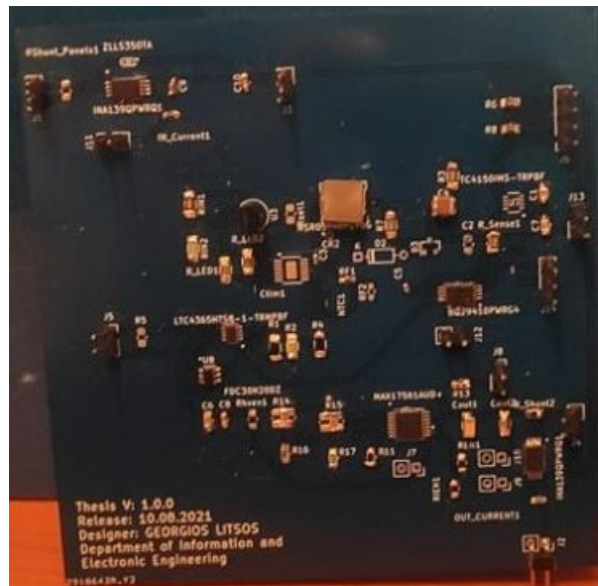
ΔΙΕΘΝΕΣ
ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ
ΤΗΣ ΕΛΛΑΔΟΣ

ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΚΗΣ
ΚΑΙ ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΩΝ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

«ΣΧΕΔΙΑΣΗ ΚΑΙ ΥΛΟΠΟΙΗΣΗ ΔΙΑΤΑΞΗΣ
ΦΟΡΤΙΣΗΣ ΜΠΑΤΑΡΙΩΝ ΙΟΝΤΩΝ ΛΙΘΙΟΥ ΜΕ
ΣΥΣΤΗΜΑ ΠΡΟΣΤΑΣΙΑΣ ΓΙΑ ΕΦΑΡΜΟΓΗ ΣΕ
ΔΟΡΥΦΟΡΟ»



Του φοιτητή
ΓΕΩΡΓΙΟΥ ΛΙΤΣΟΥ
Αρ. Μητρώου: 516075

Επιβλέπων
Δρ-Μηχ. Κιοσκερίδης Ιορδάνης
Βαθμίδα Δ.Ε.Π.

15 Σεπτεμβρίου 2021

Γίτλος Δ.Ε. «Σχεδίαση και υλοποίηση διάταξης φόρτισης μπαταριών ιόντων λιθίου με σύστημα προστασίας για εφαρμογή σε δορυφόρο»

Κωδικός Δ.Ε.: 19139

Όνοματεπώνυμο φοιτητή/ών: Γεώργιος Λίτσος
Όνοματεπώνυμο εισηγητή: Ιορδάνης Κιοσκερίδης
Ημερομηνία ανάληψης Δ.Ε.: 02-04-2019
Ημερομηνία περάτωσης Δ.Ε.:

Βεβαιώνω ότι είμαι ο συγγραφέας αυτής της εργασίας και ότι κάθε βοήθεια την οποία είχα για την προετοιμασία της είναι πλήρως αναγνωρισμένη και αναφέρεται στην εργασία. Επίσης, έχω καταγράψει τις όποιες πηγές από τις οποίες έκανα χρήση δεδομένων, ιδεών, εικόνων και κειμένου, είτε αυτές αναφέρονται ακριβώς είτε παραφρασμένες. Επιπλέον, βεβαιώνω ότι αυτή η εργασία προετοιμάστηκε από εμένα προσωπικά, ειδικά ως διπλωματική εργασία, στο Τμήμα Μηχανικών Πληροφορικής και Ηλεκτρονικών Συστημάτων του ΔΙ.ΠΑ.Ε.

Η παρούσα εργασία αποτελεί πνευματική ιδιοκτησία του φοιτητή Γεώργιου Λίτσου που την εκπόνησε. Στο πλαίσιο της πολιτικής ανοικτής πρόσβασης, ο συγγραφέας/δημιουργός εκχωρεί στο Διεθνές Πανεπιστήμιο της Ελλάδος άδεια χρήσης του δικαιώματος αναπαραγωγής, δανεισμού, παρουσίασης στο κοινό και ψηφιακής διάχυσης της εργασίας διεθνώς, σε ηλεκτρονική μορφή και σε οποιοδήποτε μέσο, για διδακτικούς και ερευνητικούς σκοπούς, άνευ ανταλλάγματος. Η ανοικτή πρόσβαση στο πλήρες κείμενο της εργασίας, δεν σημαίνει καθ' οιονδήποτε τρόπο παραχώρηση δικαιωμάτων διανοητικής ιδιοκτησίας του συγγραφέα/δημιουργού, ούτε επιτρέπει την αναπαραγωγή, αναδημοσίευση, αντιγραφή, πώληση, εμπορική χρήση, διανομή, έκδοση, μεταφόρτωση (downloading), ανάρτηση (uploading), μετάφραση, τροποποίηση με οποιονδήποτε τρόπο, τμηματικά ή περιληπτικά της εργασίας, χωρίς τη ρητή προηγούμενη έγγραφη συναίνεση του συγγραφέα/δημιουργού.

Η έγκριση της διπλωματικής εργασίας από το Τμήμα Μηχανικών Πληροφορικής και Ηλεκτρονικών Συστημάτων του Διεθνούς Πανεπιστημίου της Ελλάδος, δεν υποδηλώνει απαραίτητως και αποδοχή των απόψεων του συγγραφέα, εκ μέρους του Τμήματος.

Πρόλογος

Η διπλωματική εργασία πραγματεύεται την μελέτη και κατασκευή του συστήματος φόρτισης του AcubeSAT, ενός δορυφόρου τύπου Cubesat. Η εργασία αυτή εκπονήθηκε στο ...

Σκοπός είναι η μελέτη και η κατασκευή των βασικών κυκλωμάτων φόρτισης και προστασίας των μπαταριών ιόντων λιθίου.

Αρχικά γίνεται αναφορά στις διαστημικές συνθήκες, στα υποσυστήματα και στην διαχείριση ισχύος.

Στην συνέχεια είναι η μελέτη των κυκλωμάτων φόρτισης και μετά των κυκλωμάτων προστασίας.

Επιπλέον πραγματοποιείται η επιλογή των υλικών και η κατασκευή της πλακέτας.

Τέλος πραγματοποιούνται οι μετρήσεις και τα συμπεράσματα.

να καλύπτονται οι ενεργειακές απαιτήσεις όλων των υποσυστημάτων του δορυφόρου. Αρχικά μελετώνται οι συνθήκες που θα πρέπει να αντιμετωπίσει ο δορυφόρος κατά την αποστολή του. Παρουσιάζονται τα βασικότερα υποσυστήματα του δορυφόρου και οι διαθέσιμες επιλογές τροχιάς, ενώ με βάση στοιχεία

Περίληψη

Στην διπλωματική εργασία πραγματεύεται τη μελέτη, ανάλυση και κατασκευή του συστήματος φόρτισης των μπαταριών ιόντων-λιθίου για τον ναυοδορυφόρο AcubeSAT για το PDR. Η μελέτη έγινε(

Συγκεκριμένα έγινε η θεωρητική μελέτη, η ανάλυση και η κατασκευή του κυκλώματος φόρτισης των μπαταριών ιόντων λιθίου, αλλά και των προστασιών του. Η επιλογή των εξαρτημάτων έγινε με βάση τις προδιαγραφές που πρέπει να εφαρμόζονται στις διαστημικές εφαρμογές.

Σκοπός είναι η μελέτη και η κατασκευή όλων των απαραίτητων κυκλωματικών διατάξεων για τη διασφάλιση της μεταφοράς ενέργειας απο τους ηλιακούς συσσωρευτές στις μπαταρίες, έτσι ώστε να είναι λειτουργικός ο δορυφόρος.

Αρχικά περιγράφονται οι περιβαλλοντικές συνθήκες που θα αντιμετωπίσει ο ναυοδορυφόρος κατά την αποστολή του. Παρουσιάζονται τα βασικά υποσυστήματα, οι βασικοί τύποι δορυφόρου και οι βασικές εφαρμογές τους. Παράλληλα γίνεται η ανάλυση της τροχιάς, ο υπολογισμός ισχύος και η επιλογή ηλιακού συσσωρευτή.

Στη συνέχεια γίνεται αναφορά στα είδη όλων των μπαταριών. Ακολουθεί η ανάλυση στις μπαταρίες ιόντων-λιθίου και η περαιτέρω επεξήγηση των βασικών χαρακτηριστικών τους.

Το επόμενο βήμα είναι η μελέτη των κυκλωματικών διατάξεων προστασίας και παρακολούθησης των μπαταριών ιόντων λιθίου.

Το τέταρτο και το πέμπτο κεφάλαιο πραγματεύονται την επιλογή των εξαρτημάτων για τη κατασκευή της πλακέτας και τη προσομοίωση των ηλεκτρονικών κυκλωμάτων. Ακολουθως γίνεται αναφορά στη διαδικασία κατασκευής της πλακέτας και στα αποτελέσματα των μετρήσεων.

Τέλος αναφέρονται τα συμπεράσματα των μετρήσεων, αλλά και οι προτεινόμενες εργασίες για τη βελτίωση της κατασκευής.

« DESIGN AND IMPLEMENTATION OF A CHARGING CIRCUIT FOR LITHIUM ION BATTERIES WITH A PROTECTION SYSTEM FOR SATELLITE APPLICATION»

«GEORGIOS LITSOS»

Abstract

The following bachelor's thesis deals with the design, analysis and construction of charging systems for Li-ion batteries, for the nanosatellite named AcubeSAT made for PDR.

Specifically in this project has been implemented the theoretic design, analysis and construction of the charging system of Li-on batteries and their protection. The selection of the components has been made according to the specifications that have to be applied to space applications.

The aim is the design and the construction of all the necessary circuit devices, ensuring energy transfer from the solar panels to the batteries, in order for the nanosatellite to be functional.

Firstly, the environmental conditions that the nanosatellite is going to face during it's mission are being described. Then the basic subsystems, basic nanosatellite types and their basic applications are being presented. Also, the projected orbit of the nanosatellite is being analysed, the power calculation and the selection of the solar accumulator.

Then, there is a report in all types of batteries. After that there is a more in-depth analysis in Li-on batteries and a further explanation in their basic characteristics. The next step is the research of circuit devices for protection and monitoring the Li-on batteries.

The fourth and fifth chapters deal with the selection of the components for the fabrication of the PCB and the simulation of the electronic circuits. Subsequently there is a report in the process of the fabrication of the PCB and the results of the laboratory measurements.

Finally, the conclusions of the calculations are being reported and the recommended projects for further upgrades in this project.

Ευχαριστίες

Ευχαριστώ θερμά τον καθηγητή μου και επιβλέπων της διπλωματικής μου εργασίας κ. Ιορδάνη Κιοσκερίδη για την καθοδήγηση και τις συμβουλές όσον αφορά στην εκπόνηση της παρούσας εργασίας.

Επίσης, θα ήθελα να ευχαριστήσω όλους τους καθηγητές που προσπάθησαν να με συμβουλευθούν και να μου μεταφέρουν τις γνώσεις τους σε όλα τα φοιτητικά μου χρόνια.

Επιπλέον, θα ήθελα να ευχαριστήσω την οικογένειά μου, τους φίλους που μου συμπαραστήθηκαν κατά την διάρκεια των φοιτητικών μου χρόνων.

Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω τα παιδιά της φοιτητικής ομάδας Spacedot(πρώην A.S.A.T.) του προγράμματος "AcubeSat" για την αλληλεπίδραση και τις γνώσεις που μου πρόσφεραν.

Περιεχόμενα

Πρόλογος	iii
Περίληψη	iv
Abstract	v
Ευχαριστίες	vi
Περιεχόμενα	vii
Κατάλογος Σχημάτων	x
Κατάλογος Πινάκων	xi
Συντομογραφίες	xiii
1 Τίτλος Κεφαλαίου	1
1.1 Εισαγωγή	1
1.2 Διαστημικές συνθήκες	2
1.2.1 Ακτινοβολία	2
1.2.2 Θερμοκρασία και Κραδασμοί	4
1.3 Cubesat	4
1.4 AcubeSAT	5
1.5 ECSS Πρότυπα	6
1.6 Υποσυστήματα	6
1.6.1 Σύστημα καθορισμού και ελέγχου συμπεριφοράς (ADCS)	7
1.6.2 Σύστημα επικοινωνιών (COMMS)	8
1.6.3 Σύστημα τροφοδοσίας (EPS)	9
1.6.4 Σύστημα τροφοδοσίας (OBC)	9
1.6.5 Σύστημα κατασκευής (STR)	9
1.6.6 Σύστημα Μηχανικής (SYS)	9
1.6.7 Σύστημα Θερμικού Ελέγχου (THE)	9
1.6.8 Σύστημα Ανάλυσης της τροχιάς (TRA)	10
1.7 Ανάλυση Τροχιάς	10
1.8 Διαχείριση ισχύος	12
1.9 Ηλιακοί Συσσωρευτές	12
1.10 Επίλογος	13

2	Είδη και Χαρακτηριστικά Μπαταριών	14
2.1	Εισαγωγή	14
2.2	Ορισμός μπαταρίας	14
2.3	Κατηγορίες και Τύποι Μπαταριών	14
2.3.1	Μη επαναφορτιζόμενη Μπαταρία	15
2.3.2	Επαναφορτιζόμενη Μπαταρία	16
2.4	Κυκλωματικό Ισοδύναμο Μπαταρίας	17
2.5	Τοπολογίες Φόρτισης μπαταριών Ιόντων Λιθίου	18
2.5.1	Σταθερού Ρεύματος - Σταθερής Τάσης	18
2.5.2	Γραμμικός φορτιστής	20
2.5.3	Φορτιστής λειτουργίας διακόπτη	21
2.6	Χαρακτηριστικά	22
2.6.1	Τάση	22
2.6.2	Χωρητικότητα	22
2.6.3	Ειδική Ενέργεια/ Ενεργειακή Πυκνότητα	23
2.6.4	Εσωτερική Αντίσταση	23
2.6.5	State of Charge	23
2.7	Επίλογος	24
3	Κυκλώματα προστασίας και παρακολούθησης μπαταριών	25
3.1	Εισαγωγή	25
3.2	Προστασία από υπέρταση	25
3.3	Προστασία από υπερβολική εκφόρτιση	26
3.4	Προστασία από υπερβολικό ρεύμα στην φόρτιση	26
3.5	Προστασία υπέρτασης κελιού	27
3.6	Κυκλώματα μέτρησης χωρητικότητας	27
3.6.1	Μέτρηση Τάσης	28
3.6.2	Coulomb Counter	29
3.6.3	Impedance Track	30
3.7	Αντίστροφη τάση	30
3.8	Κυκλώματα μέτρησης ρεύματος	31

3.9	Επίλογος	31
4	Ανάλυση και Προσομοίωση Κυκλώματος τροφοδοσίας	33
4.1	Εισαγωγή	33
4.2	Επιλογή Μπαταρίας	33
4.3	Κύκλωμα φόρτισης και προστασίας μπαταριών	35
4.3.1	Κύκλωμα φόρτισης LT3652	35
4.3.2	Πρωτεύον Κύκλωμα προστασίας	39
4.3.3	Δευτερεύον Κύκλωμα προστασίας	41
4.3.4	Κύκλωμα Προστασίας Φορτίου	42
4.4	Μετρητής Χωρητικότητας	44
4.5	Μέτρηση Ρεύματος	45
4.6	Σχεδιασμός πλακέτας	46
4.7	Επίλογος	47
5	Κατασκευή	48
5.1	Τοποθέτηση και κολλήσεις	48
5.2	Μετρήσεις	49
6	Συμπεράσματα ή/και προτάσεις βελτίωσης	50
6.1	Σύνοψη	50
6.2	Μελοντική Εργασία	50
	ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ	51
	Α □ ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ	53
	Β □ ΣΧΕΔΙΑ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗΣ ΠΛΑΚΕΤΑΣ	54
	Γ □ ΚΩΔΙΚΑΣ	67

Κατάλογος Σχημάτων

1.1	Single Event Upset(SEU)	3
1.2	Single Event Latch up(SEL)	3
1.3	Νανοδορυφόρος PW-Sat	5
1.4	Νανοδορυφόρος Ky-Sat1	6
1.5	Νανοδορυφόρος UPSAT	7
1.6	Νανοδορυφόρος AcubeSAT	8
1.7	Έκλειψη Ηλίου	11
1.8	Μετατροπές ηλεκτρικής ενέργειας	12
1.9	3G30A	13
2.1	Μέρη μπαταριών	14
2.2	Πρωτογενείς Μπαταρίες	15
2.3	Δευτερογενείς Μπαταρίες	17
2.4	Διάγραμμα πυκνοτήτων ενέργειας των μπαταριών	17
2.5	Κυκλωματικό Ισοδύναμο Μπαταρίας Ιόντων Λιθίου	18
2.6	CC-CV Characterise	19
2.7	MAX1898 Γραμμικός φορτιστής	20
2.8	Μπλοκ διάγραμμα κυκλώματος υποβάθμισης τάσης με ανάδραση	21
3.1	Μπλοκ διάγραμμα ολοκληρωμένου κυκλώματος προστασίας από υπέρταση	25
3.2	Σχηματικό κυκλώματος προστασίας από υπέρταση με την χρήση συγκριτή και mosfet	26
3.3	Κύκλος ζωής	26
3.4	Κύκλωμα προστασίας από υπερβολικό ρεύμα με την χρήση συγκριτή	27
3.5	SoC Voltage	28
3.6	Αποφόρτιση σε σχέση με την θερμοκρασία	29
3.7	Αποφόρτιση σε σχέση με την θερμοκρασία	31
3.8	NMOS FET	31
3.9	Low και High Side μέτρηση	32
3.10	Σύγκριση High με LOW side	32
4.1	NCR18650 Li Ion	33
4.2	Κύκλος φόρτισης της NCR18650	34

4.3	Κύκλος αποφόρτισης της NCR18650	34
4.4	LT3652 Block Διάγραμμα	36
4.5	LM234	37
4.6	MPPT LM234	37
4.7	Ακρίβεια του MPPT με την χρήση του LM234	38
4.8	Πηνίο IHLP2525CZER100M01 της εταιρίας VISHAY	38
4.9	Δίοδος NSR05T40P2T5G της εταιρίας Onsemi	39
4.10	LTC4365 Μπλοκ διάγραμμα	40
4.11	LTC4365 Κυκλωματικό διάγραμμα	40
4.12	Mosfet FDC30N20DZ	41
4.13	BQ29410 της εταιρείας Texas Instruments	41
4.14	BQ29410 κυκλωματικό διάγραμμα	42
4.15	Block Diagram MAX17561	43
4.16	Τυπικό κύκλωμα MAX17561	43
4.17	LTC4150	44
4.18	LTC4150 Σχηματικό	45
4.19	INA139 Schematic	46
5.1	PCB	48
5.2	Μετρήσεις	49
5.3	Δοκιμή INA139 και LTC4150	49
B□.1	Πλακέτα Σύνολο	63
B□.2	Πάνω όψη	64
B□.3	Κάτω όψη	65
B□.4	3D απεικόνιση	66

Κατάλογος Πινάκων

1.1	Βασικά ECSS πρότυπα	6
1.2	Ισχύς Δορυφόρου Acubesat	12
1.3	Χαρακτηριστικά 3G30A της Azur Space	13
2.1	Ισοδύναμο Μοντέλο Μπαταρίας Ιόντων Λιθίου	18

4.1	Παράμετροι λειτουργίας LTC4365	39
4.2	Παράμετροι του MAX17561	42
4.3	Παράμετροι λειτουργίας INA139	46
A□.1	Είσοδος INA139	53
A□.2	Έξοδος INA139	53
A□.3	Χρόνος φόρτισης μπαταριών	53

Συντομογραφίες

1U	1 Unit
2U	2 Unit
3U	3 Unit
6U	6 Unit
Δ.Ε.	Διπλωματική Εργασία
ΔΙΠΑΕ	Διεθνές Πανεπιστήμιο Ελλάδος
Ο.Κ.	Ολοκληρωμένο Κύκλωμα
Π.Ε.	Πτυχιακή Εργασία
ADCS	Attitude Determination & Control Subsystem
BJT	Bipolar junction transistor
C	Coulomb
CC/CV	Constant Current & Constant Voltage
COMMS	Communications Subsystem
DoD	Depth of discharge
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EMC	Electromagnetic Compatibility
EMI	Electromagnetic interference
EPS	Electric Power Subsystem
ESA	European Space Agency
GEO	Geostationary orbit
GPS	Global Positioning System
GTO	Geostationary transfer orbit
LEO	Low Earth orbit
MEO	Medium Earth orbit
OBC	On-Board Computer
PDR	Primarily Design Review
RC	Resistor-Capacitor
SEE	Single Event Effect
SEU	Single Event Upset
SEL	Single Event Latch-Up
SU	Science Unit
SoC	State of Charge
SSO	Sun-synchronous orbit
THE	Thermal Subsystem
TID	Total Ionizing Dose
TRA	Trajectory Subsystem
USART	Universal Synchronous/Asynchronous Receiver/Transmitter

Κεφάλαιο 1ο: Τίτλος Κεφαλαίου

1.1 Εισαγωγή

Τα τελευταία χρόνια το διάστημα αποτελεί το επίκεντρο του ανθρώπινου ενδιαφέροντος, τόσο στα σημεία των τροχιών περιστροφής γύρω από Γη, όσο και για πλανητικά. Για να επιτευχθεί αυτό, χρησιμοποιούνται οι τεχνητοί δορυφόροι. Τεχνητός δορυφόρος ορίζεται οποιαδήποτε κατασκευή, που δημιουργήθηκε από τον άνθρωπο, τοποθετείται σε τροχιά γύρω από ένα ουράνιο σώμα, ενώ ειδικότερα, τεχνητός δορυφόρος της Γης λέγεται κάθε αντικείμενο που τοποθετείται από τον άνθρωπο σε τροχιά γύρω από αυτήν. [1]

Ο Δεύτερος Παγκόσμιος Πόλεμος αποτελεί την αρχή των δορυφόρων, μέσω της χρηματοδότησης όλων των σημαντικών εργαλείων για την επίτευξη της λειτουργίας τους. Αυτό ήταν οι πύραυλοι για την μεταφορά τους σε τροχιά και τα μικροκύματα για την επικοινωνία μεταξύ πομπού και δέκτη. Ο Ψυχρός Πόλεμος ήταν η κορύφωση των προσπαθειών μεταξύ των Η.Π.Α. και της Σοβιετικής Ένωσης, για την κατάκτηση του Διαστήματος. Μετά από αρκετές προσπάθειες ο τεχνητός δορυφόρος Σπυτνικ 1 στις 4 Οκτωβρίου του 1957 κατάφερε να μπει σε τροχιά για 22 ημέρες. Στις 12 Απριλίου του 1961, ο Σοβιετικός Κοσμοναύτης Γιούρι Γκαγκάριν έγινε ο πρώτος άνθρωπος που μπήκε σε τροχιά γύρω από την Γη με το Βοστόκ 1. Από εκεί και πέρα η ανθρωπότητα από υπόλοιπα κράτη όπως Η.Π.Α. και Κίνα κατάφεραν να κατακτήσουν και να μουν σε τροχιά γύρω από σώματα όπως η Σελήνη και πλανήτες όπως ο Άρης.

Η χρήση δορυφόρων, εκτός από την κατάκτηση του διαστήματος έχει επιφέρει σημαντικά πλεονεκτήματα για την σημερινή μας καθημερινότητα. Η σημερινή χρήση κινητών επικοινωνιών, οι στρατιωτικές εφαρμογές, η παρατήρηση του διαστήματος και της επιφάνειας της Γης δεν θα ήταν η ίδια χωρίς αυτούς. Σύμφωνα με την UCS (Union of Concerned Scientists), αυτή την στιγμή υπάρχουν 4.084 λειτουργικοί δορυφόροι σε τροχιά γύρω από την Γη. Άλλοι τόσοι περίπου είναι ανενεργοί και βρίσκονται σε τροχιά και αποτελούν διαστημικά σκουπίδια. [2]

Η κατηγοριοποίηση των δορυφόρων μπορεί να γίνει σύμφωνα με την τροχιά τους, την εφαρμογή τους και το βάρος τους.

Οι κατηγορίες σύμφωνα με την τροχιά τους: [3]

- Γεωστατική τροχιά (GEO)
- Μεσαία τροχιά της Γης (MEO)
- Τροχιά χαμηλής γης (LEO)
- Πολική τροχιά και σύγχρονη τροχιά ηλίου (SSO)
- Τροχιά μεταφοράς και τροχιά γεωστατικής μεταφοράς (GTO)

Οι κατηγορίες σύμφωνα με το βάρος τους: [3]

- Μεγάλοι δορυφόροι
- Μεσαίου μεγέθους

Κεφάλαιο 1

- Μικρού Μεγέθους
- Mini-δορυφόροι
- Micro-δορυφόροι
- Nano-δορυφόροι
- Pico-δορυφόροι
- Femto-δορυφόροι

Οι κατηγορίες σύμφωνα με την εφαρμογή τους: [3]

- Αστρονομικοί
- Βιολογικού περιεχομένου
- Διαστημικοί Σταθμοί
- Επικοινωνιών
- Πλοήγησης(GPS, GLONASS)
- Παρατήρησης
- Μετεωρολογικοί

1.2 Διαστημικές συνθήκες

Το διάστημα είναι μία έκταση που υπάρχει πέρα από τη Γη και μεταξύ των ουράνιων σωμάτων. Ξεκινάει πάνω από τα 100km υψόμετρο από το επίπεδο της θάλασσας. Είναι μια περιοχή ακατάλληλη για την ζωή καθώς οι συνθήκες διαβίωσης είναι ακραίες και χρειάζονται ειδικό εξοπλισμό. Για αυτό και για τους δορυφόρους που κατασκευάζουμε θα πρέπει να επιλέξουμε υλικά τα οποία θα μπορούν να είναι αξιόπιστα κατά την διάρκεια της αποστολής.

Οι παράγοντες που θα πρέπει να λάβουμε υπόψιν μας είναι οι παρακάτω:

- Ακτινοβολία
- Θερμοκρασία και Κραδασμοί

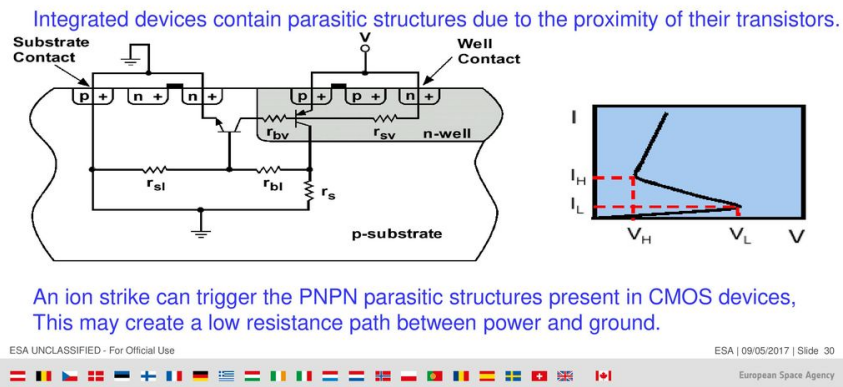
1.2.1 Ακτινοβολία

Η ηλεκτρομαγνητική και η σωματιδιακή ακτινοβολία είναι τα δύο είδη ακτινοβολιών που επηρεάζουν τους τεχνητούς δορυφόρους και προέρχεται από τον ήλιο και την κοσμική ακτινοβολία. Η ακτινοβολία σωματιδίων είναι παγιδευμένη γύρω από το μαγνητικό πεδίο της γης σε ζώνες οι οποίες ονομάζονται Van Allen. Είναι τα σημεία με την μεγαλύτερη ακτινοβολία και οι σχεδιαστές των τροχιών προσπαθούν να υπολογίσουν την τροχιά με την μικρότερη χρονική διάρκεια εντός αυτών των ζωνών.

Η έκθεση των ηλεκτρονικών στην ακτινοβολία μπορεί να μειώσει την απόδοσή τους κατά την διάρκεια της αποστολής τους ή και να τα καταστρέψει. Για αυτό η θωρακισή τους και η επιλογή ηλεκτρονικών με ειδική συσκευασία είναι απαραίτητη.

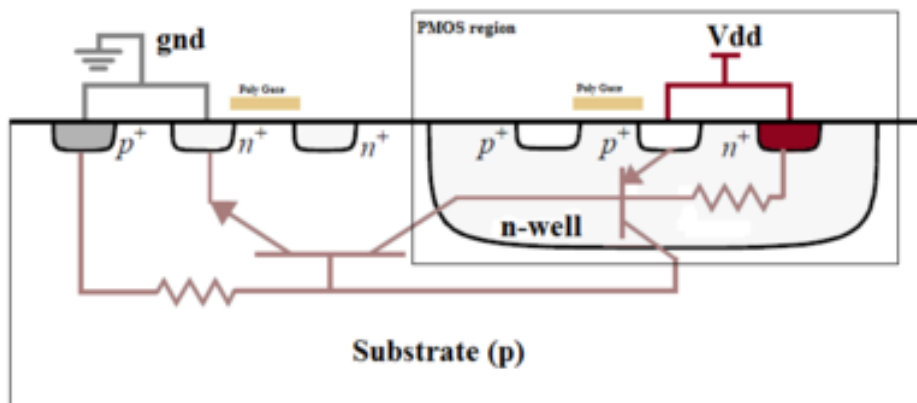
Το Single Event Upset (SEU) είναι μια αλλαγή κατάστασης που προκαλείται από ένα μόνο ιονίζον σωματίδιο (ιόντα, ηλεκτρόνια, φωτόνια κλπ.) που χτυπά έναν ευαίσθητο κόμβο σε μια μικροηλεκτρονική συσκευή, όπως σε έναν μικροεπεξεργαστή, μνήμη ή τρανζίστορ. Η αλλαγή κατάστασης είναι αποτέλεσμα της φόρτισης που δημιουργείται από τον ιονισμό μέσα ή κοντά σε έναν κόμβο ενός στοιχείου (π.χ. μνήμη "bit") το οποίο φαίνεται στην Σχήμα 1.1 [4]. Το σφάλμα στην έξοδο ή τη λειτουργία της συσκευής που προκαλείται ως αποτέλεσμα ονομάζεται SEU ή "soft" σφάλμα.

Single Event Latch-up, SEL



Σχήμα 1.1: Single Event Upset (SEU)

Το Single Event Latch up (SEL) είναι ένας τύπος βραχυκυκλώματος που μπορεί να συμβεί σε ένα ολοκληρωμένο κύκλωμα (IC). Πιο συγκεκριμένα, είναι η ακούσια δημιουργία μιας διαδρομής χαμηλής σύνθετης αντίστασης μεταξύ των ράβδων τροφοδοσίας ενός κυκλώματος MOSFET, προκαλώντας μια παρασιτική δομή που διαταράσσει την καλή λειτουργία του εξαρτήματος, ενδεχομένως να οδηγήσει ακόμη και στην καταστροφή του λόγω υπερβολικού ρεύματος. Συνήθως προκαλείται από βαριά ιόντα ή πρωτόνια από κοσμικές ακτίνες ή ηλιακές εκλάμψεις. Για αυτό οι κατασκευαστές αποφεύγουν να χρησιμοποιούν BJT τρανζίστορ και MOSFET.



Σχήμα 1.2: Single Event Latch up (SEL)

1.2.2 Θερμοκρασία και Κραδασμοί

Οι θερμοκρασίες στο διάστημα μπορεί να κυμαίνονται από το απόλυτο μηδέν ($-270, 45^{\circ}C$), μέχρι και εκατοντάδες βαθμούς πάνω από το μηδέν. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα η μία πλευρά που κοιτάει τον ήλιο να θερμαίνεται, ενώ από την άλλη να είναι αρκετούς βαθμούς υπό του μηδενός. Η επιλογή των υλικών για την εξωτερική πλευρά του δορυφόρου θα πρέπει να πληρεί αυτές τις προδιαγραφές και όχι μόνο να αντέχει στις αντίζοες συνθήκες, αλλά και να διατηρείται η εσωτερική θερμοκρασία σταθερή. Ταυτόχρονα, η επιλογή των στοιχείων θα πρέπει να ακολουθούν τις προδιαγραφές των προτύπων. Το ελάχιστο εύρος είναι από $-40^{\circ} + 85^{\circ}$ και καλή επιλογή για μεγαλύτερη αξιοπιστία είναι από $-45^{\circ} + 125^{\circ}$.

Ένας παράμετρος που πρέπει να λάβουμε υπόψη στον σχεδιασμό είναι οι κραδασμοί του πυραύλου. Κατά την απογείωση και μέχρι ο δορυφόρος να μπει σε τροχιά αναπτύσσονται ταχύτητες αρκετών g. Μια καλή προσέγγιση για την μέγιστη τιμή είναι τα 15g [5]. Οπότε η στήριξη των συστημάτων και των πλακετών πρέπει να διαμορφωθεί έτσι ώστε να αντέξουν αυτή την δύναμη και να παραμείνουν λειτουργικά.

1.3 Cubesat

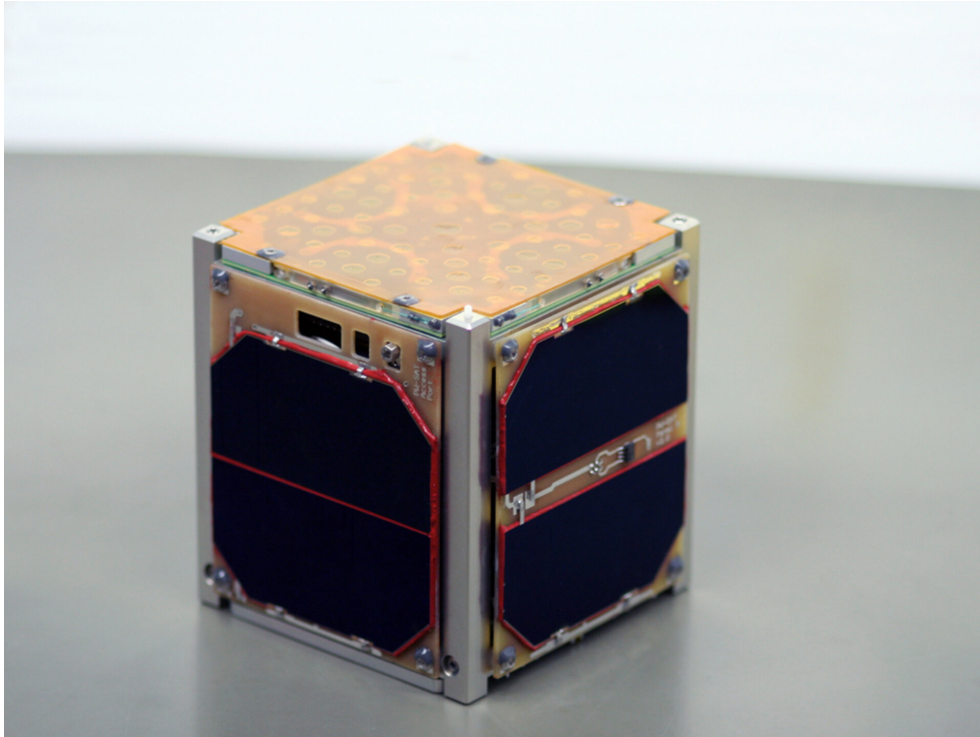
Το 1999 το Πολυτεχνείο της Καλιφόρνια και το Πανεπιστήμιο του Στάνφορντ, συνεργάστηκαν με κοινό στόχο την ανάπτυξη των προδιαγραφών και την προώθηση του CubeSat. Στόχος τους ήταν ο σχεδιασμός, η κατασκευή και η δοκιμή μικρών δορυφόρων που θα προορίζονταν για την χαμηλή τροχιά της Γης (LEO). Ο σκοπός της αποστολής τους θα ήταν η εκτέλεση μιας σειράς επιστημονικών-ερευνητικών πειραμάτων και η εξερεύνηση νέων διαστημικών τεχνολογιών [6]. Αρχικά ορίστηκαν οι διαστάσεις του για μία μονάδα (1U) με σκοπό την εκτόξευση μικρών φορτίων. Στην συνέχεια οι προδιαγραφές άλλαξαν και δημιουργήθηκαν μεγαλύτερες μονάδες οι οποίες φαίνονται παρακάτω [7]:

- 1U είναι $10\text{cm} \times 10\text{cm} \times 11.35\text{cm}$ με μέγιστο βάρος 1.33kg.
- 2U είναι $10\text{cm} \times 10\text{cm} \times 22.70\text{cm}$. με μέγιστο βάρος 2.66kg.
- 3U είναι $10\text{cm} \times 10\text{cm} \times 34.05\text{cm}$. με μέγιστο βάρος 4kg.
- 6U είναι $20\text{cm} \times 10\text{cm} \times 34.05\text{cm}$. με μέγιστο βάρος 12kg.

Παραδείγματα αυτών φαίνονται στο Σχήμα 1.3, Σχήμα 1.4 και Σχήμα 1.5.

Ο PW-Sat1 είναι ο πρώτος Πολωνικός τεχνητός δορυφόρος ο οποίος εκτοξεύθηκε στις 13.2.2012. Κατασκευάστηκε από τη Σχολή Ενέργειας και Αεροναυπηγικής Μηχανικής του Τεχνολογικού Πανεπιστημίου της Βαρσοβίας σε συνεργασία με το Κέντρο Διαστημικής Έρευνας της Πολωνικής Ακαδημίας Επιστημών. [8]

Ο KySat-1 ήταν ένα CubeSat που κατασκευάστηκε ως μέρος ενός προγράμματος για τη συμμετοχή και το ενδιαφέρον των μαθητών στις διαστημικές πτήσεις. Τα παιδιά θα έχουν πρόσβαση στον δορυφόρο, για την αποστολή και λήψη δεδομένων από την χρήση της κάμερας στο δορυφόρο για την παραγωγή εικόνων της Γης [9].



Σχήμα 1.3: Νανοδορυφόρος PW-Sat

Ο UPSat ήταν ο πρώτος δορυφόρος που κατασκευάστηκε στην Ελλάδα, από το Πανεπιστήμιο Πατρών και το ίδρυμα Libre Space. Ήταν μέρος της αποστολής QB50. Η αποστολή UPSat ήταν ο πρώτος δορυφόρος που εκτοξεύτηκε σε τροχιά κατασκευασμένος εξ ολοκλήρου από λογισμικό και υλικό ανοιχτού κώδικα [10].

1.4 AcubeSAT

Ο AcubeSAT (Aristotle University of Thessaloniki Cubesat) είναι ένας τεχνητός νανοδορυφόρος τύπου Cubesat, του οποίου η μελέτη και η σχεδίαση γίνεται στο Εργαστήριο Ηλεκτρονικής του Τμήματος Ηλεκτρολόγων & Μηχανικών Υπολογιστών του Αριστοτελείου Πανεπιστημίου Θεσσαλονίκης. Σκοπός της εκτόξευσης του σε τροχιά είναι η διεξαγωγή βιολογικών πειραμάτων σε ευκαρυωτικούς οργανισμούς. Συγκεκριμένα μέσα στον νανοδορυφόρο θα υπάρχει ένα δοχείο και μέσα σε αυτό ένα μικρό εργαστήριο (lab on chip). Σε μια ειδική αποθήκη θα συντηρούνται μύκητες και συγκεκριμένα οι *Saccharomyces cerevisiae*. Κατά την διάρκεια του πειράματος θα παρατηρείται ο φθορισμός των μυκήτων με βάση την έκθεσή τους στην ακτινοβολία και την μικροβαρύτητα. Τα αποτελέσματα αυτά θα συσχετιστούν με πειράματα που θα πραγματοποιηθούν παράλληλα στην γη. Τα αποτελέσματα αυτών θα δώσουν σημαντικά δεδομένα για την συμπεριφορά των μυκήτων και θα βοηθήσει σε τομείς όπως η παραγωγή βιοκαυσίμων και φαρμάκων.

Ο δορυφόρος Acubesat σχεδιάστηκε για την συμμετοχή του στον διαγωνισμό “Fly Your Satellite! 3” της ESA και αποτελεί την πρώτη ομάδα που έγινε δεκτή από την Ελλάδα. Πρωτότυπο αυτού φαίνεται στο Σχήμα 1.6 [11].



Σχήμα 1.4: Νανοδορυφόρος Ky-Sat1

1.5 ECSS Πρότυπα

Με με το πέρασμα του χρόνου και την απόκτηση εμπειρίας- τεχνογνωσίας, όλες οι ανθρώπινες κατασκευές άρχισαν να ακολουθούν κάποια πρότυπα συμμόρφωσης. Μερικά από τα πιο γνωστά είναι τα IEC, IEEE, ISO, JEITA κ.λ.π. Αντίστοιχα, για την αεροδιαστημική στην Ευρώπη εφαρμόζονται τα ECSS. Η Ευρωπαϊκή Συνεργασία για την Τυποποίηση του Διαστήματος, είναι μια συνεργασία μεταξύ της Ευρωπαϊκής Υπηρεσίας Διαστήματος (ESA), της ευρωπαϊκής διαστημικής βιομηχανίας που εκπροσωπείται από τη Eurospace και αρκετών διαστημικών οργανισμών, για την ανάπτυξη και διατήρηση ενός συνεκτικού, ενιαίου συνόλου φιλικών προς τον χρήστη, προτύπων για χρήση σε όλες τις ευρωπαϊκές διαστημικές δραστηριότητες [12].

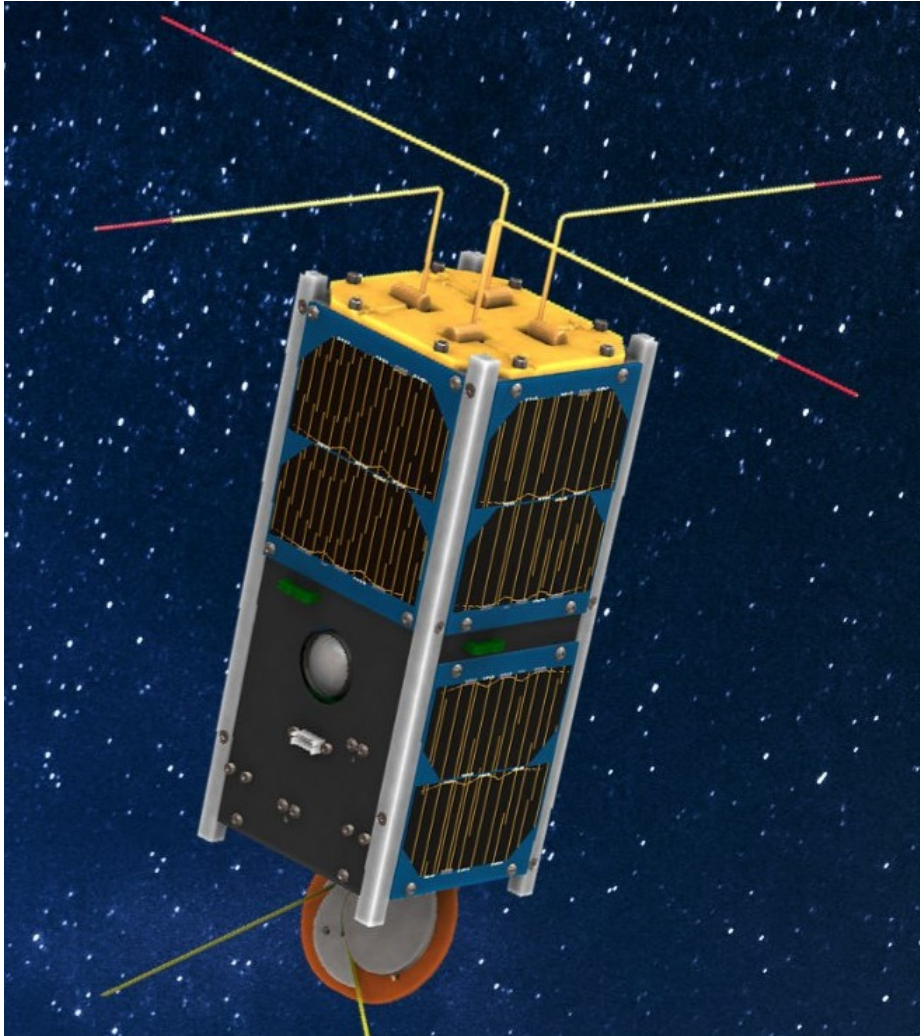
Όλη η σειρά των ECSS προτύπων ασχολείται τόσο με τεχνικά θέματα, όπως κυκλωματικές τοπολογίες, ηλεκτρομαγνητική συμβατότητα όσο και με διασφάλιση προϊόντος, μεταφορά και αποθήκευση. Μερικά από αυτά φαίνονται στο Πίνακα 1.1.

Πίνακας 1.1: Βασικά ECSS πρότυπα

ECSS Πρότυπο	Τίτλος
ECSS-E-ST-10-03C [13]	Testing
ECSS-E-ST-10-04C [14]	Space environment
ECSS-E-ST-20C [15]	Electrical and electronic
ECSS-E-ST-20-08C [16]	Photovoltaic assemblies and components
ECSS-E-ST-32-08C [17]	Space engineering – Materials

1.6 Υποσυστήματα

Ο τεράστιος όγκος εργασίας για την μελέτη και την κατασκευή ενός δορυφόρου έχει δημιουργήσει την ανάγκη παρουσίας πλήθους υποσυστημάτων. Τα μέλη τα οποία απαρτίζονται είναι εξειδικευμένα σε



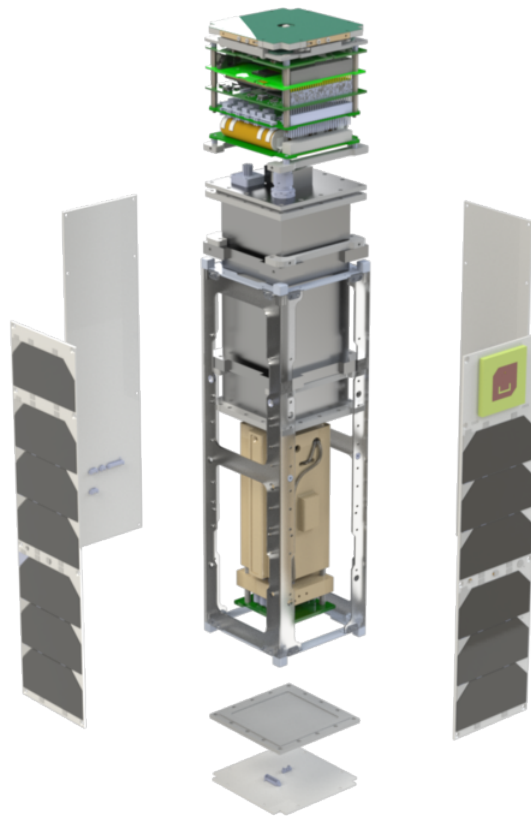
Σχήμα 1.5: Νανοδορυφόρος UPSAT

έναν τομέα μεγιστοποιώντας την απόδοση λειτουργίας μιας ομάδας. Παράλληλα έχουν την ικανότητα να αλληλεπιδρούν με τα υπόλοιπα υποσυστήματα για την μεταφορά και λήψη πληροφορίας. Παρακάτω θα αναφέρουμε όλα τα υποσυστήματα που είναι απαραίτητα για την ορθή λειτουργία μιας ομάδας.

1.6.1 Σύστημα καθορισμού και ελέγχου συμπεριφοράς (ADCS)

Το Attitude Determination & Control System (ADCS) είναι υπεύθυνο για τον προσδιορισμό και τον έλεγχο της θέσης και της τροχιάς κατά τη διάρκεια της αποστολής. Οι κύριες λειτουργίες του ADCS είναι η σταθεροποίηση του δορυφόρου μετά την εκτόξευση και την επίτευξη του ναδίρ σημείου, ενώ βρίσκεται σε τροχιά. Η ικανότητα διατήρησης του επιθυμητού προσανατολισμού εξασφαλίζει την συνεχή μετάδοση δεδομένων στο σταθμό εδάφους μέσω της κατευθυντική κεραίας.

Το υποσύστημα χρησιμοποιεί πλήθος αισθητηρίων όπως γυροσκόπιο, μαγνητόμετρα, θέσης του ήλιου για τον προσδιορισμό της κατάστασης της συσκευής στο περιβάλλον. Για την σωστή λήψη αποφάσεων χρησιμοποιούνται κατάλληλοι αλγόριθμοι ερμηνεύσης των εισερχόμενων δεδομένων από τους αισθητήρες.



Σχήμα 1.6: Νανοδορυφόρος AcubeSAT

Τέλος, για τον έλεγχο θέσης χρησιμοποιούνται Magnetorquers, ένα για κάθε άξονα και το Reaction Wheel. Οι παραπάνω συσκευές δημιουργούν ένα μαγνητικό πεδίο το οποίο αλληλεπιδρά με αυτό της Γης παράγοντας την απαραίτητη ροπή. Μέσω αυτής ο δορυφόρος μπορεί να περιστραφεί και να επανέλθει στο σημείο ισορροπίας.

1.6.2 Σύστημα επικοινωνιών (COMMS)

Το Communications System (COMMS) είναι υπεύθυνο για την αποστολή των δεδομένων του πειράματος και τηλεμετρίας μεταξύ του δορυφόρου και του σταθμού εδάφους στην Γη.

Κύριες αρμοδιότητες είναι:

- Η κατασκευή κεραιών κατάλληλης συχνότητας εκπομπής.
- Η κατασκευή κατάλληλων προγραμματιζόμενων κυκλωμάτων
- Η αποκωδικοποίηση των εισερχόμενων δεδομένων από τον σταθμό βάσης.
- Η αποστολή των δεδομένων με όσο δυνατόν μεγαλύτερους ρυθμούς αποστολής και ασφάλεια.
- Η διαχείριση του παραθύρου επικοινωνίας.

1.6.3 Σύστημα τροφοδοσίας (EPS)

Το Electrical Power Supply (EPS) είναι το πιο σημαντικό σύστημα για τον δορυφόρο. Είναι αυτό που το καθιστά ζωντανό και λειτουργικό καθόλη την διάρκεια της αποστολής του.

Κύριες αρμοδιότητες είναι:

- Η συλλογή της ηλιακής ενέργειας
- Ο μετασχηματισμός και η διανομή τάσεων
- Η αποθήκευση ενέργειας σε μπαταρίες
- Η δημιουργία ορθής κοινής γείωσης
- Η διαχείριση της κατανάλωσης ενέργειας
- Προστασία από υπερεντάσεις λόγω περιβάλλοντος ή φορτίου των υποσυστημάτων

1.6.4 Σύστημα τροφοδοσίας (OBC)

Το On-Board Computer (OBC) είναι υπεύθυνο για τη διαχείριση και την επίβλεψη όλων των λειτουργιών του δορυφόρου. Είναι υπεύθυνο για όλες τις αυτόνομες λειτουργίες και για το χειρισμό των ληφθέντων τηλεπικοινωνιών και των παραγόμενων δεδομένων.

1.6.5 Σύστημα κατασκευής (STR)

Το σύστημα Structural (STR) είναι υπεύθυνο για τον σχεδιασμό και την κατασκευή εξαρτημάτων και του κυρίου σώματος που είναι ασφαλή και ανθεκτικά για να αντέχουν στοιχεία στα οποία θα εκτεθούν. Για τον λόγο αυτό γίνονται αρκετές προσομοιώσεις και δοκιμές για την αποτελεσματικότητα των τελικών εξαρτημάτων.

1.6.6 Σύστημα Μηχανικής (SYS)

Το Systems Engineering (SYS) είναι ένα από τα σημαντικότερα υποσυστήματα των τελευταίων δεκαετιών. Είναι υπεύθυνο για την αξιόπιστη και αποδοτική λειτουργικότητα των υπο-ομάδων του δορυφόρου και για τον συντονισμό του σχεδιασμού σε επίπεδο συστήματος όλων των υποσυστημάτων, διασφαλίζοντας την συμμόρφωση στα ECSS.

1.6.7 Σύστημα Θερμικού Ελέγχου (THE)

Το Thermal System (THE) είναι υπεύθυνο για τη διασφάλιση ότι τα εξαρτήματα του δορυφόρου δεν θα υπερβαίνουν τις θερμοκρασίες λειτουργίας και λειτουργίας τους. Προκειμένου να υπολογιστούν αυτές οι θερμοκρασίες και τα αποδεκτά θερμικά εύρη του υλικού, πραγματοποιούνται θερμικές αναλύσεις μέσω λογισμικού, καθώς και θερμικών δοκιμών του δορυφόρου υπό διάφορες θερμικές καταπονήσεις.

1.6.8 Σύστημα Ανάλυσης της τροχιάς (TRA)

Το Trajectory (TRA) είναι υπεύθυνο για την μελέτη της τροχιάς και την διάρκεια της αποστολής του δορυφόρου. Η μελέτη περιλαμβάνει την ανάλυση και αξιολόγηση της αποστολής μέσω λογισμικού, για την σωστή επιλογή της τροχιάς και για την αποφυγή μετατροπής του σώματος σε διαστημικό σκουπίδι. Οπότε η επιλογή της προτιμώμενης τροχιάς είναι ανάγκη τόσο σε επίπεδο αποστολής όσο και σε επίπεδο συστήματος.

Είναι σημαντικό να επιτευχθεί η σωστή διάρκεια της αποστολής, έτσι ώστε να υπάρχει αρκετός χρόνος για την εκτέλεση του πειράματος, ελαχιστοποιώντας ταυτόχρονα τον σχηματισμό διαστημικών σκουπιδιών συντριμμιών και την έκθεση σε ακτινοβολία.

1.7 Ανάλυση Τροχιάς

Κάθε ομάδα που μελετά και κατασκευάζει έναν δορυφόρο θα πρέπει να επιλέξει ποια τροχιά θεωρεί ιδανική για να εξυπηρετήσει την επιτυχία της αποστολής της. Η επιλογή αυτών, γίνεται με βάση πλήθος παραγόντων όπως το ύψος, την διάρκεια της αποστολής, το παράθυρο επικοινωνίας και άλλα. Κάποιες από τις πιο χρήσιμες τροχιές αναφέρονται παρακάτω:

- Γεωσύγχρονη και Γεωστατική τροχιά (GSO & GEO, Ύψος: 35.786 km)
- Τροχιά μικρής απόστασης (LEO, Ύψος: Μικρότερο από 2,000 km)
- Τροχιά μέσης απόστασης (MEO, Ύψος: Από 2.000km έως 20.000 km)
- Πολική τροχιά και σύγχρονη με τον ήλιο τροχιά (SSO, Ύψος: Από 600km έως 800 km)

Με την επιλογή της τροχιάς και της κλίσης μπορούμε να υπολογίσουμε την ταχύτητα και την διάρκεια μιας πλήρους περιστροφής ενός δορυφόρου σε τροχιά.

Η ταχύτητα υπολογίζεται με την σχέση (1.1):

$$v = \sqrt{\frac{G * M_{central}}{R_s}} \quad (1.1)$$

Όπου: $G = 6.67 \times 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$ = η σταθερά βαρύτητας της γης

$M_{central} = 5.9742 \times 10^{24} \text{ kg}$ = η μάζα της Γης

$R_s = R_{earth} + \alpha$ είναι η ακτίνα απόστασης του δορυφόρου από το κέντρο μάζας της Γης

$R_{earth} = 6.37 * 10^6 \text{ m}$ ακτίνα της Γης

α = η ακτίνα της τροχιάς του δορυφόρου

Για παράδειγμα η ταχύτητα ενός δορυφόρου για υψόμετρο από το επίπεδο της θάλασσας της Γης $h=400\text{km}$ είναι $v = 7.66 \text{ km/s}$.

Η περίοδος μιας πλήρης περιστροφής υπολογίζεται από την σχέση (1.2):

$$T = \frac{2\pi * \alpha}{v} \quad (1.2)$$

Όπου: α = η ακτίνα της τροχιάς του δορυφόρου

v = η ταχύτητα του δορυφόρου

Στην κυκλική κίνηση είναι:

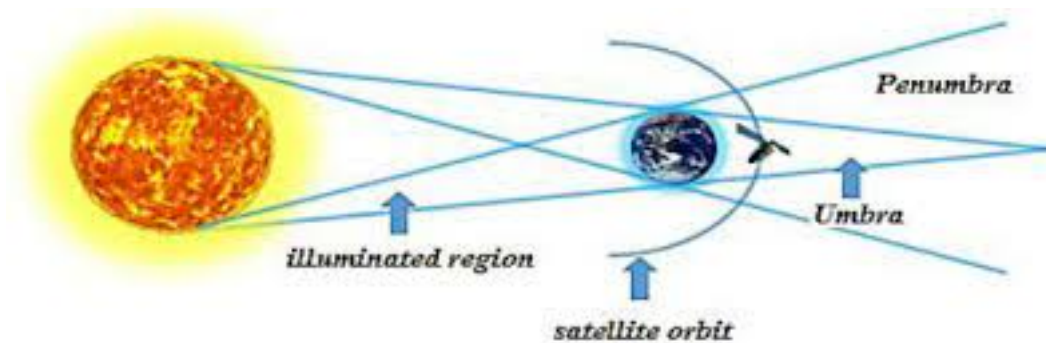
$$u = \omega * r \quad (1.3)$$

και

$$\omega = \frac{2\pi}{T} \quad (1.4)$$

Οπότε χρησιμοποιώντας τα προηγούμενα δεδομένα $T_{orbit} = 92,33min$.

Ο δορυφόρος κατά την διάρκεια περιστροφής του γύρω από τη γη, περιοδικά εισέρχεται σε μια ζώνη ημέρας και σε μια ζώνη σκιάς . Η ζώνη της σκιάς σχηματίζει έναν κώνο στον οποίο υπάρχει ολική έκλειψη του ηλίου(umbra) και έναν κώνο μερικής έκλειψης(penumbra) [18] όπως φαίνεται στο σχήμα παρακάτω. Η δεύτερη είναι αμελητέα μικρή για την παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας από τα ηλιακά πάνελ οπότε ο χρονικός υπολογισμός της σκιάς θα περιέχει και τις περιοχές.



Σχήμα 1.7: Έκλειψη Ηλίου

$$t_{shade} = \frac{180^\circ - a}{360^\circ} \quad (1.5)$$

Όπου: $a = \arccos\left(\frac{R_E}{R_E + A}\right)$

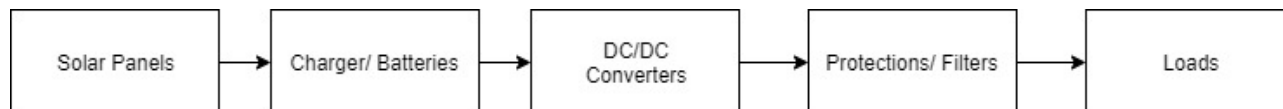
R_E είναι η ακτίνα της Γης, και

A είναι το ύψος της τροχιάς του δορυφόρου

Οπότε το $t_{shade} = 36\%$, δηλαδή 33,48 λεπτά.

1.8 Διαχείριση ισχύος

Κάθε υποσύστημα για να λειτουργήσει χρειάζεται ενέργεια. Ενέργεια η οποία δεν είναι άπειρη, και δεν είναι εύκολα προσβάσιμη για την πραγματοποίηση όλων των εργασιών. Οπότε η ανάλυση της κατανομής της ισχύος είναι απαραίτητη προϋπόθεση για την σχεδίαση του υποσυστήματος του EPS. Ένας παράγοντας που δυσκολεύει τον σχεδιασμό είναι ο αριθμός των μετατροπών της ηλιακής ενέργειας, όπως φαίνεται στο σχήμα παρακάτω.



Σχήμα 1.8: Μετατροπές ηλεκτρικής ενέργειας

Με την συλλογή της ηλιακής ενέργειας και την μετατροπή της σε ηλεκτρική θα πρέπει να γίνουν τουλάχιστον τρεις μετατροπές για να φτάσει η απαραίτητη ενέργεια στο φορτίο. Για αυτό θα πρέπει να γίνει ο υπολογισμός των καταναλώσεων των φορτίων για την αύξηση της ακρίβειας του μοντέλου μας. Η μελέτη για τον ACubesat στην φάση του PDR (Primarily Design Review) για τον διαγωνισμό "Fly your Satellite", οδήγησε σε κάποια αποτελέσματα τα οποία παρουσιάζονται στον Πίνακα 1.2.

Πίνακας 1.2: Ισχύς Δορυφόρου Acubesat

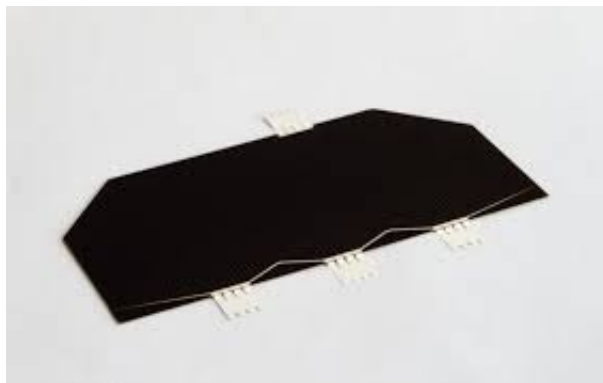
Υποσύστημα	Τάσεις	Safe Mode	Nominal Mode	Science Mode
ADCS	3.3V 5V	0.31W	1.43W	1.09W
COMMS	3.3V 5V	1.08W	1.42W	1.08W
EPS	3.3V 5V	0.71W	0.88W	0.88W
OBDR	3.3V 5V	0.24W	0.42W	0.43W
SU	3.3V 5V 12V	0W	0.38W	1.05W
Σύνολο		2.34W	4.53W	4.53 W

Στον πίνακα παραπάνω παρατηρούμε για το κάθε υποσύστημα την ανάγκη σε τάση τροφοδοσίας και σε ισχύ για κάθε κατάσταση. Οι φάσεις που διανύει ο δορυφόρος δεν είναι η ίδια κάθε χρονική στιγμή. Ειδικότερα όταν οι μπαταρίες χάσουν μεγάλο ποσοστό της αποθηκευμένης τους ενέργειας, δηλαδή κάτω από 20%, τότε ο δορυφόρος εισέρχεται σε safe mode. Αυτό σημαίνει ότι πραγματοποιούνται μόνο οι βασικές του λειτουργίες μέχρι η χωρητικότητα να επανέλθει στο ορισμένο ποσοστό. Αντιστοιχεί το Nominal Mode είναι η κατανάλωση σε λειτουργία και το Science Mode όταν θα πραγματοποιείται το πείραμα.

1.9 Ηλιακοί Συσσωρευτές

Η τροφοδοσία των υποσυστημάτων και η φόρτιση των μπαταριών θα γίνεται μέσω των ηλιακών συλλεκτών. Επειδή ο χρόνος της τροχιάς στον ήλιο είναι μικρός θα πρέπει να επιλέξουμε ένα πάνελ το οποίο μπορεί να παράγει την όσο μεγαλύτερη δυνατή ισχύ. Για παράδειγμα παρουσιάζεται το ηλιακό κύτταρο 3G30A της εταιρείας AZUR SPACE. Είναι ένα triple junction ηλιακό κύτταρο τύπου GaInP/GaAs/Ge το οποίο φαίνεται στο Σχήμα 1.9.

Τα βασικά χαρακτηριστικά του 3G30A φαίνονται στον Πίνακα 1.3.



Σχήμα 1.9: 3G30A

Πίνακας 1.3: Χαρακτηριστικά 3G30A της Azur Space

Παράμετρος	Τιμή	Μονάδα
Απόδοση	30	%
Ρεύμα ανοικτού κυκλώματος	519.6	mA
Ρεύμα μέγιστης ισχύος	502.9	mA
Τάση ανοικτού κυκλώματος	2690	mV
Τάση μέγιστης ισχύος	2409	mV

1.10 Επίλογος

Σε αυτό το κεφάλαιο έγινε αναφορά στα είδη των δορυφόρων, των τροχιών στις οποίες βρίσκονται και τις εφαρμογές τους. Στην συνέχεια μιλήσαμε για τους ναοδορυφόρους και συγκεκριμένα για τον ACubeSat για τα ECSS πρότυπα και για τα βασικά υποσυστήματα. Τέλος, η ανάλυση της τροχιάς, η διαχείριση της ενέργειας και η επιλογή ηλιακών συσσωρευτών έκλεισαν αυτό το κεφάλαιο.

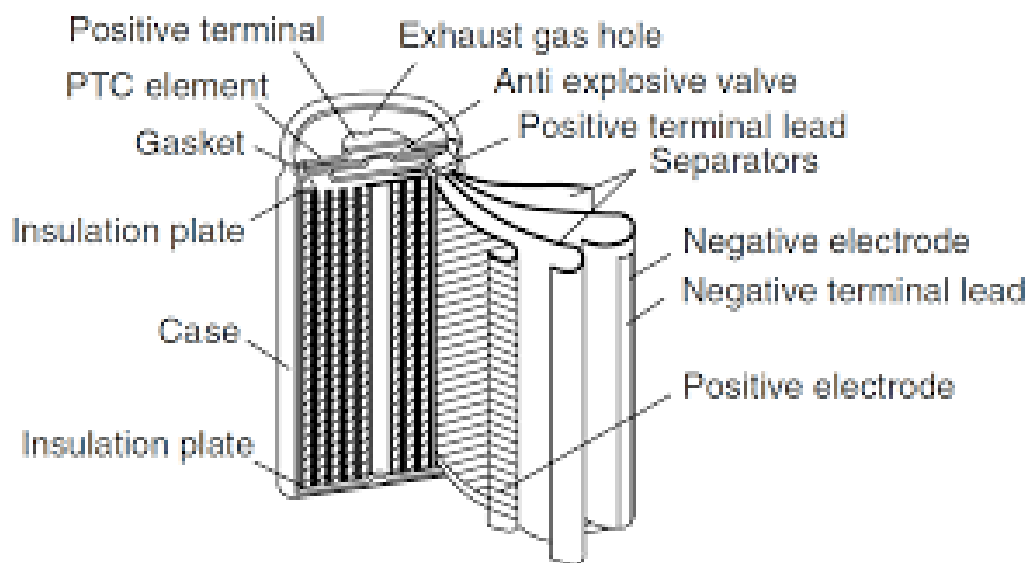
Κεφάλαιο 2ο: Είδη και Χαρακτηριστικά Μπαταριών

2.1 Εισαγωγή

Σε αυτό το κεφάλαιο θα γίνει εκτενής αναφορά στα διάφορα είδη μπαταριών και στα ιδιαίτερα χαρακτηριστικά τους. Στην συνέχεια θα αναφερθούν οι σύγχρονες τοπολογίες που χρησιμοποιούνται για την φόρτωση αυτών. Επιπλέον, θα εμβαθύνουμε στον τρόπο φόρτισης των μπαταριών ιόντων λιθίου. Τέλος, θα αναφερθούμε στις συνθήκες στις οποίες θα πρέπει να λειτουργούν και τις διάφορες συνδεσμολογίες για την αποφυγή καταστροφής τους.

2.2 Ορισμός μπαταρίας

Η μπαταρία ή αλλιώς συσσωρευτής είναι μια πηγή και αποθήκη ενέργειας. Είναι η συσκευή η οποία αποθηκεύει χημική ενέργεια στα ηλεκτροχημικά κύτταρα και την μετατρέπουν σε ηλεκτρική. Αποτελείται από ένα ή περισσότερα ηλεκτροχημικά κύτταρα και στα δύο του άκρα βρίσκονται η άνοδος (+) και η κάθοδος (-). Μέσα στην μπαταρία υπάρχει ένας ηλεκτρολύτης, που συχνά αποτελείται από διαλυτά άλατα ή οξέα, χρησιμεύει ως αγωγίμο μέσο, επιτρέποντας στο ηλεκτρικό φορτίο να ταξιδεύει μέσα από την μπαταρία. Το δοχείο το οποίο περιέχει όλα τα προηγούμενα αποτελείται από ένα μονωτικό υλικό (εβονίτη, πλαστικό, γυαλί). Ένας πλήρης σχηματικό με τα εν μέρη κομμάτια της μπαταρίας φαίνεται στην εικόνα παρακάτω.



Σχήμα 2.1: Μέρη μπαταριών

2.3 Κατηγορίες και Τύποι Μπαταριών

Υπάρχουν δύο κατηγορίες μπαταριών, οι οποίες χωρίζονται με βάση την ικανότητα τους να επαναφορτίζονται όπως φαίνεται παρακάτω:

- Μη επαναφορτιζόμενες-μιας χρήσεως και

- Επαναφορτιζόμενες

Από εκεί και πέρα με βάση τα υλικά κατασκευής και τον σχεδιασμό τους, χωρίζονται σε περισσότερες υποκατηγορίες.

2.3.1 Μη επαναφορτιζόμενη Μπαταρία

Η μη επαναφορτιζόμενη μπαταρία, είναι ηλεκτροχημικό στοιχείο, το οποίο δεν μπορεί να επαναφορτιστεί, δηλαδή είναι κατασκευασμένο για μία χρήση. Αυτό συμβαίνει, γιατί η ηλεκτροχημική αντίδραση που πραγματοποιείται δεν είναι αντιστρέψιμη, καθώς αλλάζει η κρυσταλλική δομή του ηλεκτρολύτη.

Η κύρια τους χρήση είναι σε οικιακές ηλεκτρικές συσκευές, όπου δεν είναι μεγάλες οι ανάγκες για παροχή ενέργειας και για μεγάλα συνεχή χρονικά διαστήματα. Τα πλεονεκτήματα αυτών αναφέρονται παρακάτω:

- Βολικό σχήμα και μέγεθος
- Εύκολες και απλές στην χρήση
- Εύκολος ο σχεδιασμός του κυκλώματος
- Μεγάλη διάρκεια ζωής
- Υψηλή ενεργειακή πυκνότητα
- Φθηνές

Το κύριο σχήμα των πρωτογενών μπαταριών είναι κυλινδρικό, αλλά επίσης υπάρχουν επίπεδες και ως κομβιόσχημες. Χαρακτηριστικά παραδείγματα αυτών φαίνονται παρακάτω στην εικόνα.



Σχήμα 2.2: Πρωτογενείς Μπαταρίες

Οι μη επαναφορτιζόμενες μπαταρίες έχουν πλήθος διαφορετικών υλικών κατασκευής, με την κάθε μία να είναι ιδανική για πλήθος εφαρμογών, όπως αναφέρεται παρακάτω:

- Ψευδαργύρου/ Άνθρακα
- Ψευδαργύρου/ Χλωριδίου
- Αλκαλικές Μαγγανίου
- Αργύρου
- Λιθίου
- Ψευδαργύρου - αέρα
- Υδραργύρου

2.3.2 Επαναφορτιζόμενη Μπαταρία

Η επαναφορτιζόμενη μπαταρία είναι αυτή που μπορεί να φορτιστεί. Αυτό συμβαίνει μέσω της αντίστροφης αντίδρασης, καθώς έγκειται στη μεταφορά ηλεκτρονίων από ένα υλικό σε ένα άλλο μέσω ενός ηλεκτρικού κυκλώματος.

Η χρήση της είναι ανυπολόγιστη, καθώς διαδραματίζουν ένα σημαντικό κομμάτι της καθημερινότητάς μας. Μερικές από τις πιο σημαντικές εφαρμογές αναφέρονται παρακάτω:

- Αεροδιαστημική
- Ηλεκτρικά Οχήματα
- Ιατρική
- Κινητές Συσκευές
- Όργανα μέτρησης
- Στρατιωτικές Εφαρμογές

Τα κύρια υλικά κατασκευής των δευτερογενών μπαταριών αναφέρονται παρακάτω:

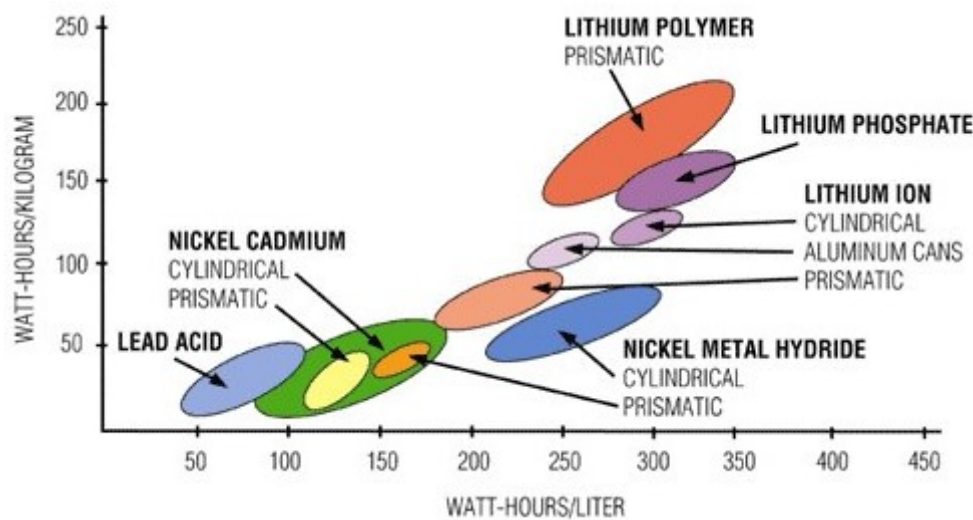
- Νικελίου/ Καδμίου
- Νικελίου/ Μετάλλου υδριβια
- Ιόντων Λιθίου

Ενδεικτικό παράδειγμα αυτών φαίνεται στο Σχήμα 2.3.

Μια πολύ σημαντική παράμετρος είναι η πυκνότητα ενέργειας των μπαταριών, δηλαδή πόση ενέργεια αποθηκεύεται ανά μονάδα όγκου. Παρατηρώντας το Σχήμα 2.4, βλέπουμε ότι οι διάφορες κατηγορίες μπαταριών ιόντων λιθίου είναι αυτές με την μεγαλύτερη πυκνότητα. Αυτό σημαίνει ότι μια μπαταρία νικελίου καδμίου μπορεί να αντικατασταθεί από μία μικρότερη ιόντων λιθίου ίδιας ενεργειακής πυκνότητας. Αυτός είναι και ο λόγος της αυξημένης χρήσης της σε όλες τις συγχρονες συσκευές αφού τις επιτρέπει να γίνονται μικρότερες σε διαστάσεις.



Σχήμα 2.3: Δευτερογενείς Μπαταρίες

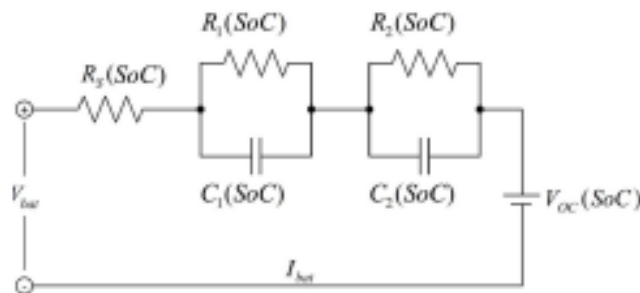


Σχήμα 2.4: Διάγραμμα πυκνοτήτων ενέργειας των μπαταριών

2.4 Κυκλωματικό Ισοδύναμο Μπαταρίας

Η κατανόηση του μοντέλου μιας μπαταρίας είναι απαραίτητη προϋπόθεση, για την καλύτερη διαχείριση της. Για αυτό θα αναλύσουμε το ισοδύναμο κύκλωμα μιας μπαταρίας Ιόντων Λιθίου. Όπως κάθε μοντέλο, έτσι και αυτό αποτελείται από πολλά παθητικά στοιχεία. Συγκεκριμένα από μία πηγή τάσης, δύο RC δίκτυα και μία αντίσταση σε σειρά. Η χρήση αυτών των στοιχείων αποσκοπεί στην εξήγηση της λειτουργίας της μπαταρίας. Συγκεκριμένα, η πηγή τάσης αντιπροσωπεύει την τάση ανοικτού κυκλώματος, τα δύο δίκτυα RC αντιπροσωπεύουν την καθυστέρηση στην απόκριση τάσης στην φόρτιση και στην εκφόρτιση. Τέλος, η αντίσταση σε σειρά αντιπροσωπεύει την εσωτερική αντίσταση του συσσωρευτή [19]. Παρακάτω φαίνεται το ισοδύναμο μιας μπαταρίας Ιόντων Λιθίου, ενώ στον Πίνακα 2.1 εξηγούνται οι ονομασίες των στοιχείων.

Οι αντιστάσεις R_1 και R_2 είναι οι φαραδαικές συνεισφορές, οι οποίες περιλαμβάνουν την αντίσταση



Σχήμα 2.5: Κυκλωματικό Ισοδύναμο Μπαταρίας Ιόντων Λιθίου

μεταφοράς φορτίου. Οι πυκνωτές C_1 και C_2 , αντιπροσωπεύουν τις επιφανειακές επιδράσεις της μπαταρίας και την εσωτερική χημική κινητική ενέργεια του κελιού. Όπως είναι κατανοητό οι περιβαλλοντικές συνθήκες όπως η θερμοκρασία και το ρεύμα εκφόρτισης επηρεάζουν στο SoC (State of Charge). Για αυτό τον λόγο θα δούμε στην συνέχεια λύσεις για την βελτιστοποίηση της απόδοσης του κυκλώματος φόρτισης. Τέλος, η εσωτερική αντίσταση ενός κελιού αποτυπώνεται με την χρήση μιας αντίστασης, η τιμή της οποίας εξαρτάται από τη θερμοκρασία, το SoC και το ρεύμα εκφόρτισης. Η τελική τάση που θα δεχθεί το φορτίο είναι η τάση ανοιχτού βρόχου αφαιρώντας την πτώση τάσης στα RC δίκτυα.

Πίνακας 2.1: Ισοδύναμο Μοντέλο Μπαταρίας Ιόντων Λιθίου

Μεταβλητές	Εξήγηση
$R_s(SoC)$	Αντίσταση σε σειρά της μπαταρίας
$R_1(SoC)$	μακροχρόνια σταθερή αντίσταση
$R_2(SoC)$	βραχυχρόνια σταθερή αντίσταση
$C_1(SoC)$	μακροχρόνια σταθερή χωρητικότητα
$C_2(SoC)$	βραχυχρόνια σταθερή χωρητικότητα

2.5 Τοπολογίες Φόρτισης μπαταριών Ιόντων Λιθίου

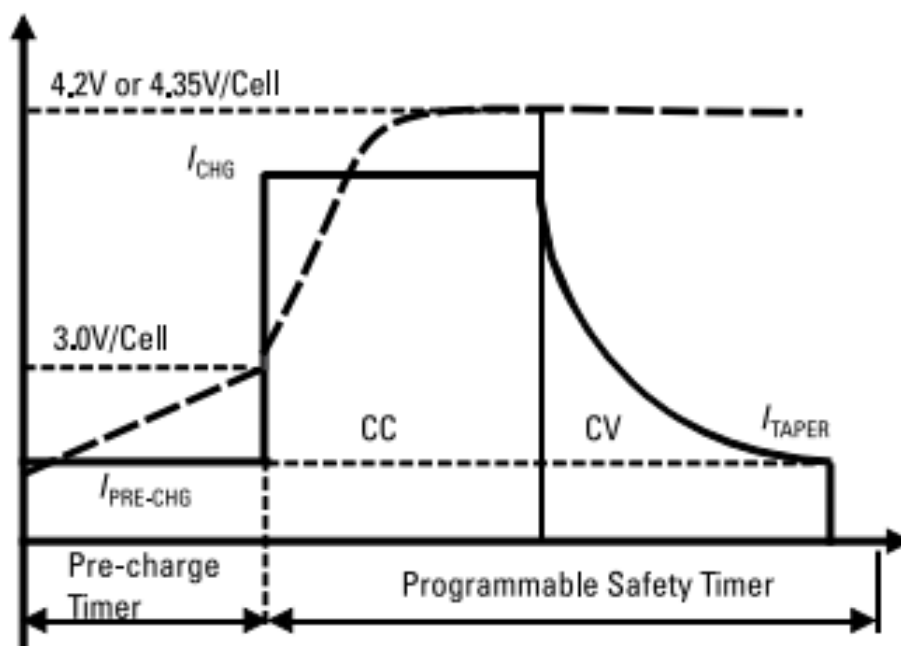
Οι μπαταρίες Ιόντων Λιθίου είναι από τις πιο χρησιμοποιούμενες στην αγορά και είναι πάρα πολύ σημαντικές στην αεροδιαστημική. Υπάρχουν αρκετοί τρόποι για να φορτίσεις αυτόν τον τύπο μπαταριών. Οι τρεις πιο σημαντικοί και ευρέως χρησιμοποιούμενη αναφέρονται παρακάτω:

- Σταθερού Ρεύματος/ Σταθερής Τάσης
- Διακοπτικά στοιχεία
- Γραμικός

2.5.1 Σταθερού Ρεύματος - Σταθερής Τάσης

Η πιο γνωστή τοπολογία φόρτισης μπαταριών είναι η σταθερού ρεύματος σταθερής τάσης. Η χαρακτηριστική φαίνεται στο Σχήμα 2.6. Η τοπολογία αυτή χωρίζεται σε τρεις φάσεις την προφόρτιση, την γρήγορη φόρτιση με σταθερό ρεύμα και τέλος την εφαρμογή σταθερής τάσης μέχρι το κάθε κελί να φτάσει στην μέγιστη πλήρωση της χωρητικότητας της.

Στην φάση της προφόρτισης, η μπαταρία φορτίζεται με χαμηλό ρυθμό (συνήθως περίπου το ένα δέκατο της χωρητικότητας της), όταν η τάση της μπαταρίας είναι κάτω από 3,0V (LiCoO₂ υλικό καθόδου).



Σχήμα 2.6: CC-CV Characterise

Αυτό συμβαίνει για την ανάκτηση του παθητικού στρώματος, το οποίο μπορεί να έχει διαλυθεί μετά από παρατεταμένη αποφόρτιση σε κατάσταση βαθιάς εκφόρτισης. Αποτρέπει επίσης την υπερθέρμανση σε υψηλό ρυθμό εκφόρτισης όταν εμφανίζεται μερική αποσύνθεση χαλκού κελιά βραχυκυκλωμένα με άνοδο σε υπερβολική εκφόρτιση. Αυτή η λειτουργία προφόρτισης χρησιμοποιείται επίσης για την αφύπνιση μιας βαθιάς αποφορτισμένης μπαταρίας μέσα σε ένα ορισμένο χρονικό διάστημα. Υπάρχει ένας χρονοδιακόπτης που αποτρέπει τη φόρτιση μιας νεκρής μπαταρίας για μεγάλο χρονικό διάστημα. Αν η μπαταρία η τάση δεν μπορεί να φτάσει τα 3.0V ανά κύτταρο εντός αυτής της χρονικής περιόδου ασφάλειας, τότε η μπαταρία θεωρείται νεκρή.

Όταν η τάση σε κάθε κελί της μπαταρίας φτάσει στα τυπικά 3,0V, ο φορτιστής μπαίνει στη φάση CC(συνεχές ρεύμα). Σε αυτή την φάση το ρεύμα περιορίζεται συνήθως σε ρυθμό 0,5C έως 1C για να αποφευχθεί η υπερθέρμανση και η επιταχυνόμενη υποβάθμιση της χωρητικότητας των μπαταριών. Το ποσοστό φόρτισης πρέπει να επιλέγεται, έτσι ώστε η θερμοκρασία της μπαταρίας να μην υπερβαίνει τους 45 °C. Το ρεύμα γρήγορης φόρτισης επιτρέπει η μπαταρία φορτίζεται πολύ γρήγορα και μεταφράζει την ηλεκτρική ενέργεια σε ηλεκτροχημική ενέργεια στην μπαταρία. Η μπαταρία φορτίζεται μέχρις ότου να φτάσει σε ένα όριο τάσης (τυπικά 4,2V/κυψέλη όπου ο κάθοδος έχει κύρια βάση LiCoO και 4,35V για τη συνδυασμένη χημική λίπανση Li-Ni-Mn-Co και μπαταρία καθόδου με βάση LiCoO₂).

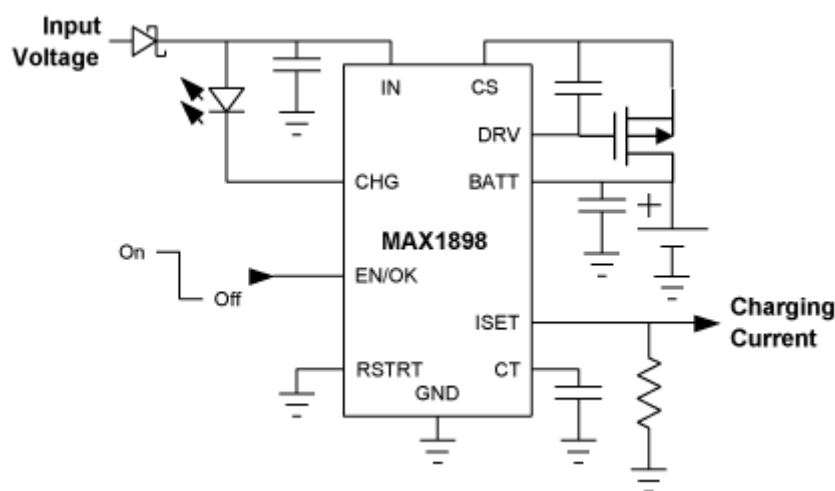
Όταν ολοκληρωθεί η δεύτερη φάση, ο φορτιστής αρχίζει την τρίτη και τελευταία φάση. Ο φορτιστής αποδίδει σταθερή τάση στην μπαταρία, ενώ το ρεύμα φόρτισης μειώνεται εκθετικά μέχρι να μηδενίσει και να τελειώσει η φόρτιση της μπαταρίας. Η πτώση του ρεύματος φόρτισης οφείλεται στην φυσιολογία της μπαταρίας, καθώς αυξάνεται η τάση ανοικτού βρόχου που είδαμε στο κυκλωματικό ισοδύναμο στην ενότητα 2.4. Το ρεύμα φόρτισης τερματισμού είναι συνήθως περίπου 5-10 % της χωρητικότητας της μπαταρίας. Συνήθως απαιτείται ένας χρονοδιακόπτης ασφαλείας για την αποτροπή φόρτισης της μπαταρίας για υπερβολικά μεγάλο χρονικό διάστημα. Οπότε ακόμα και αν η μπαταρία δεν έχει φορτίσει στο

100 % θα σταματήσει εκεί.

Ο χρόνος φόρτισης της μπαταρίας είναι μια πολύ σημαντική παράμετρος σχεδιασμού για το τέλος χρήστες. Για έναν δεδομένο ρυθμό φόρτισης IC, ένας φορτιστής μπαταρίας διαρκεί συνήθως περίπου το 30 % του ο χρόνος φόρτισης, ενώ μπορεί να φορτίσει το 70% της συνολικής χωρητικότητάς του κατά τη διάρκεια του Φάση CC. Αντίθετα, χρειάζεται περίπου το 70% του συνολικού χρόνου φόρτισης ενώ μόνο φορτίζοντας το 30% της συνολικής χωρητικότητάς του κατά τη φάση του βιογραφικού. Αυτό συμβαίνει επειδή η μπαταρία δεν είναι ιδανική πηγή ενέργειας, αλλά έχει εσωτερική αντίσταση. Το χαμηλότερο η εσωτερική αντίσταση της μπαταρίας, τόσο μικρότερος είναι ο χρόνος φόρτισης της μπαταρίας.

2.5.2 Γραμμικός φορτιστής

Ένας εύκολος τρόπος για την ελαχιστοποίηση της πολυπλοκότητας και του μεγέθους του φορτιστή είναι η χρήση ενός γραμμικού φορτιστή. Η λειτουργία του είναι απλή. Χρησιμοποιεί ένα τρανζίστορ διέλευσης (συνήθως ένα MOSFET, αλλά μερικές φορές ένα διπολικό τρανζίστορ) για να μειώσει την τάση σε αυτή της μπαταρίας. Ο συνολικός αριθμός των εξαρτημάτων που απαιτούνται είναι ο λιγότερος σε σχέση με τα άλλα είδη φορτιστών. Σε αυτή την συνδεσμολογία απαιτούνται πυκνωτές παράκαμψης στην είσοδο και έξοδο και μερικές φορές χρειάζεται ένα εξωτερικό τρανζίστορ και αντιστάσεις για τον καθορισμό των ορίων της τάσης και ρεύματος [20]. Χαρακτηριστικό κύκλωμα παρουσιάζεται στο σχήμα παρακάτω.



Σχήμα 2.7: MAX1898 Γραμμικός φορτιστής

Το κύριο πρόβλημα του γραμμικού φορτιστή είναι η απώλεια ενέργειας, καθώς μεγάλο ποσοστό της μετατρέπεται σε θερμότητα. Αυτό γίνεται επειδή το κύκλωμα μειώνει την τάση εισόδου απευθείας στην τάση της μπαταρίας. Ο υπολογισμός της δίνεται από τον την σχέση:

$$P_{LOS} = (V_{IN} - V_{BAT}) * I_{CHG} \quad (2.1)$$

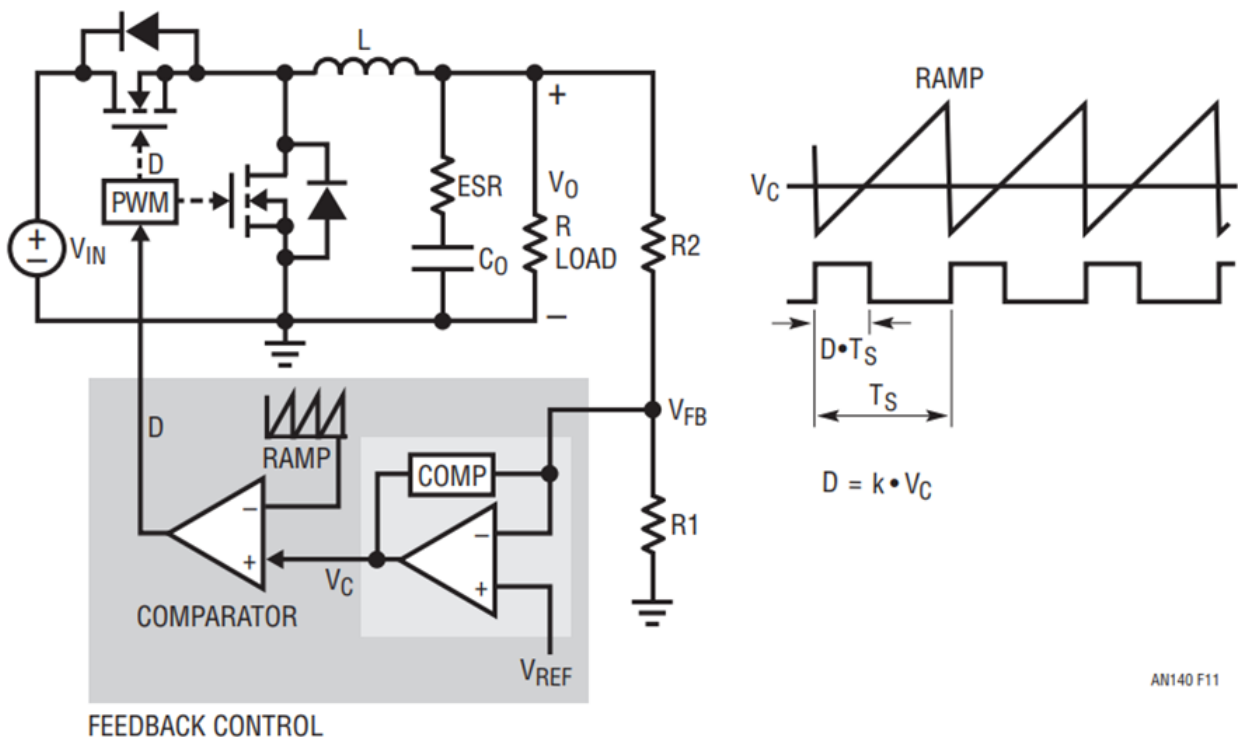
Για παράδειγμα αν η τάση εισόδου είναι 5V και η τάση λειτουργίας μιας μπαταρίας είναι 3.0V με 4.2 και το ρεύμα φόρτισης 1A η απόδοση θα κυμαίνεται από 60% με 84% και η ενέργεια σπαταλιέται σε

θερμότητα.

2.5.3 Φορτιστής λειτουργίας διακόπτη

Βλέποντας τις προηγούμενες συνδεσμολογίες, ένας από τους πιο σημαντικούς παράγοντες για την επιλογή του φορτιστή είναι η απόδοση της συσκευής που το πραγματοποιεί. Ο σύγχρονος μετατροπέας υποβάθμισης-ανύψωσης τάσης συνεχούς ρεύματος είναι μία αξιόπιστη επιλογή, τόσο για την διαχείριση ισχύος όσο και για τον θερμικό σχεδιασμό. Αυτό πραγματοποιείται με την χρήση ενός διακόπτη που λειτουργεί και απενεργοποιείται όπως δεν είναι γραμμικό. Όπως φαίνεται και στο Σχήμα 2.8 [21] υπάρχει ένας διακόπτης για την δημιουργία του παλμού εισόδου με πλάτος V και D κύκλος εργασίας, δηλαδή για πόσο χρόνο είναι ανοιχτός ο διακόπτης σε μία περίοδο. . Μετά υπάρχει ένα LC φίλτρο αποτελούμενο από ένα πηνίο και έναν πυκνωτή για την αποκοπή των υψηλών συχνοτήτων και R η αντίσταση του φορτίου. Άρα η τάση εξόδου ισούται με την τάση εισόδου επί τον κύκλο εργασίας. Τέλος, υπάρχει ανατροφοδότηση ελεγχόμενης τάσης της εξόδου στον διακόπτη εισόδου για την αποτελεσματικότερη λειτουργία του κυκλώματος.

$$V_o = DV_{in} \quad (2.2)$$



Σχήμα 2.8: Μπλοκ διάγραμμα κυκλώματος υποβάθμισης τάσης με ανάδραση

Όπως είναι κατανοητό μέσω αυτής της τοπολογίας μπορούμε να πάρουμε συνεχής τάση. Για να φορτίσουμε μια μπαταρία χρειαζόμαστε και σταθερό ρεύμα. Οπότε θα χρειαστεί να προσθέσουμε μία ρυθμιζόμενη ανάδραση ρεύματος όπως φαίνεται στην εξίσωση παρακατω:

$$I_{CHG} = \frac{V_{IN}}{V_{BAT}} \times I_{IN} \times \eta \quad (2.3)$$

Όπου: V_{IN} η τάση εισόδου,

V_{BAT} η τάση της μπαταρίας

I_{IN} το ρεύμα εισόδου, και

η η απόδοση

2.6 Χαρακτηριστικά

Η επιλογή των συσσωρευτών γίνεται μέσω των βασικών χαρακτηριστικών για την κάλυψη της εκάστοτε εφαρμογής. Για αυτό στις επόμενες υποενότητες θα αναφέρουμε τα βασικά χαρακτηριστικά των μπαταριών.

2.6.1 Τάση

Κάθε μπαταρία στα άκρα της εμφανίζει μια διαφορά δυναμικού. Αυτή η τάση εξαρτάται από την χημική σύνθεση των ηλεκτροδίων, τον τύπου ηλεκτρολύτη και την θερμοκρασία. Η τάση είναι μία από τις βασικότερες παραμέτρους επιλογής ενός συσσωρευτή, καθώς η σωστή επιλογή αυτής, μπορεί να μειώσει τα κυκλώματα μετατροπής τάσης με αποτέλεσμα να αυξηθεί η απόδοση του συστήματος και να μεγιστοποιηθεί το αξιοποιούμενο ποσοστό ενέργειας. Στην αγορά, οι κατασκευαστές κυκλοφορούν τα προϊόντα τους με την ονομαστική τάση της μπαταρίας. Για παράδειγμα υπάρχουν μπαταρίες ιόντων λιθίου με ονομαστική τάση 3.0V, 3.7V, 12V κ.ο.κ.

2.6.2 Χωρητικότητα

Δεύτερο κατά σειρά σημαντικό μέγεθος είναι η χωρητικότητα του συσσωρευτή.

Είναι η ποσότητα του ηλεκτρικού φορτίου που μπορεί να αποθήκευση ως ποσότητα των ελεύθερων ηλεκτρικών φορτίων που παράγονται από το ενεργό υλικό του αρνητικού ηλεκτροδίου και καταναλώνονται από το ενεργό υλικό. Στην αγορά μονάδα μέτρησης είναι τα αμπερώρια 1Ah. Ένα αμπερώριο ισούται με 3600 Coulomb (C), τα οποία είναι η μονάδα μέτρησης χωρητικότητας στο SI. Για παράδειγμα, αν μια μπαταρία έχει χωρητικότητα 4Ah, τυπικά μπορεί για μια ώρα να δώσει 4A ή σε 2 ώρες να δώσει ρεύμα ίσο με 2A κ.ο.κ. Στο επίπεδο εφαρμογής, η πραγματική χωρητικότητα της μπαταρίας εξαρτάται από το ρεύμα εκφόρτισης και από την θερμοκρασία.

Όπως είναι κατανοητό είναι ένα μέγεθος το οποίο επηρεάζει το σύνολο μιας κατασκευής. Για παράδειγμα η χωρητικότητα της μπαταρίας επηρεάζει άμεσα την τάση και το ρεύμα εισόδου που απαιτείται για την κάλυψη των αναγκών των φορτίων τόσο κατά την διάρκεια της φόρτισης, όσο και κατά την διάρκεια της αποφόρτισης της.

2.6.3 Ειδική Ενέργεια/ Ενεργειακή Πυκνότητα

Ενεργειακή πυκνότητα είναι η ενέργεια που παρέχεται ανά μονάδα όγκου του συσσωρευτή με μονάδα μέτρησης Wh/L.

Η ενεργειακή χωρητικότητα ανά μονάδα βάρους του συσσωρευτή (Wh/kg) ονομάζεται ειδική ενέργεια.

2.6.4 Εσωτερική Αντίσταση

Όπως είδαμε και στην ενότητα 2.3 στο ισοδύναμο κυκλωματικό μοντέλο μιας μπαταρίας ιόντων λιθίου υπάρχει μια εσωτερική αντίσταση. Είναι ένα μέγεθος το οποίο επηρεάζεται από την κατάσταση στην οποία βρίσκεται η μπαταρία, δηλαδή φόρτιση ή εκφόρτιση. Επιπλέον επηρεάζεται από την θερμοκρασία την ηλικία και το ρεύμα εκφόρτισης της, ενώ εξαρτάται από την χημική σύσταση του συσσωρευτή. Κάθε μηχανικός θα πρέπει να την λαμβάνει υπόψη του, καθώς όσο αυξάνεται η τιμή λόγω γήρανσης, τόσο μειώνεται η απόδοσή της και σημαντικό κομμάτι ενέργειας μετατρέπεται σε θερμότητα.

2.6.5 State of Charge

Το SOC είναι μια από τις πιο σημαντικές παραμέτρους για τις μπαταρίες. Ορίζεται ως ο λόγος της τρέχουσας χωρητικότητάς του προς την ονομαστική χωρητικότητα. Η ονομαστική χωρητικότητα δίνεται από τον κατασκευαστή και αντιπροσωπεύει το μέγιστο ποσό φόρτισης που μπορεί να αποθηκευτεί στην μπαταρία, όπως φαίνεται και στην Εξίσωση 2.4.

$$SoC = \frac{Q}{Q_{max}} \quad (2.4)$$

Ο προσδιορισμός της μπορεί να γίνει με διάφορους τρόπους. Μερικοί από αυτούς αναφέρονται παρακάτω:

- Προσδιορισμός του SOC μέσω της τάσης
- Προσδιορισμός του SOC με βάση το ρεύμα
- Μέσω μετρήσεων της εσωτερικής αντίστασης

Με την άμεση μέτρηση μπορούμε να υπολογίσουμε το SoC. Παρόλα ταύτα ο υπολογισμός δεν είναι ακριβής καθώς δεν συνυπολογίζονται το ρεύμα, η γήρανση και η εσωτερική αντίσταση της μπαταρίας.

Με την μέτρηση του ρεύματος μπορούμε να κάνουμε έναν πιο ακριβή υπολογισμό σε σχέση με πριν καθώς μπορούμε να κατανοήσουμε σε ποια φάση φόρτισης βρίσκεται η μπαταρία. Παρόλα ταύτα χρειάζεται να έχουμε μετρήσει την πραγματική μέγιστη χωρητικότητα και για κάθε νέο κύκλο να ανανεώνεται η τιμή αυτή για να έχουμε όσο το δυνατόν μεγαλύτερη ακρίβεια της κατάστασης.

Κατά τη διάρκεια φόρτισης ή εκφόρτισης τα στοιχεία στο εσωτερικό της μπαταρίας μεταβάλλονται. Κυρίως όμως αλλάζει η εσωτερική αντίσταση στο εσωτερικό κάθε κελιού σε σχέση με την ηλικία της και την φάση φόρτισης- εκφόρτισης. Η εσωτερική αντίσταση υπολογίζεται με τον παρακάτω τύπο:

$$Z_{in} = \frac{v_{out}}{i_{out}} \quad (2.5)$$

Όπου:

v_{out} η AC τάση εξόδου, και

i_{out} η AC ρεύμα εξόδου

Περισσότερες λεπτομέρειες θα αναπτυχθούν στο επόμενο κεφάλαιο.

2.7 Επίλογος

Σε αυτό το κεφάλαιο αναφερθήκαμε στους βασικούς τύπους μπαταριών και αναδείξαμε τις διαφορές τους. Στην συνέχεια δώσαμε έμφαση στην δομή της μπαταρίας ιόντων λιθίου και τα απαραίτητα χαρακτηριστικά που αποτελούν κριτήριο για την επιλογή της σωστής μπαταρίας.

Κεφάλαιο 3ο: Κυκλώματα προστασίας και παρακολούθησης μπαταριών

3.1 Εισαγωγή

Σε αυτό το κεφάλαιο θα αναφέρουμε όλες τις προστασίες που πρέπει να περιέχονται σε μία μπαταρία ιόντων λιθίου. Επιπλέον, θα αναφερθούν κυκλώματα για την μέτρηση της χωρητικότητας των μπαταριών, των ρευμάτων φόρτισης- εκφόρτισης και της υγείας των μπαταριών.

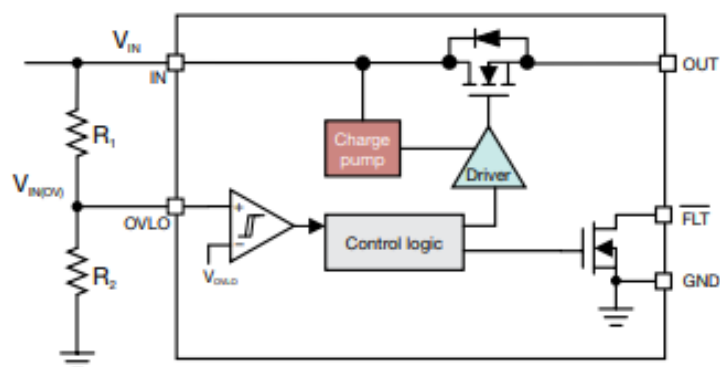
3.2 Προστασία από υπέρταση

Η εφαρμογή τάσης μεγαλύτερη της επιτρεπόμενης, είναι ο μεγαλύτερος κίνδυνος για μια μπαταρία ιόντων λιθίου, καθώς με την εφαρμογή της θα προκαλέσει θερμική απελευθέρωση της εσωτερική της ενέργειας. Αυτή η κατάσταση θα οδηγήσει αρχικά στην μείωση της απόδοσης της και άμα ξεπεράσει το επιτρεπτό όριο στην έκρηξη του συσσωρευτή. Για αυτό και κάθε σχεδιαστής θα πρέπει να λαμβάνει υπόψη του αυτή την παράμετρο και να ελέγχει από το εγχειρίδιο του κατασκευαστή για την μέγιστη τάση εφαρμογής.

Οι μέθοδοι υλοποίησης κυκλωμάτων προστασίας από υπέρταση είναι:

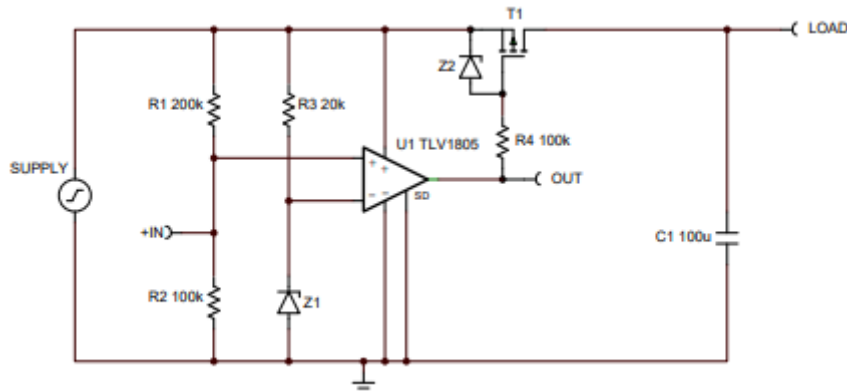
- Ολοκληρωμένο Κύκλωμα με εσωτερικό διακόπτη
- Συγκριτής με Mosfet και Παθητικά στοιχεία

Στον πρώτο τρόπο συνήθως με την χρήση κάποιων αντιστάσεων δίνονται οι τιμές κατωφλίου στο ολοκληρωμένο κύκλωμα. Όταν η τάση εφαρμογής είναι μεγαλύτερη από την ορισμένη τάση το κύκλωμα οδηγεί σε αποκοπή την έξοδο από την είσοδο. Στο Σχήμα 3.1 δίνεται ένα παράδειγμα [22].



Σχήμα 3.1: Μπλοκ διάγραμμα ολοκληρωμένου κυκλώματος προστασίας από υπέρταση

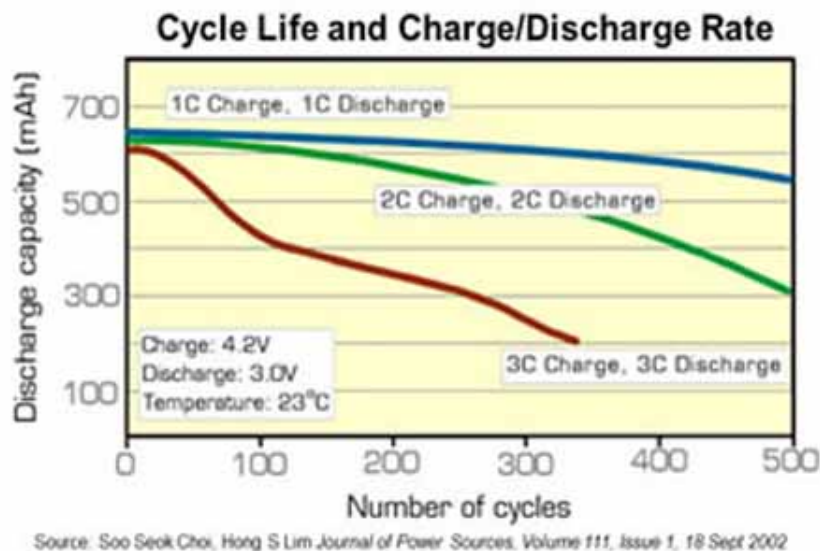
Στον δεύτερο τρόπο γίνεται η απευθείας μέτρηση της τάσης από έναν συγκριτή και όταν ξεπεραστεί το σημείο κατωφλίου τότε η έξοδος του συγκριτή οδηγεί την πύλη του mosfet και αυτό με την σειρά του διακόπτει την έξοδο από την είσοδο. Ενδεικτικό κυκλωματικό παράδειγμα δίνεται στο Σχήμα 3.2 [23].



Σχήμα 3.2: Σχηματικό κυκλώματος προστασίας από υπέρταση με την χρήση συγκριτή και mosfet

3.3 Προστασία από υπερβολική εκφόρτιση

Η υπερβολική εκφόρτιση είναι μία κατάσταση η οποία συμβαίνει όταν η συσκευή καταναλώνει παραπάνω ισχύ από την προτεινόμενη. Η θερμική απελευθέρωση και εν τέλει η έκρηξη του συσσωρευτή είναι κατάσταση η οποία μπορεί να προκληθεί και εδώ. Για αυτό τον λόγο θα πρέπει να σχεδιάζονται κυκλώματα τα οποία μετράμε το ρεύμα αποφόρτισης και να διακόπτουν την παροχή σύμφωνα με το σημείο κατωφλίου. Επιπλέον, η εκφόρτιση με μεγάλη ποσότητα ρεύματος οδηγεί στην μείωση των συνολικών κύκλων εργασίας της μπαταρίας οδηγώντας στην γήρανση της. Όπως φαίνεται και στο Σχήμα 3.3, η χρήση ρεύματος εκφόρτισης 2C και 3C θα οδηγήσει όχι μόνο στην γρηγορότερη γήρανση, αλλά και στην μείωση της διαθέσιμης χωρητικότητας κατά την διάρκεια λειτουργίας της.

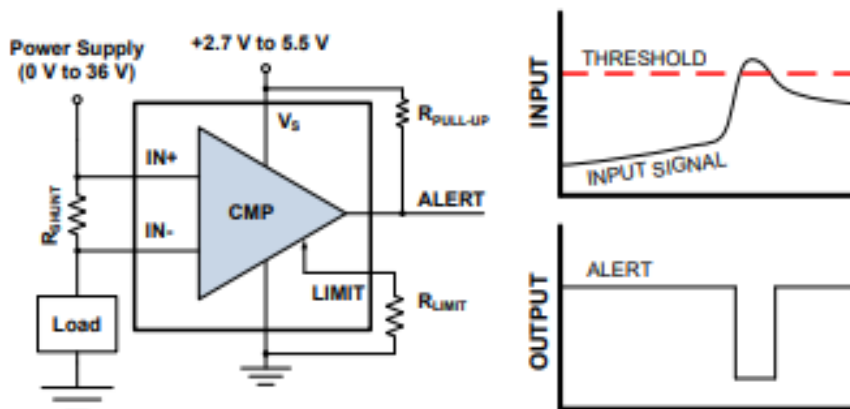


Σχήμα 3.3: Κύκλος ζωής

3.4 Προστασία από υπερβολικό ρεύμα στην φόρτιση

Υπερβολικό ρεύμα κατά τη φόρτιση συμβαίνει εάν ο φορτιστής αποδίδει ρεύματα πάνω από τη συνιστώμενη τιμή του κατασκευαστή για κάποιο χρονικό διάστημα. Συνήθως το μέγιστο ρεύμα φόρτισης συνιστάται να είναι 1C και μπορεί να είναι διαφορετικό για συσσωρευτές σχεδιασμένους για λειτουργία

υψηλής ισχύος. Η υπέρβαση των συνιστώμενων ορίων θα προκαλέσει υπερθέρμανση της μπαταρίας. Αυτό είναι κακό αποτέλεσμα για τη διάρκεια του κύκλου της μπαταρίας. Για αυτό η επιλογή ενός φορτιστή για τον σωστό τύπο και ρεύμα είναι απαραίτητη προϋπόθεση για την αποφυγή αυτού. Ενδεικτικό κύκλωμα παρουσιάζεται στο Σχήμα 3.4.



Σχήμα 3.4: Κύκλωμα προστασίας από υπερβολικό ρεύμα με την χρήση συγκριτή

Όπως φαίνεται στο σχήμα υπάρχει μία αντίσταση σε σειρά με την κύρια γραμμή τροφοδοσίας. Η πτώση τάσης που αναπτύσσεται μετριέται από τον συγκριτή. Με μία αντίσταση ορίζεται η αναφορά αποκοπής ρεύματος. Την χρονική στιγμή που θα εφαρμοστεί ρεύμα μεγαλύτερο του ορισμένου, θα αλλάξει κατάσταση ενημερώνοντας τον μικροελεγκτή να κλείσει το κύκλωμα.

3.5 Προστασία υπέρτασης κελιού

Στην υποενότητα 3.2 είχαμε μιλήσει για την προστασία των μπαταριών από υπέρταση. Όταν η συνδεσμολογία των μπαταριών που επιλέγουμε είναι παραπάνω από ένα κελί σε σειρά τότε προκύπτει ένα νέο πρόβλημα προς επίλυση. Οι μπαταρίες επειδή δεν είναι "τέλεια" υλικά, διαφέρουν στην σύσταση τους ακόμα και αυτές από την ίδια παρτίδα. Ωστόσο, ακόμη και αν τα κελιά έχουν το ίδιο SOC αρχικά, μπορεί σταδιακά να αλλάξει επειδή ο ρυθμός αυτο εκφόρτισης δεν είναι ο ίδιος για όλα τα κελιά. Όλα τα κελιά έχουν διαφορετικό ρεύμα διαρροής. Πρόσθετες διαφορές μπορεί να προκύψουν λόγω της θέσης των κελιών στο πακέτο αποθήκευσής τους σε σχέση με τις πηγές θερμότητας. Το πρόβλημα που προκύπτει είναι ότι η μία μπαταρία να έχει φορτίσει και να έχει φτάσει τα 4.2V, ενώ οι υπόλοιπες ακόμα να φορτίζουν. Αυτή η διαφορά τάσης θα οδηγήσει στην μείωση της απόδοσής τους και στην πρόωρη γήρανση τους. Για αυτό θα πρέπει να υπάρχει ένα κύκλωμα το οποίο θα ελέγχει την τάση του κάθε κελιού και θα εξισορροπεί την ενέργεια φόρτισης.

3.6 Κυκλώματα μέτρησης χωρητικότητας

Ο μετρητής χωρητικότητας μπαταρίας είναι ένα σημαντικό κύκλωμα για τις σύγχρονες κατασκευές φορτιστών μπαταριών ιόντων λιθίου. Η δουλειά του ανά πάσα στιγμή σε λειτουργία και μη, είναι να υπολογίζει την υπολειπόμενη χωρητικότητα της μπαταρίας και για πόσο ακόμα χρονική διάρκεια μπορεί να είναι λειτουργική. Οι δύο αυτοί παράμετροι εξαρτώνται από το ρεύμα φορτίου και από την θερμοκρασία. Επιπλέον μπορούμε να μάθουμε το SOC, δηλαδή πόσο έχει γεράσει η μπαταρία και το "Full

Charge Capacity”, δηλαδή πόση ενέργεια έχει μέσα.

Υπάρχουν δύο τρόποι υπολογισμού:

- Μέτρηση Τάσης Κελλιού
- Μετρητής Coulomb
- Current Integration

Υπάρχουν πληθώρα αλγορίθμων για τον υπολογισμό:

- CEDV (Compensated end of discharge voltage method)
- Impedance Track

3.6.1 Μέτρηση Τάσης

Η μέτρηση τάσης της μπαταρίας είναι ο πρώτος και ο πιο εύκολος τρόπος να υπολογίσετε το ποσοστό της χωρητικότητας μιας μπαταρίας. Όπως φαίνεται και στο Σχήμα 3.5, στα διάφορα επίπεδα τάσεων, αντιστοιχούν τα αντίστοιχα ποσοστά εναπομείναντας χωρητικότητας.

Interval number	Interval voltage limits (V)	SoC (%)
1	4.08–4.24	85–100
2	4.06–4.08	81.7–85
3	4.02–4.06	76.7–81.7
4	3.98–4.02	73.4–76.7
5	3.88–3.98	58.4–73.4
6	3.8–3.88	22–58.4
7	3.68–3.8	8.7–22
8	3.54–3.68	5.4–8.7
9	3.32–3.54	2.1–5.4
10	3–3.32	0.5–2.1
11	2.5–3	0–0.5

Σχήμα 3.5: SoC Voltage

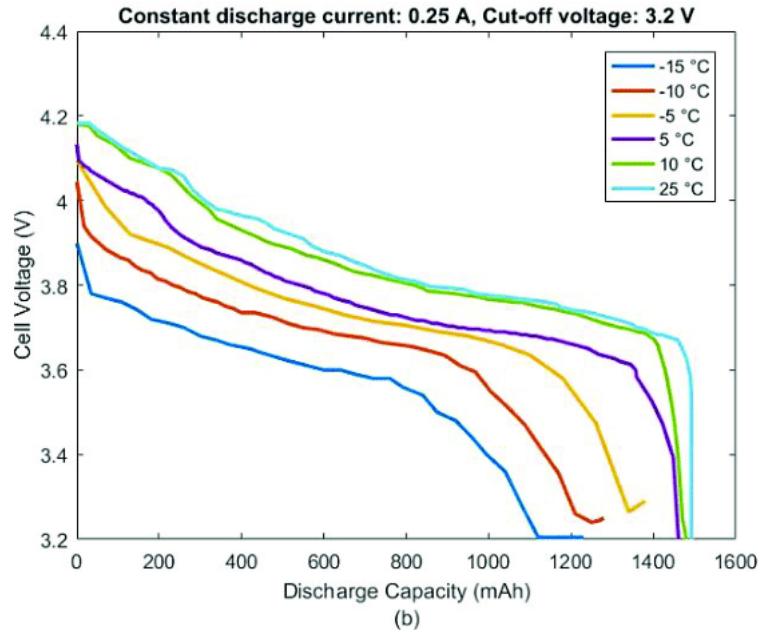
Από πρώτης όψεως είναι ένας ικανοποιητικός τρόπος υπολογισμού. Παρόλα αυτά δεν περιέχονται βασικοί παράμετροι που επηρεάζουν την συμπεριφορά ενός κελιού. Η θερμοκρασία μπορεί να επισπεύσει την αποφόρτιση. Όπως φαίνεται και στο Σχήμα 3.6, μπορούμε να διακρίνουμε μια απότομη πτώση τάσης. Αυτό οδηγεί σε λάθος υπολογισμό και ενημερώνει τον χρήστη με μία λάθος πληροφορία. Άλλη μία σημαντική παράμετρος είναι η σύνθετη αντίσταση. Μετά από 100 κύκλους οι μπαταρίες χάνουν 3-5% της χωρητικότητας τους. Αυτό σημαίνει ότι πρέπει να ξανά γίνει ο υπολογισμός της μέγιστης χωρητικότητας Q_{max} . Καταληκτικά τα πλεονεκτήματα αυτής της μεθόδου είναι:

- Ακρίβεια στην μέτρηση για μικρά φορτία
- Ποσοστό χωρητικότητας χωρίς πλήρη φόρτιση

- Φθηνή

Τα μειονεκτήματα:

- Μη ακρίβεια στην μέτρηση λόγω της θερμοκρασίας και της σύνθετης αντίστασης της μπαταρίας
- Δεν επιστρέφει το SoC και την γήρανση της μπαταρίας



Σχήμα 3.6: Αποφόρτιση σε σχέση με την θερμοκρασία

3.6.2 Coulomb Counter

Ο δεύτερος και ένας από τους πιο διάσημους υπολογισμούς είναι η μέτρηση των Coulomb. Η διαδικασία είναι απλή. Αρχικά η μπαταρία φορτίζεται στην μέγιστη τιμή της. Στην συνέχεια κατά την διάρκεια της αποφόρτισης, μέσω μιας αντίστασης μετριέται το ρεύμα με μονάδα μέτρησης το Coulomb. Παρακάτω στην Εξίσωση 3.1 φαίνεται η αντιστοιχία σε αμπερόρια. Άρα το άθροισμα των Coulomb θα μας αποδώσει το σύνολο της χωρητικότητας μιας μπαταρίας.

$$1\text{Coulomb} = 0.000278\text{Ah} \quad (3.1)$$

Αυτός ο αλγόριθμος είναι καλός για μια νέα μπαταρία. Καθώς οποιαδήποτε μεταβολή λόγω της θερμοκρασίας θα υπολογιστεί μέσω του ρεύματος. Τα πλεονεκτήματα αυτής της λογικής είναι:

- Ακρίβεια στην μέτρηση σε σχέση με την θερμοκρασία
- Δεν επηρεάζεται από την πτώση τάσης
- Μικρό σφάλμα μέτρησης

Τα μειονεκτήματα είναι:

- Απαιτείται το Q_{max}
- Δεν υπολογίζεται η γήρανση και η αύξηση της σύνθετης αντίστασης
- Το ρεύμα αυτο εκφορτίσης πρέπει να μοντελοποιηθεί

3.6.3 Impedance Track

Ο αλγόριθμος αυτός είναι ο πιο ολοκληρωμένος και πιο ακριβής που υπάρχει. Συνδυάζει τους δύο προηγούμενους για να αποδώσει το καλύτερο αποτέλεσμα. Χρησιμοποιεί την σύνθετη αντίσταση, το ρεύμα αποφόρτισης και την θερμοκρασία για να υπολογίσει την χωρητικότητα και την υπόλοιπη διάρκεια εργασίας. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα την καλύτερη διαχείριση της ισχύος και την αποτύπωση των πληροφοριών, καθιστώντας δυνατό την μεγιστοποίηση της απόδοσης της μπαταρίας. Τα πλεονεκτήματα είναι:

- Αύξηση του κύκλου λειτουργίας
- Δυναμική πληροφόρηση
- Ενημέρωση για την γήρανση της μπαταρίας
- Ευελιξία

Τα μειονεκτήματα είναι:

- Αυξημένη πολυπλοκότητα
- Μεγαλύτερο κόστος του ολοκληρωμένου

3.7 Αντίστροφη τάση

Η εφαρμογή αντίστροφης τάσης στην μπαταρία μπορεί να αποβεί μοιραία για το σύστημα, αφού θα την οδηγήσει σε έκρηξη. Αυτό μπορεί να προκληθεί είτε από τον χρήστη κατά την διάρκεια των μετρήσεων, είτε μπορεί κάποιο ανάστροφο ρεύμα ή πολωση του φορτίου να οδηγήσει σε αλλαγή της ροής. Για αυτό παρακάτω θα αναφέρουμε βασικές κυκλωματικές συνδεσμολογίες [24]:

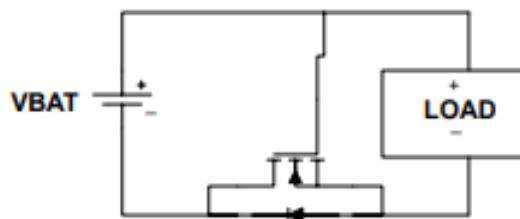
- Δίοδος
- MOSFET

Η πιο απλή λύση είναι η χρήση της διόδου όπως φαίνεται στο Σχήμα 3.7. Όταν εφαρμοστεί ανάστροφη τάση με την κατάλληλη επιλογής της τάσης διάσπασης της διόδου δεν θα επιτρέψει να φτάσει στην μπαταρία. Το αρνητικό είναι όταν εφαρμόζεται ορθή πολικότητα η πτώση τάσης οδηγεί σε απώλεια ενέργειας και μετατροπή της σε θερμότητα. Μια λύση για την μείωση της χαμένης ενέργειας είναι η χρήση Schottky δίοδο.

Η καλύτερη λύση είναι η χρήση ενός MOSFET όπως φαίνεται στο Σχήμα 3.8. Όταν η μπαταρία έχει εγκατασταθεί εσφαλμένα, η τάση πύλης του NMOS FET είναι χαμηλή, εμποδίζοντάς την ενεργοποίηση του κυκλώματος.



Σχήμα 3.7: Αποφόρτιση σε σχέση με την θερμοκρασία



Σχήμα 3.8: NMOS FET

3.8 Κυκλώματα μέτρησης ρεύματος

Ο πιο συνηθισμένος τρόπος μέτρησης του ρεύματος είναι η μέτρηση της πτώσης τάσης σε μια αντίσταση σε σειρά με την γραμμή τροφοδοσίας [25]. Οι παράμετροι που θα πρέπει να λάβουμε υπόψη είναι οι παρακάτω:

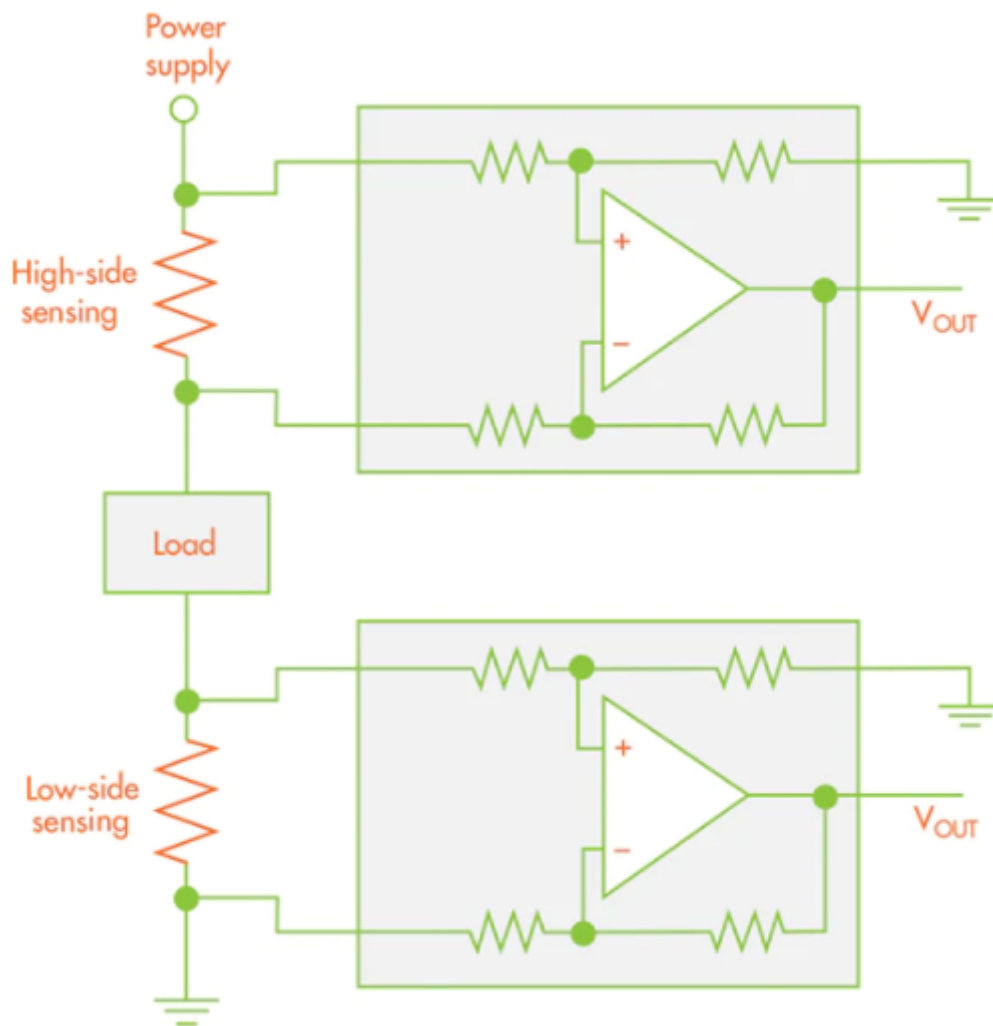
- Τιμή της αντίστασης
- Τοποθέτηση αντίστασης

Η επιλογή μιας αντίστασης μεγάλης σε τιμή μπορεί να επηρεάσει αρνητικά την λειτουργία του κυκλώματος. Για αυτό θα πρέπει να επιλέγουμε την καλύτερη τιμή για την επίτευξη παράλληλα της επιθυμητής μέγιστης διαφορικής τάσης. Επιπλέον θα πρέπει να γίνεται η σωστή επιλογή της ισχύς της αντίστασης. Τέλος, θα πρέπει να τοποθετούνται αντιστάσεις με μικρή ανοχή.

Η επιλογή της τοποθέτησης της αντίστασης ανάμεσα από την τροφοδοσία και το φορτίο (high side) ή μεταξύ φορτίου και γείωσης (low side) Σχήμα 3.10. Οι διαφορές φαίνονται στο .

3.9 Επίλογος

Σε αυτό το κεφάλαιο αναφερθήκαμε σε όλες τις προστασίες των μπαταριών ιόντων λιθίου από υπέρταση, υπόταση, μεγάλο ρεύμα, αντίστροφη τάση και γήρανση. Επιπλέον, αναφέρθηκαν κυκλωματικές τοπολογίες για τη μέτρηση της χωρητικότητας των μπαταριών και των αντίστοιχων για την μέτρηση των ρευμάτων.



Σχήμα 3.9: Low και High Side μέτρηση

	High side	Low side
Implementation	Differential input	Single or differential input
Ground disturbance	No	Yes
Common voltage	Close to supply	Close to ground
Common-mode rejection ratio requirements	Higher	Lower
Load short detection	Yes	No

Σχήμα 3.10: Σύγκριση High με LOW side

Κεφάλαιο 4ο: Ανάλυση και Προσομοίωση Κυκλώματος τροφοδοσίας

4.1 Εισαγωγή

Σε αυτό το κεφάλαιο θα γίνει η θεωρητική μελέτη και προσομοίωση του κυκλώματος τροφοδοσίας. Η πλακέτα θα περιέχει έναν φορτιστή ο οποίος θα φορτίζει τις μπαταρίες ιόντων λιθίου. Η τάση εισόδου θα προέρχεται από την τάση που θα παράγουν τα φωτοβολταϊκά θεωρητικά κατά την διάρκεια της τροχιάς του δορυφόρου.

4.2 Επιλογή Μπαταρίας

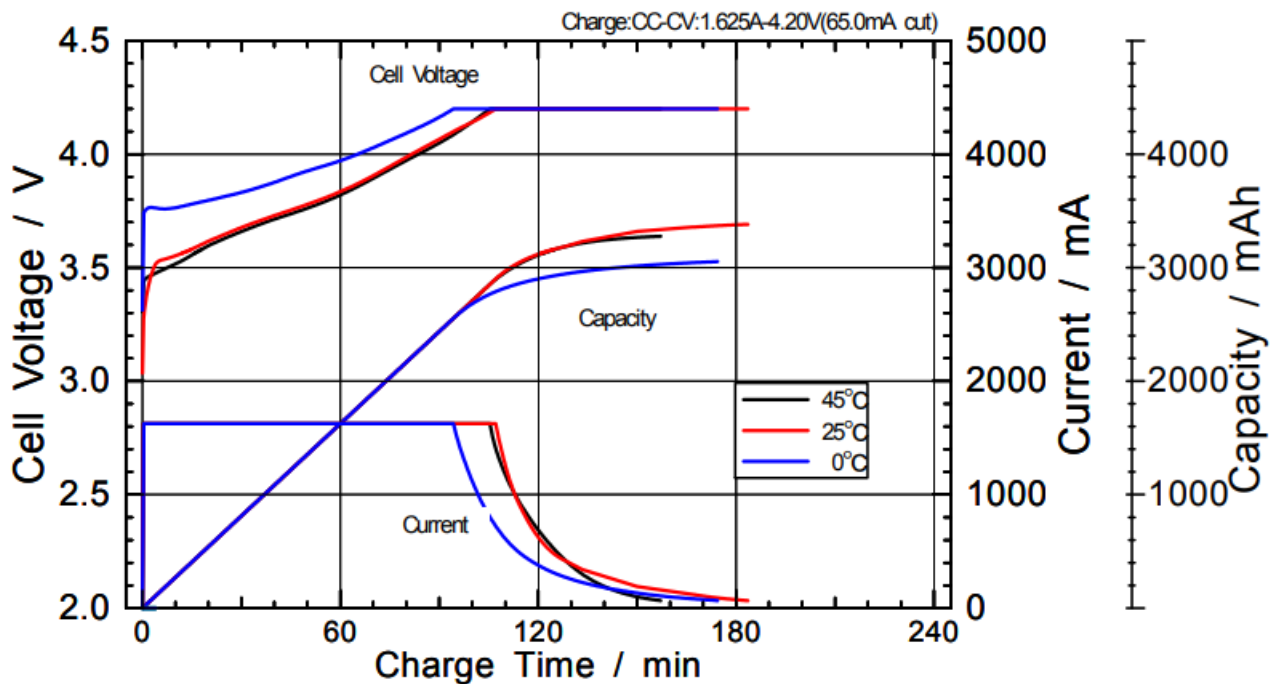
Σε πρώτη φάση θα πρέπει να γίνει η επιλογή των μπαταριών. Όπως αναφέρθηκε και σε προηγούμενη ενότητα, η συνδεσμολογία θα είναι 2 μπαταρίες ιόντων λιθίου σε σειρά. Μετά από αναζήτηση στην αγορά επέλεξα την μπαταρία NCR18650B 3.6V, 3350mAh της εταιρίας Panasonic όπως φαίνεται στην εικόνα παρακάτω [26].



Σχήμα 4.1: NCR18650 Li Ion

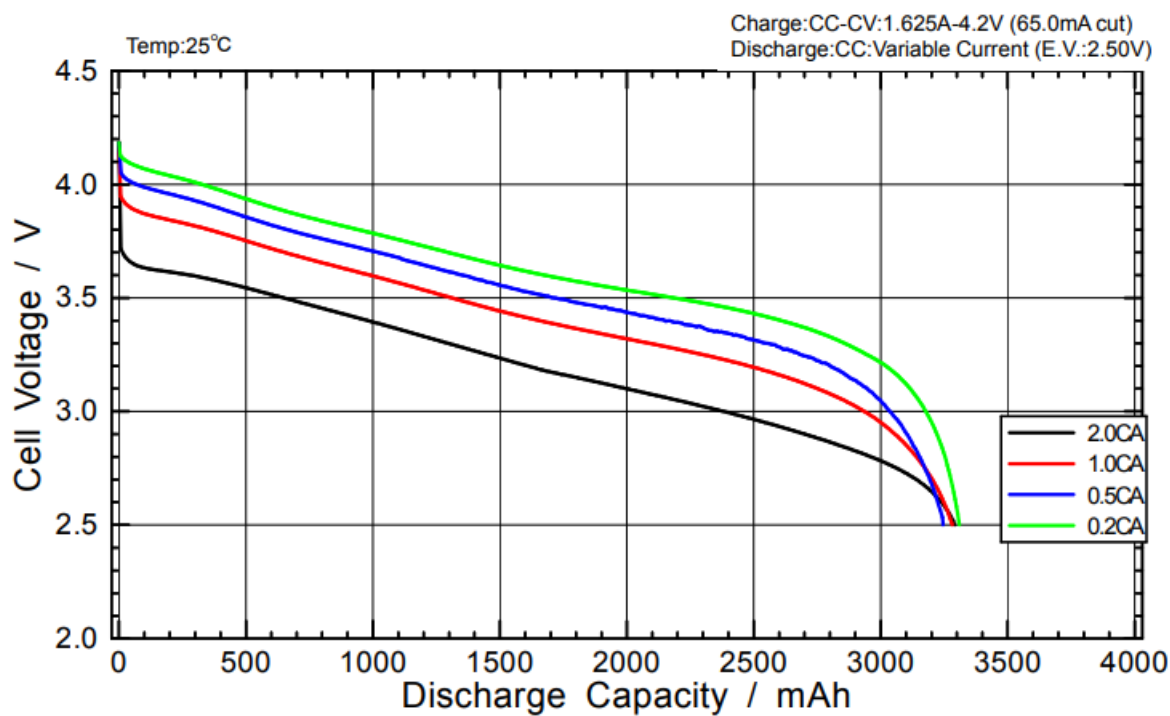
Ο τυπικός κύκλος φόρτισης και εκφόρτισης σύμφωνα με το φύλλο δεδομένων, φαίνεται στο Σχήμα 4.2 και Σχήμα 4.3. Η χαρακτηριστική καμπύλη φόρτισης δείχνει τα στάδια φόρτισης με την μεθοδολογία του σταθερού ρεύματος-σταθερής τάσης. Στην πρώτη φάση με σταθερό ρεύμα η μπαταρία γεμίζει μέχρι να φτάσει το 90 % της χωρητικότητάς της. Στην δεύτερη φάση με σταθερή τάση η μπαταρία φορτίζει αργά μέχρι να φτάσει την μέγιστη χωρητικότητα της. Μόλις γεμίσει το ρεύμα πέφτει αργά στα 0A.

Charge Characteristics for NCR18650B



Σχήμα 4.2: Κύκλος φόρτισης της NCR18650

Discharge Rate Characteristics for NCR18650B



Σχήμα 4.3: Κύκλος αποφόρτισης της NCR18650

Τα χαρακτηριστικά της μπαταρίας φαίνονται στον παρακάτω πίνακα.

Χαρακτηριστικά	Τιμή
Χωρητικότητα	3250 mAh 3350 mAh
Ονομαστική Τάση	3.6V
Τάση φόρτισης	4.2V
Βάρος	48.5kg
Ρεύμα φόρτισης	1625mA
Θερμοκρασία	Φόρτιση 0 εως +45 Αποφόρτιση -20 εως +60 Αποφόρτιση -20 εως +50

4.3 Κύκλωμα φόρτισης και προστασίας μπαταριών

Για την κατασκευή του κυκλώματος φόρτισης και των προστασιών του, έγινε ενδελεχής έρευνα ανάμεσα σε πολλά ολοκληρωμένα κυκλώματα μεγάλων κατασκευαστών. Με βάση τα κριτήρια που έχουν οριστεί στις προηγούμενες ενότητες και την βιβλιογραφία επιλέχθηκαν τα κατάλληλα στοιχεία τα οποία αναφέρονται στις παρακάτω υποενότητες.

4.3.1 Κύκλωμα φόρτισης LT3652

Η επιλογή του ολοκληρωμένου κυκλώματος για την φόρτιση των μπαταριών ιόντων λιθίου θα πρέπει να γίνει με βάση τον αριθμό των κελιών, την τοπολογία φόρτισης, την τάση λειτουργίας, το μέγιστο ρεύμα εισόδου και εξόδου και την θερμοκρασία λειτουργίας. Για αυτό επιλέχθηκε το ολοκληρωμένο κύκλωμα LT3652. Είναι ένας μονολιθικός φορτιστής μπαταρίας υποβάθμισης τάσης, ο οποίος λειτουργεί με τάση εισόδου από 4.95V έως 32V. Παρέχει CC/CV φόρτιση και έχει την δυνατότητα να φορτίσει μέχρι 2A [27]. Παρακάτω φαίνεται το block διάγραμμα στο Σχήμα 4.4.

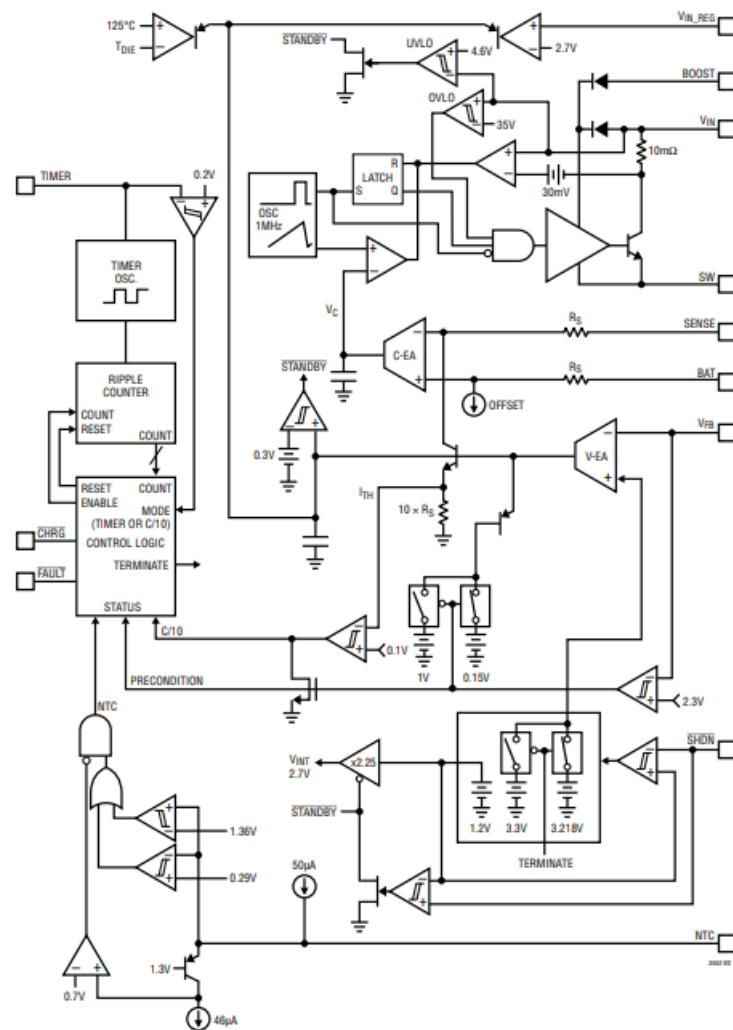
Το ολοκληρωμένο χρησιμοποιεί δύο αντιστάσεις για να καθορίσει την μέγιστη τάση φόρτισης και μία για το μέγιστο ρεύμα φόρτισης. Ο υπολογισμός της αντίστασης για τον καθορισμό του μέγιστου ρεύματος φόρτισης γίνεται με την παρακάτω εξίσωση:

$$R_{sense} = \frac{0.1}{I_{CHG(max)}} (\Omega) \quad (4.1)$$

Για τον υπολογισμό των αντιστάσεων για τον καθορισμό της τάσης φόρτισης της μπαταρίας χρησιμοποιείται η Εξίσωση 4.2 και η Εξίσωση 4.3.

$$R_{FB1} = \frac{V_{BAT(FLT)} * 2.5 * 10^5}{3.3} (\Omega) \quad (4.2)$$

BLOCK DIAGRAM



Σχήμα 4.4: LT3652 Block Διάγραμμα

$$R_{FB2} = \frac{R_{FB1} * (2.5 * 10^5)}{R_{FB1} - (2.5 * 10^5)} (\Omega) \quad (4.3)$$

Στην δική μας εφαρμογή θα χρησιμοποιήσουμε το μέγιστο ρεύμα, οπότε σύμφωνα με τον τύπο Εξίσωση 4.1, η αντίσταση $R_{SENSE} = 0.05 \Omega$.

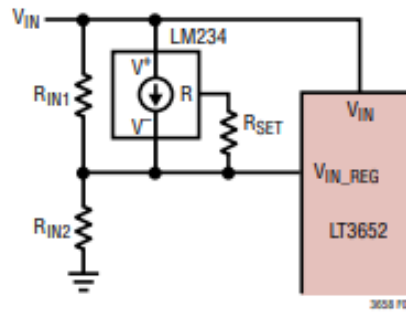
Η τάση φόρτισης των μπαταριών είναι 8.4V, οπότε σύμφωνα με τους παραπάνω τύπους η $R_{FB1} = 636.36k\Omega$ και η $R_{FB2} = 411.76k\Omega$.

Μία επιπλέον λειτουργία που προσφέρει ο LT3652 και είναι καταλυτικός για την επιλογή του είναι η ικανότητα μέσω του LM234 να επιτυγχάνεται MPPT [28]. Το ολοκληρωμένο φαίνεται στο Σχήμα 4.5.



Σχήμα 4.5: LM234

Όπως φαίνεται και στο Σχήμα 4.6, υπολογίζοντας τρεις αντιστάσεις μπορούμε να δώσουμε το μέγιστο ποσοστό της ενέργειας στην είσοδο του φορτιστή από τα Φωτοβολταϊκά [27].



Σχήμα 4.6: MPPT LM234

$$R_{IN1} = -R_{SET} * (TC * 4405)(\Omega) \quad (4.4)$$

$$R_{IN2} = \frac{R_{IN1}}{\frac{V_{MP(25)} + R_{IN1} * \frac{0.0674}{R_{SET}}}{V_{INREG}} - 1} (\Omega) \quad (4.5)$$

Όπου: $TC = -0.078(V/^{\circ}C)$ είναι ο αρνητικός συντελεστής, και

$V_{MP(25)}$ είναι η τάση μέγιστης ισχύος στους $25^{\circ}C$

Οπότε θέτοντας την $R_{SET} = 1k\Omega$ και σε συνδυασμό με την Εξίσωση 4.4 και την Εξίσωση 4.5 θα βρείτε ότι η $R_{IN1} = 344k\Omega$ και η $R_{IN2} = 24.4k\Omega$. Το αποτέλεσμα αυτών φαίνεται στο Σχήμα 4.7 [29]. Παρατηρούμε ότι υπάρχει ένα μικρό σύνολο πιθανών τιμών ισχύος που μπορούμε να επιτύχουμε, καθιστώντας έτσι το κύκλωμα ακριβές. Επιπλέον ο LT3652 χρησιμοποιεί ένα NTC θερμίστορ των $10k\Omega$ με $B=3380$.

Ο LT3652 όπως έχουμε αναφέρει είναι ένα ολοκληρωμένο κύκλωμα υποβάθμισης τάσης. Αυτό σημαίνει ότι πρέπει να γίνει η χρήση ενός πηνίου, το οποίο υπολογίζεται από την Εξίσωση 4.6.

$$L > I_{CHG(MAX)} * \frac{V_{IN(MAX)} - V_{BAT(PRE)}}{V_{IN(MAX)}} (A) \quad (4.7)$$

Άρα το $L > 1.6A$, οπότε επιλέχθηκε η δίοδος NSR05T40P2T5G [31], όπως φαίνεται στο Σχήμα 4.9.



Σχήμα 4.9: Δίοδος NSR05T40P2T5G της εταιρίας Onsemi

4.3.2 Πρωτεύον Κύκλωμα προστασίας

Ένα απαραίτητο κύκλωμα για την σωστή και ομαλή λειτουργία του συστήματος είναι το κύριο ή πρωτεύον κύκλωμα προστασίας. Για την διασφάλιση προστασίας από υπέρταση, υπέρταση και αντίστροφη τροφοδοσία επιλέχθηκε ο LTC4365 της εταιρίας Analog Devices [32]. Το μπλοκ διάγραμμα φαίνεται στο Σχήμα 4.10, ενώ το βασικό κύκλωμα στο Σχήμα 4.11. Ο LTC4365 είναι ένας N-καναλιού κύκλωμα προστασίας που μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε πλειάδα εφαρμογών θετικών και αρνητικών τάσεων. Όλα τα βασικά χαρακτηριστικά φαίνονται στον Πίνακα 4.1. Χρησιμοποιεί δύο συγκριτές έναν για την υπέρταση και έναν για την υπέρταση και με την χρήση αντιστάσεων ορίζεται το επιθυμητό σημείο αποκοπής. Η διακοπή γίνεται με την χρήση mosfet εξωτερικά τα οποία οδηγούνται από το ολοκληρωμένο κύκλωμα.

Πίνακας 4.1: Παράμετροι λειτουργίας LTC4365

Παράμετρος	Τιμή	Μονάδα
Θερμοκρασία	-40 - +125	°C
Τάση λειτουργίας	2.5 - +34	V
Τάση προστασίας	-40 - +60	V

Όπως βλέπουμε και στο κυκλωματικό διάγραμμα χρειαζόμαστε δύο mosfet και τέσσερις αντιστάσεις για τον υπολογισμό των ορίων λειτουργίας. Ο υπολογισμός τους γίνεται με την χρήση των παρακάτω εξισώσεων.

$$R1 + R2 = \frac{V_{OS(UV)}}{I_{UV}} \quad (4.8)$$

$$R3 = \frac{V_{OS(UV)}}{I_{UV}} * \frac{UV_{TH} - 0.5V}{0.5V} \quad (4.9)$$

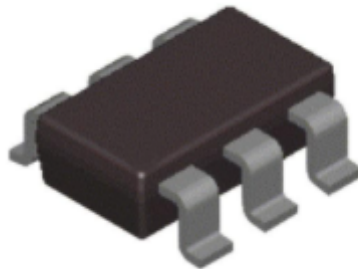
$$R2 = \frac{V_{OS(UV)}}{I_{UV}} - R1 \quad (4.11)$$

Όπου $V_{OS(UV)} = 3mV$ είναι η τάση μετατόπισης, και

$I_{UV} = 10nA$ είναι το μέγιστο ρεύμα διαρροής

Οι παράμετροι ορίστηκαν ως $V_{OS(UV)} = 3mV$, $I_{UV} = 10nA$, $UV_{TH} = 6$ και $OV_{TH} = 21$. Οπότε, $R1 = 215k\Omega$, $R2 = 85.6k\Omega$ και $R3 = 3.3\Omega$.

Τέλος, επιλέχθηκε το Mosfet FDC30N20DZ της εταιρίας On Semiconductor [33], το οποίο φαίνεται στο Σχήμα 4.12 Σχήμα 4.12. Είναι ένα ολοκληρωμένο κύκλωμα με δύο mosfet εσωτερικά, επιτρέποντας την μέγιστη αξιοποίηση του χώρου της πλακέτας.



Σχήμα 4.12: Mosfet FDC30N20DZ

4.3.3 Δευτερεύων Κύκλωμα προστασίας

Όπως αναφέρθηκε και στην εισαγωγή το διάστημα είναι ένα αφιλόξενο μέρος. Για αυτό υπάρχει η ανάγκη και για δεύτερη προστασία με αποτέλεσμα την αύξηση της αξιοπιστίας του συστήματος. Κύρια δουλειά της δευτερεύων προστασίας είναι η αποφυγή της έκρηξης του συσσωρευτή. Για αυτό επιλέχθηκε ο BQ29410 [34], όπως φαίνεται στο Σχήμα 4.13.



Σχήμα 4.13: BQ29410 της εταιρείας Texas Instruments

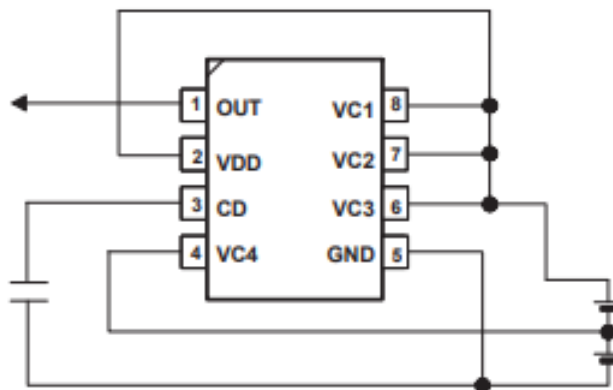
Ο BQ29410 είναι ένα ολοκληρωμένο δευτερεύουσας προστασίας από υπέρταση της σειράς bq2941XX. Μπορεί να χρησιμοποιηθεί από 2 έως 4 κελία ιόντων λιθίου. Η λειτουργία του είναι σε επίπεδο κελιού. Όταν εφαρμοστεί τάση μεγαλύτερη της προγραμματισμένης, εφαρμόζεται μια χρονοκαθυστέρηση για την επαφορά του κυκλώματος σε ομαλή σύνδεση με την μπαταρία. Ο υπολογισμός γίνεται μέσω της Εξίσωση 4.12.

$$t_d = \frac{1.2V * C_{DELAY}}{I_{CD}} \quad (4.12)$$

Όπου $I_{CD} = 0.18\mu A$

Με την επιλογή $1\mu F$ τιμής του πυκνωτή ο $t_d = 6.6ms$.

Το κυκλωματικό διάγραμμα φαίνεται στο Σχήμα 4.14.



Σχήμα 4.14: BQ29410 κυκλωματικό διάγραμμα

4.3.4 Κύκλωμα Προστασίας Φορτίου

Η προστασία του φορτίου από υπερτάσεις και από υπερβολικό ρεύμα για τις διαστημικές εφαρμογές είναι απαραίτητη για την ακεραιότητα της λειτουργίας του συστήματος. Επιπλέον προκαθορίζονται τα σημεία λειτουργίας των κυκλωμάτων μεγιστοποιώντας τους κύκλους ζωής της μπαταρίας. Για αυτό τον λόγο επιλεχθηκε το ολοκληρωμένο κύκλωμα MAX17561 της Maxim Integrated [35]. Το block διάγραμμα φαίνεται στο Σχήμα 4.15, ενώ τα σημαντικότερα χαρακτηριστικά του περιγράφονται στον πίνακα παρακάτω:

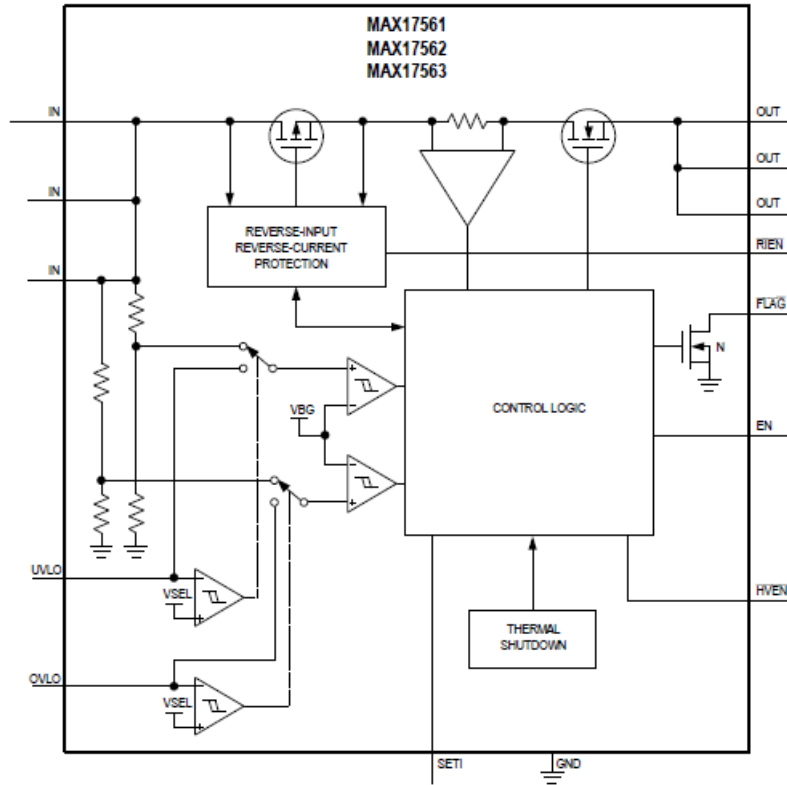
Πίνακας 4.2: Παράμετροι του MAX17561

Παράμετρος	Τιμή	Μονάδα
Αντίστροφο ρεύμα(μεγ.)	20	A
θερμοκρασία λειτουργίας	-40 - +125	°C
Περιοριστής ρεύματος(μεγ.)	4.2	A
Τάση εισόδου	4.5 - 36	V
	33	333

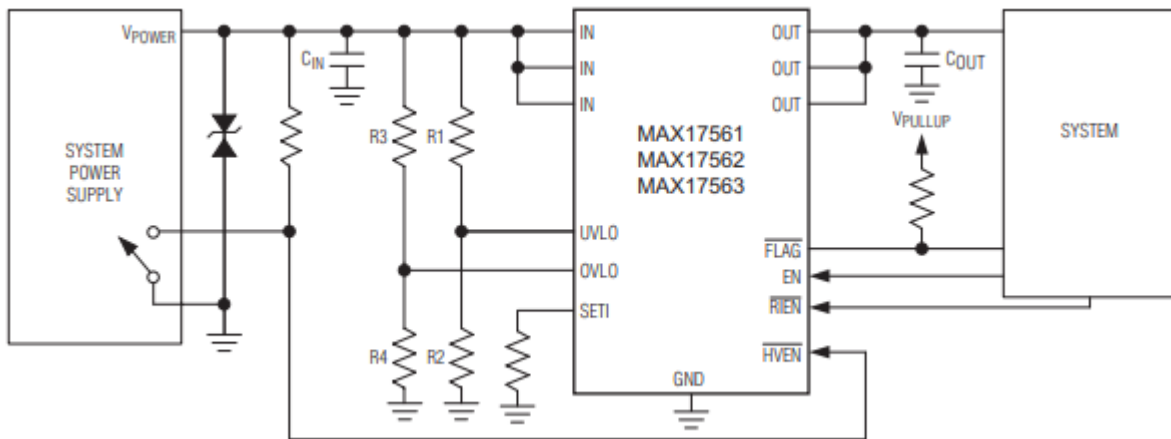
Ο υπολογισμός της προστασίας από υποτάση υπολογίζεται από τις αντιστάσεις R_1 και R_2 από την παρακάτω εξίσωση:

$$V_{UVLO} = V_{BG} * [1 + \frac{R_1}{R_2}] \quad (4.13)$$

Όπου V_{BG} είναι η τάσης αναφοράς του ολοκληρωμένου κυκλώματος.



Σχήμα 4.15: Block Diagram MAX17561



Σχήμα 4.16: Τυπικό κύκλωμα MAX17561

Άρα για $V_{UVLO} = 4.5V$ και θέτοντας την $R_1 = 2.2M\Omega$, η $R_2 = 809, 12k\Omega$.

Αντίστοιχα, για τον υπολογισμό του σημείου υπέρτασης θα πρέπει να υπολογίσουμε τις αντιστάσεις R_3 και R_4 από την παρακάτω εξίσωση:

$$V_{OVLO} = V_{BG} * [1 + \frac{R_3}{R_4}] \quad (4.14)$$

Σημείο αποκοπής από υπέρταση ορίστηκε η τάση ίση με την μέγιστη των ηλιακών συσσωρευτών

σε περίπτωση που το φορτίο τροφοδοτείται από την ισχύ αυτών. Άρα $V_{OVLO} = 22V$. Θέτοντας την αντίσταση $R_3 = 2.2M\Omega$, η $R_4 = 128.04k\Omega$.

Επιπλέον ο περιοστής ρεύματος γίνεται μέσω του υπολογισμού της αντίστασης R_{set} με την παρακάτω εξίσωση:

$$R_{set} = \frac{11500}{I_{LIM}} \quad (4.15)$$

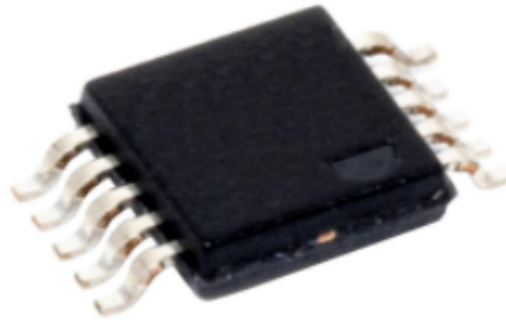
Όπου I_{LIM} είναι το επιθυμητό ρεύμα αποκοπής σε mA. Για αυτή την εφαρμογή ορίστηκε στα 3A. Οπότε μέσω της εξίσωσης Εξίσωση 4.3, η $R_{set} = 3.83k\Omega$. Τέλος, σημαντικός είναι ο υπολογισμός είναι ο υπολογισμός του πυκνωτή εξόδου ο οποίος γίνεται με την παρακάτω εξίσωση:

$$C_{MAX} = \frac{I_{LIM} * t_{BLANK}}{V_{IN}} \quad (4.16)$$

Όπου $t_{BLANK} = 20.7ms$ είναι ο τυπικός χρόνος που η έξοδος αποκόπτεται από την είσοδο, όταν η τάση εισόδου στο ολοκληρωμένο κύκλωμα φθάσει την τάση κατωφλίου και V_{IN} είναι η τάση εισόδου.

4.4 Μετρητής Χωρητικότητας

Για την μέτρηση της χωρητικότητας της μπαταρίας επιλέχθηκε ο LTC4150 [36], όπως φαίνεται και στο Σχήμα 4.17. Ο αλγόριθμος που χρησιμοποιεί είναι η μέτρηση Coulomb.



Σχήμα 4.17: LTC4150

Η μέτρηση γίνεται μέσω μιας αντίστασης η οποία είναι σε σειρά με την μπαταρία. Χρησιμοποιώντας την Εξίσωση 4.17.

$$R_{SENSE} = \frac{50mV}{I_{max}} \quad (4.17)$$

Για $I_{max} = 1A$ θα χρησιμοποιήσουμε μία αντίσταση 0.05Ω . Εσωτερικά υπάρχει ένας μετατροπέας τάσης σε συχνότητα, ο οποίος στην έξοδο του αποδίδει έναν παλμό. Αυτός ο παλμός αντιστοιχεί σε μια συγκεκριμένη ποσότητα σύμωνα με την Εξίσωση 4.18. Οπότε μετρώντας το άθροισμα των διακοπών

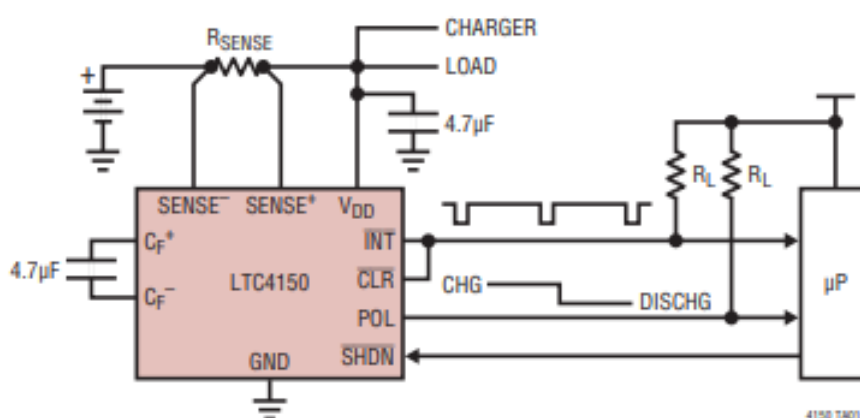
μπορούμε να αθροίσουμε την μεταβολή της χωρητικότητας στην φόρτιση και εκφόρτιση.

$$\overline{INT} = \frac{1}{3600 * G_{VF} * R_{SENSE}} [Ah] \quad (4.18)$$

Όπου $G_{VF} = 32,55 Hz/V$.

Για $R_{SENSE} = 0,05\Omega$, κάθε μία διακοπή ισοδυναμεί με $0,1706mAh$. Οπότε, άμα επιθυμούμε να φορτίσουμε ή εκφορτίσουμε μία μπαταρία $3400mAh$, θα μετρήσουμε περίπου 19920 interrupts.

Για την αποκοπή του θορύβου εφαρμόζεται ένας πυκνωτής $4.7\mu F$, όπως φαίνεται στο Σχήμα 4.18.



Σχήμα 4.18: LTC4150 Σχηματικό

Για την κατανόηση της κατάστασης της μπαταρίας θα χρησιμοποιήσουμε τον ακροδέκτη POL. Όταν η μπαταρία φορτίζει είναι σε κατάσταση λογικού HIGH, ενώ όταν εκφορτίζει βρίσκεται σε κατάσταση λογικού "LOW".

Τέλος, η τροφοδοσία μπορεί να γίνει απευθείας από την μπαταρία ή να εφαρμοστεί εξωτερική τάση από $2.7V$ έως $8.5V$.

4.5 Μέτρηση Ρεύματος

Για την παρούσα κατασκευή θα χρειαστούμε 2 μετρητές ρεύματος. Μία στην είσοδο των φωτοβολταϊκών και ένα στην έξοδο για την τροφοδοσία των φορτίων. Για αυτό τον λόγο επέλεξα ένα διάσημο ολοκληρωμένο το INA139 [37]. Είναι ένα "HIGH SIDE", μονόδρομος μετρητής ρεύματος. Τα χαρακτηριστικά του παρουσιάζονται στον Πίνακα 4.3.

Όπως έχουμε αναφέρει θα χρησιμοποιήσουμε μία αντίσταση σε σειρά με την γραμμή τροφοδοσίας για να μετρήσουμε το ρεύμα η οποία είναι 0.05Ω . Στην συνέχεια θα πρέπει να επιλέξουμε το κέρδος ενίσχυσης της τάσης. Για αυτό επιλέχθηκε μία αντίσταση $20k\Omega$ η οποία έχει κέρδος τάσης 20. Ο υπολο-

Πίνακας 4.3: Παράμετροι λειτουργίας INA139

Παράμετρος	Τιμή	Μονάδα
Θερμοκρασία	-40 - +125	°C
Τάση τροφοδοσίας	2.7 - 40	V

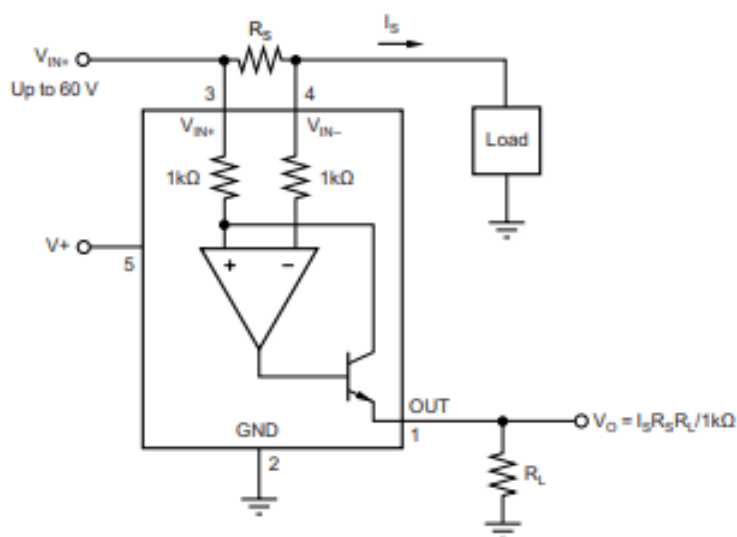
γισμός της τάσης εξόδου γίνεται με την Εξίσωση 4.19.

$$V_o = \frac{I_s * R_s * R_L}{1k\Omega} V \quad (4.19)$$

Οπότε λύνοντας την σχέση Εξίσωση 3.1 ως προς I_s έχουμε την Εξίσωση 4.20.

$$I_s = \frac{V_o * 1k\Omega}{R_s * R_L} \quad (4.20)$$

Το κυκλωματικό σχέδιο φαίνεται στο Σχήμα 4.19



Σχήμα 4.19: INA139 Schematic

4.6 Σχεδιασμός πλακέτας

Ο σχεδιασμός της πλακέτας έγινε με το λογισμικό KiCad. Το KiCad είναι ένα δωρεάν σχεδιαστικό λογισμικό το οποίο υποστηρίζεται από τα περισσότερα γνωστά λειτουργικά Windows, Linux, Solaris, Mac OS. Αρχικά διαμορφώθηκε το σχηματικό με τα απαραίτητα ολοκληρωμένα κυκλώματα, παθητικά στοιχεία και κοντέκτορες για την κάλυψη όλων των ορισμένων προαπαιτούμενων και για την ευκολία των μετρήσεων. Στην συνέχεια μέσω βιβλιοθηκών συμπεριλήγηκαν τα footprints και τα 3D μοντέλα των υλικών. Τέλος σχεδιάστηκε η πλακέτα με την τοποθέτηση των υλικών και την σύνδεση των αγωγών. Χρησιμοποιήθηκαν και οι δύο όψεις (πάνω και κάτω), ενώ ακολουθήθηκαν οι απαραίτητοι κανόνες για την ορθή σχεδίαση και την αποφυγή βραχυκυκλωμάτων και ωμικών απωλειών. Στο παράρτημα Α βρίσκονται τα σχέδια της πλακέτας.

4.7 Επίλογος

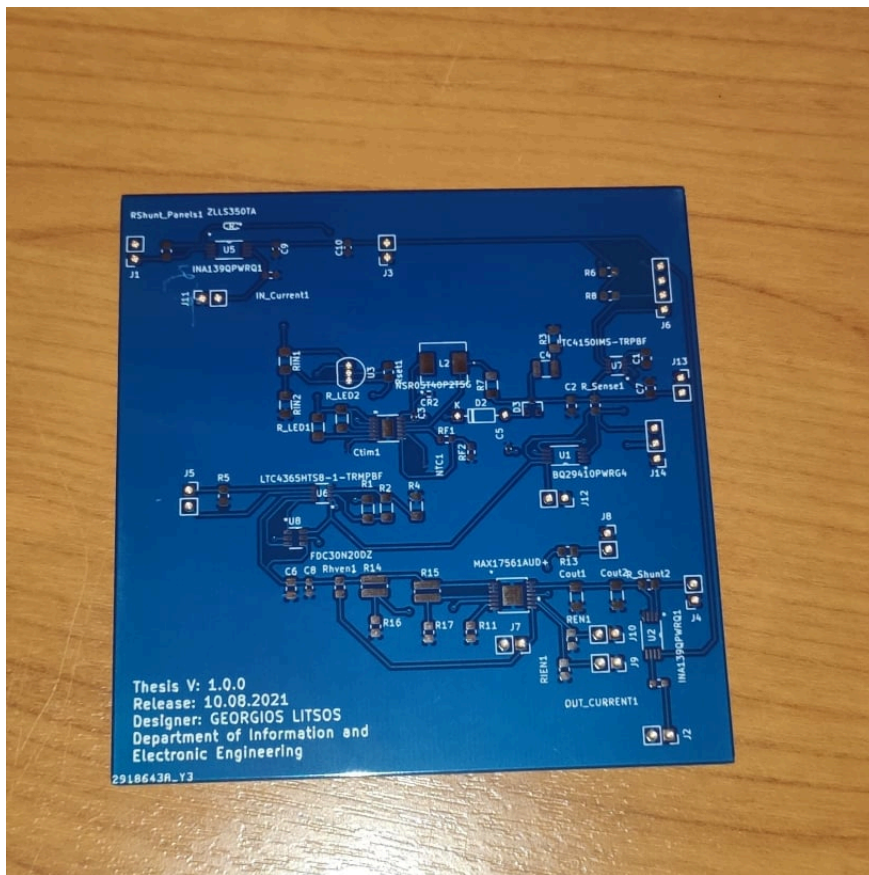
Σε αυτό το κεφάλαιο επιλέξαμε τα βασικά ολοκληρωμένα κυκλώματα σύμφωνα με τις προδιαγραφές. Στην συνέχεια επιλέχθηκαν όλα τα απαραίτητα παθητικά στοιχεία. Τέλος έγινε ο σχεδιασμός της πλακέτας.

Κεφάλαιο 5ο: Κατασκευή

Σε αυτό το κεφάλαιο παρουσιάζονται όλες οι πειραματικές μετρήσεις μετά την παραλαβή της πλακέτας και την κόλληση των στοιχείων. Οι μετρήσεις που πραγματοποιήθηκαν αφορούσαν μέτρηση τάσης για την λειτουργία των προστασιών και της φόρτισης των μπαταριών καθώς και ρεύματος για τον έλεγχο της εισόδου και εξόδου από την πλακέτα. Παράλληλα, χρησιμοποιήθηκε η αναπτυξιακή πλακέτα NUCLEO-F446R3 [38] της εταιρείας STMicroelectronics για την χρήση λογισμικού.

5.1 Τοποθέτηση και κολλήσεις

Πρώτα έγινε η παραλαβή της πλακέτας όπως φαίνεται και στο Σχήμα 5.1, η οποία παράχθηκε σε εργοστάσιο. Στην συνέχεια έγινε η παραλαβή των υλικών για την τοποθέτησή τους.

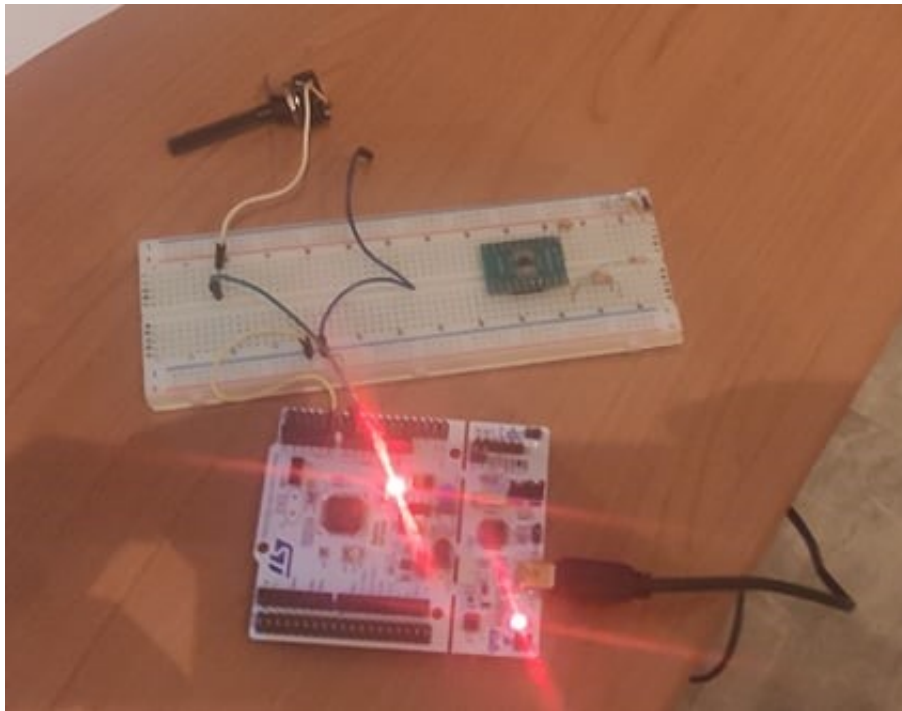


Σχήμα 5.1: PCB

Η διαδικασία των κολλήσεων έγινε σε δύο φάσεις. Πρώτα πραγματοποιήθηκε η κόλληση με θερμό αέρα των smd εξαρτημάτων, ενώ στην δεύτερη φάση χρησιμοποιήθηκε κολλητήρι για τα Through-hole.

5.2 Μετρήσεις

Οι μετρήσεις έγιναν με την χρήση της αναπτυξιακής πλακέτας NUCLEO-F446RE [38]. Ενδεικτικά φαίνονται στο Σχήμα 5.2 η αξιολόγηση του INA139 για την συγγραφή κώδικα.



Σχήμα 5.2: Μετρήσεις

Στην πορεία προστέθηκε και ο LTC4150 για να προστεθούν οι έλεγχοι. Χρησιμοποιήθηκε το σειριακό πρωτόκολλο USART και μέσω του προγράμματος PUTTY έγινε η εμφάνιση των δεδομένων όπως φαίνεται στο Σχήμα 5.3.

```
Current is: 0.20 A
Current is: 0.02 A
Capacity is: 0.85 V
Capacity is: 3350.00
Current is: 0.20 A
Current is: 0.02 A
Capacity is: 3350.00
Current is: 0.20 A
Current is: 0.02 A
```

Σχήμα 5.3: Δοκιμή INA139 και LTC4150

Το σύνολο των μετρήσεων παρουσιάζονται στο Παράρτημα Α.

Κεφάλαιο 6ο: Συμπεράσματα ή/και προτάσεις βελτίωσης

6.1 Σύνοψη

Η παρούσα διπλωματική περιγράφει την μελέτη, την ανάλυση και την κατασκευή ενός πρωτότυπου φορτιστή ιόντων λιθίου και των απαραίτητων προστασιών για την χρήση του σε έναν ναυοδορυφόρο. Ένα σημαντικό κομμάτι αφιερώθηκε στην κατανόηση των περιβαλλοντικών συνθηκών λειτουργίας του συστήματος. Ο ορισμός των προδιαγραφών μαζί με την έλλειψη σε ολοκληρωμένα κυκλώματα για την κάλυψη αυτών δυσκόλεψε την επιλογή. Οι μετρήσεις έδειξαν ότι υπάρχουν περιθώρια σημαντικής βελτίωσης.

6.2 Μελλοντική Εργασία

Με βάση τις θεωρητικές και πρακτικές γνώσεις που αποκτήθηκαν μαζί με τις απαιτήσεις για μια διαστημική κατασκευή μελλοντικά θα πρέπει να γίνουν τα επακόλουθα:

- Η ένταξη EMI φίλτρων μεταξύ των κυκλωμάτων για την μεγιστοποίηση της ορθής λειτουργίας του συστήματος.
- Η κατασκευή θήκης τοποθέτησης των μπαταριών πάνω στην πλακέτα και η προσθήκη ενός θερμομαντήρα μαζί με το κύκλωμα ελέγχου του.
- Η κατασκευή της πλακέτας σύμφωνα με το ECSS-Q-ST-70-60C για τον κατασκευαστή της πλακέτας και η σχεδίαση σύμφωνα με το ECSS-Q-ST-70-12C [39, 40]
- EMC έλεγχος

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- [1] Wikipedia, “Τεχνητός δορυφόρος,” 25.08.2021.
- [2] Pixalytics, “Ucs satellite database,” 01.05.2021.
- [3] ESA, “Types of orbits,” 30.03.2020.
- [4] ESA, “Radiation environment and its effects in eee components and hardness assurance for space applications,” 09.05.2017.
- [5] R. Connolly, “The p-pod payload planners guide, revision c,” 05.06.2000.
- [6] Wikipedia, “Cubesat,” 06.09.2021.
- [7] N. Database, “What is a cubesat & other picosatellites,” 2021.
- [8] Wikipedia, “Pw-sat,” 29.06.2021.
- [9] Wikipedia, “Kysat-1,” 14.01.2021.
- [10] UPSAT, “The first open source satellite,” 2021.
- [11] Spacedot, “Acubesat,” 2021.
- [12] Wikipedia, “European cooperation for space standardization,” 21.08.2021.
- [13] ECSS, *ECSS-E-ST-10-03C – Testing*. European Cooperation for Space Standardization, 01.06.2012.
- [14] ECSS, *ECSS-E-ST-10-04C Rev.1 – Space environment*. European Cooperation for Space Standardization, 15.06.2020.
- [15] ECSS, *ECSS-E-ST-20C Rev.1 – Electrical and electronic*. European Cooperation for Space Standardization, 15.10.2019.
- [16] ECSS, *ECSS-E-ST-20-08C Rev.1 – Photovoltaic assemblies and components*. European Cooperation for Space Standardization, 18.07.2012.
- [17] ECSS, *ECSS-E-ST-32-08C Rev.1 – Space engineering – Materials*. European Cooperation for Space Standardization, 15.10.2016.
- [18] I. K. Regina Elaine Santos Cabette, Maria Cecília Zanardi, “Magnitude of solar radiation torque in the transition region from the umbra to the dark shadow of the earth,” *Journal of Physics Conference Series 641*, 10.2015.
- [19] J. Q. Yevgen Barsukov, *Battery Power Management for Portable Devices*. ARTECH HOUSE, 2013.
- [20] M. Integrated, “Switch-mode, linear, and pulse charging techniques for li+ battery in mobile phones and pdas,” 02.08.2002.

- [21] H. Zhang, “Basic concepts of linear regulator and switching mode power supplies,” *Analog Devices, Application Note*, pp. 5–16, 2013.
- [22] E. R. Arthur Huang, “11 ways to protect your power path,” 2019.
- [23] T.I., “Overvoltage protection with comparator circuit,” 01.2019.
- [24] J. Falin, “Reverse current/battery protection circuits,” 06.2013.
- [25] T.I., “Simplifying current sensing,” 2020.
- [26] Panasonic, “Lithium ion ncr18650b,” 01.2012.
- [27] A. Devices, “Lt3652 datasheet,” 12.2015.
- [28] T. I., “Lm234 datasheet,” 05.2013.
- [29] J. Drew, “Designing a solar cell battery charger,” *Linear Technology Magazine*, vol. 14, no. 3, pp. 12–15, 05.2009.
- [30] VISHAY, “Ihlp-2525cz-01,” 01.01.2019.
- [31] Onsemi, “Nsr05t40p2,” 08.2016.
- [32] A. Devices, “Ltc4365 - overvoltage, undervoltage and reverse supply protection controller,” 09.2019.
- [33] O. Semiconductor, “Fdc30n20dz: Dual n-channel powertrench® mosfet, 30v, 4.6a, 31mΩ,” 03.2016.
- [34] TI, “Bq29410 -voltage protection for 2-, 3-, or 4-cell li-ion batteries (2nd-level protection),” 08.2008.
- [35] Maxim-Integrated, “Max17561,” 09.2017.
- [36] LT, “Ltc4150 - coulomb counter/ battery gas gauge),” 02.2010.
- [37] TI, “Ina139 - 2.7 to 36v, 440khz variable gain current sense amplifier),” 02.2017.
- [38] ST, “Stm32 nucleo-64 boards,” 14.10.2020.
- [39] ECSS, *ECSS-Q-ST-70-60C Corrigendum 1 – Qualification and procurement of printed circuit boards*. European Cooperation for Space Standardization, 01.03.2019.
- [40] ECSS, *ECSS-Q-ST-70-12C – Design rules for printed circuit boards (14 July 2014)*. European Cooperation for Space Standardization, 14.07.2014.
- [41] O. LAB, “Battery impedance measurement,” 2017.

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α: ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ

Εδώ παρουσιάζονται οι μετρήσεις. Χρησιμοποιήθηκε το πολύμετρο VA16 της εταιρείας V&A.

Πίνακας Α□.1: Είσοδος INA139

Ρεύμα(A)	Μέτρηση INA139(A)
0.24	0.24
0.5	0.505
1	1.01
1.51	1.52

Πίνακας Α□.2: Έξοδος INA139

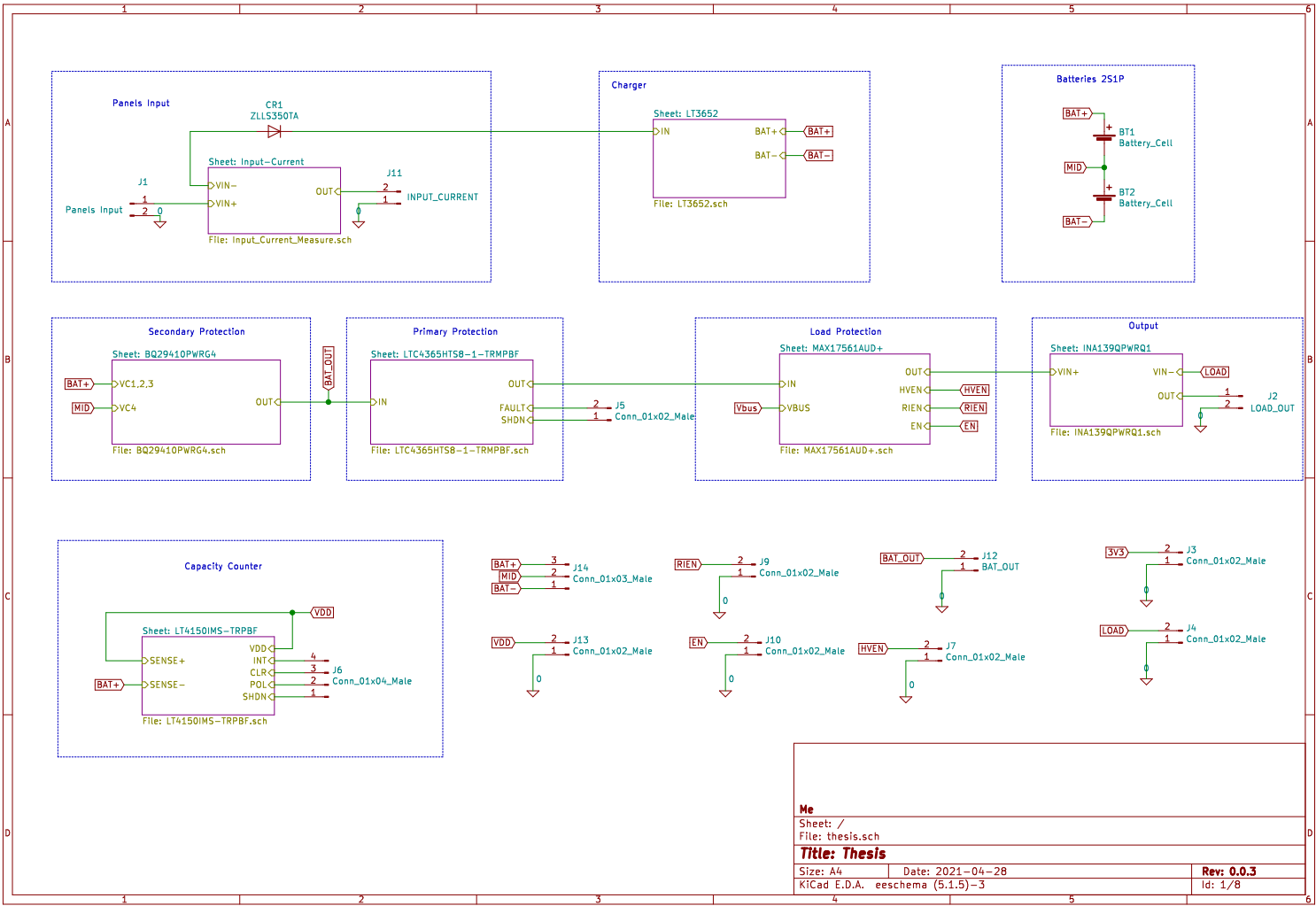
Ρεύμα(A)	Μέτρηση INA139(A)
0.24	0.24
0.5	0.505
1	1.01
1.5	1.52

Πίνακας Α□.3: Χρόνος φόρτισης μπαταριών

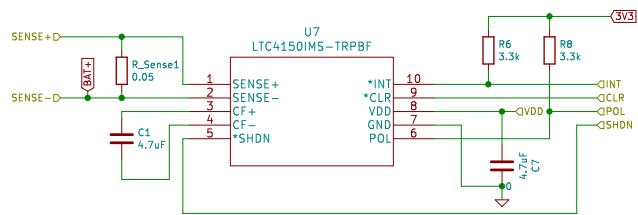
Ρεύμα(A)	Ωρες
0.5	4h 25min 33sec
1	3h 29min 56sec
2	1h 55min 34sec

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α: ΣΧΕΔΙΑ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗΣ ΠΛΑΚΕΤΑΣ

Στις επόμενες σελίδες παρουσιάζονται τα σχηματικά ως σύστημα και στην συνέχεια τα σχηματικά ανά ολοκληρωμένο κύκλωμα. Στην συνέχεια παρουσιάζεται η πάνω και η κάτω όψη και η 3D προβολή της πάνω όψης.



Me		
Sheet: /		
File: thesis.sch		
Title: Thesis		
Size: A4	Date: 2021-04-28	Rev: 0.03
KiCad E.D.A.	eeschema (5.1.5)-3	Id: 1/8

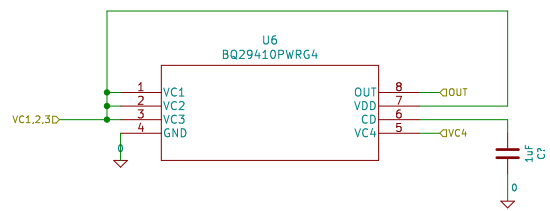


Sheet: /LT4150IMS-TRPBF/
 File: LT4150IMS-TRPBF.sch

Title:

Size: A4 Date:
 KiCad E.D.A. eeschema (5.1.5)-3

Rev:
 Id: 2/8

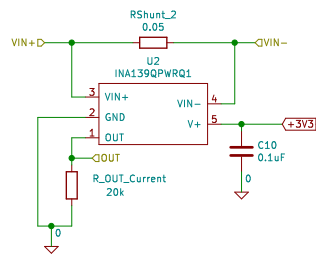


Sheet: /BQ29410PWG4/
 File: BQ29410PWG4.sch

Title:

Size: A4 Date: KiCad E.D.A. eeschema (5.1.5)-3

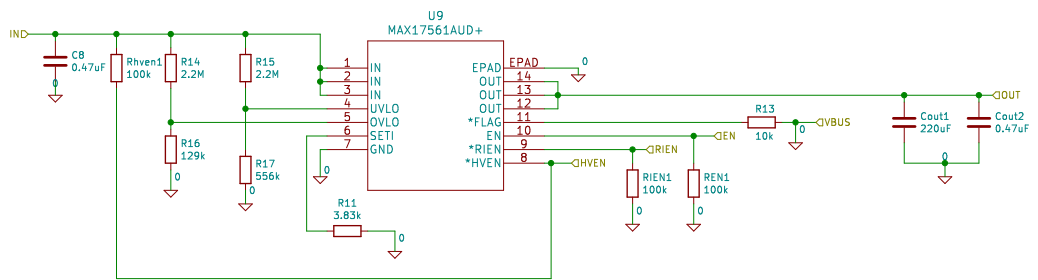
Rev: Id: 3/8



Sheet: /INA139QPWRQ1/
File: INA139QPWRQ1.sch

Title:

Size: A4 Date: Rev:
KiCad E.D.A. eeschema (5.1.5)-3 Id: 4/8

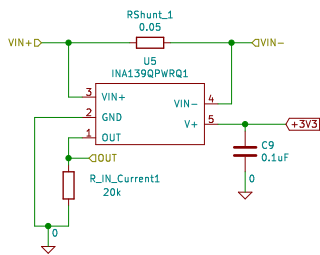


Sheet: /MAX17561AUD+/
 File: MAX17561AUD+.sch

Title:

Size: A4 Date:
 KiCad E.D.A. eeschema (5.1.5)-3

Rev:
 Id: 5/8

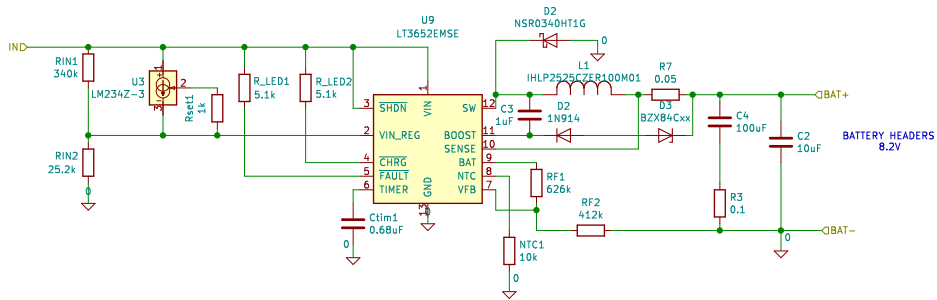


Sheet: /Input-Current/
 File: Input_Current_Measure.sch

Title:

Size: A4 Date:
 KiCad E.D.A. eeschema (5.1.5)-3

Rev:
 Id: 7/8

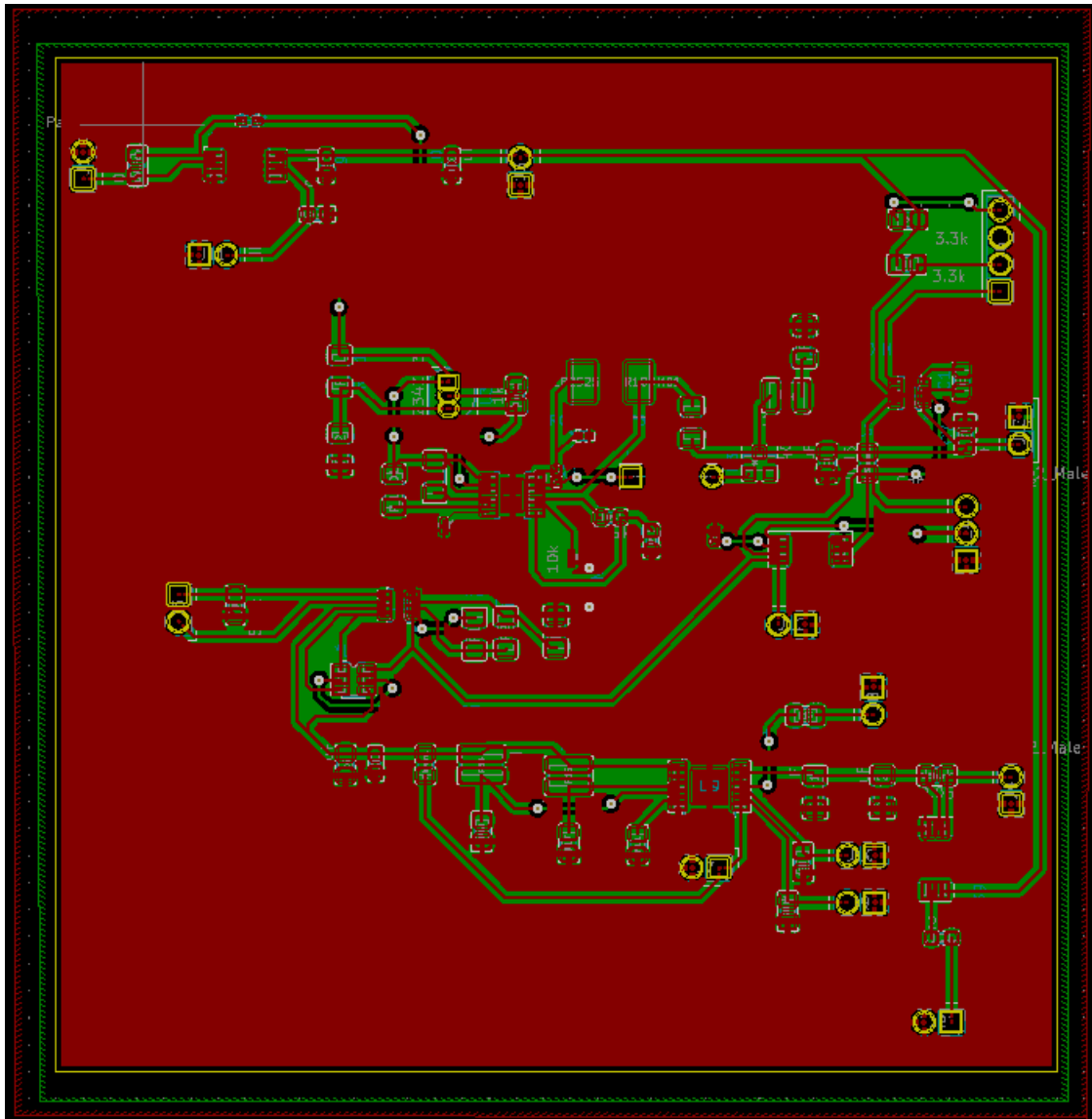


Sheet: /LT3652/
File: LT3652.sch

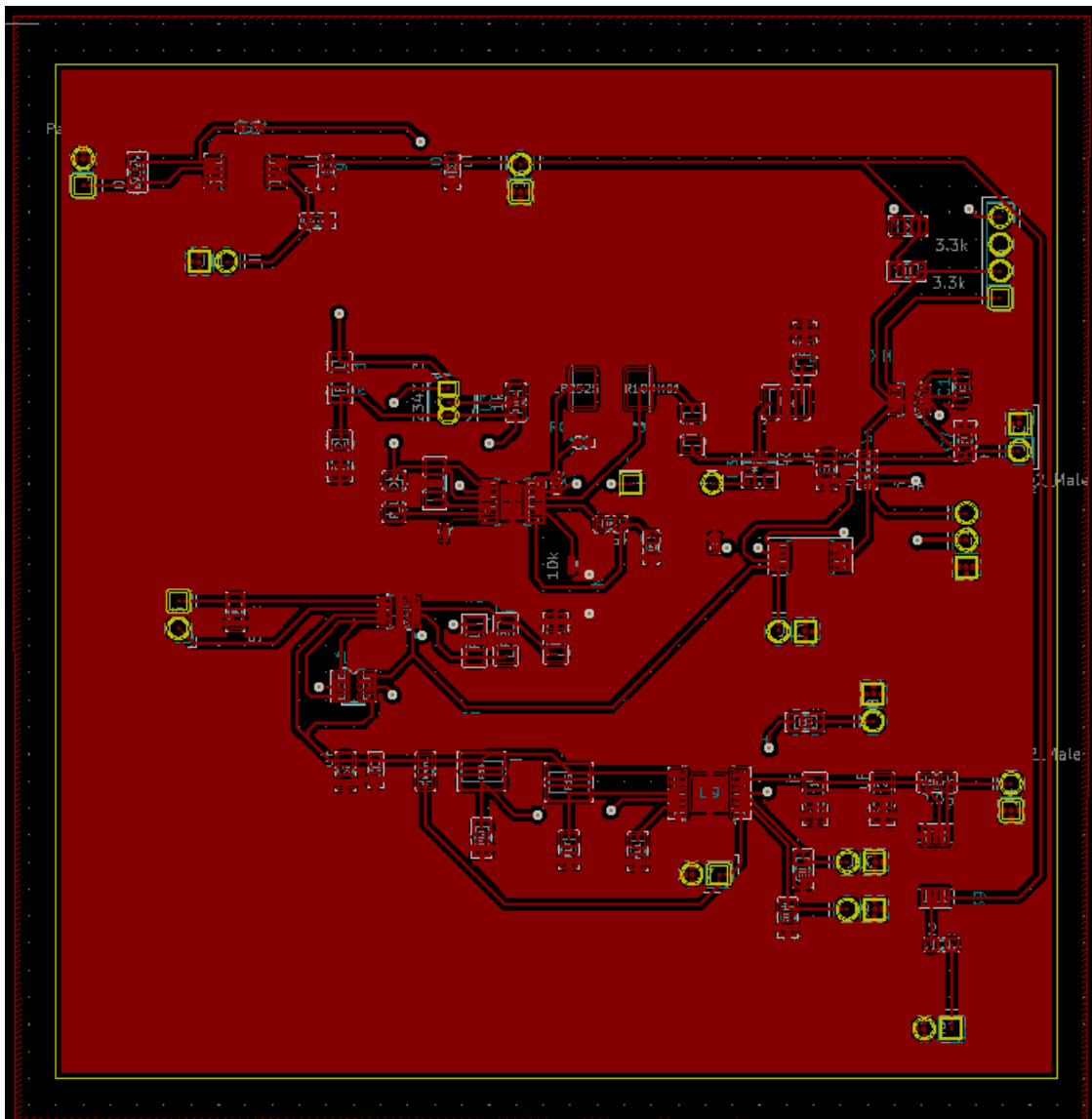
Title:

Size: A4 Date: KiCad E.D.A. eeschema (5.1.5)-3

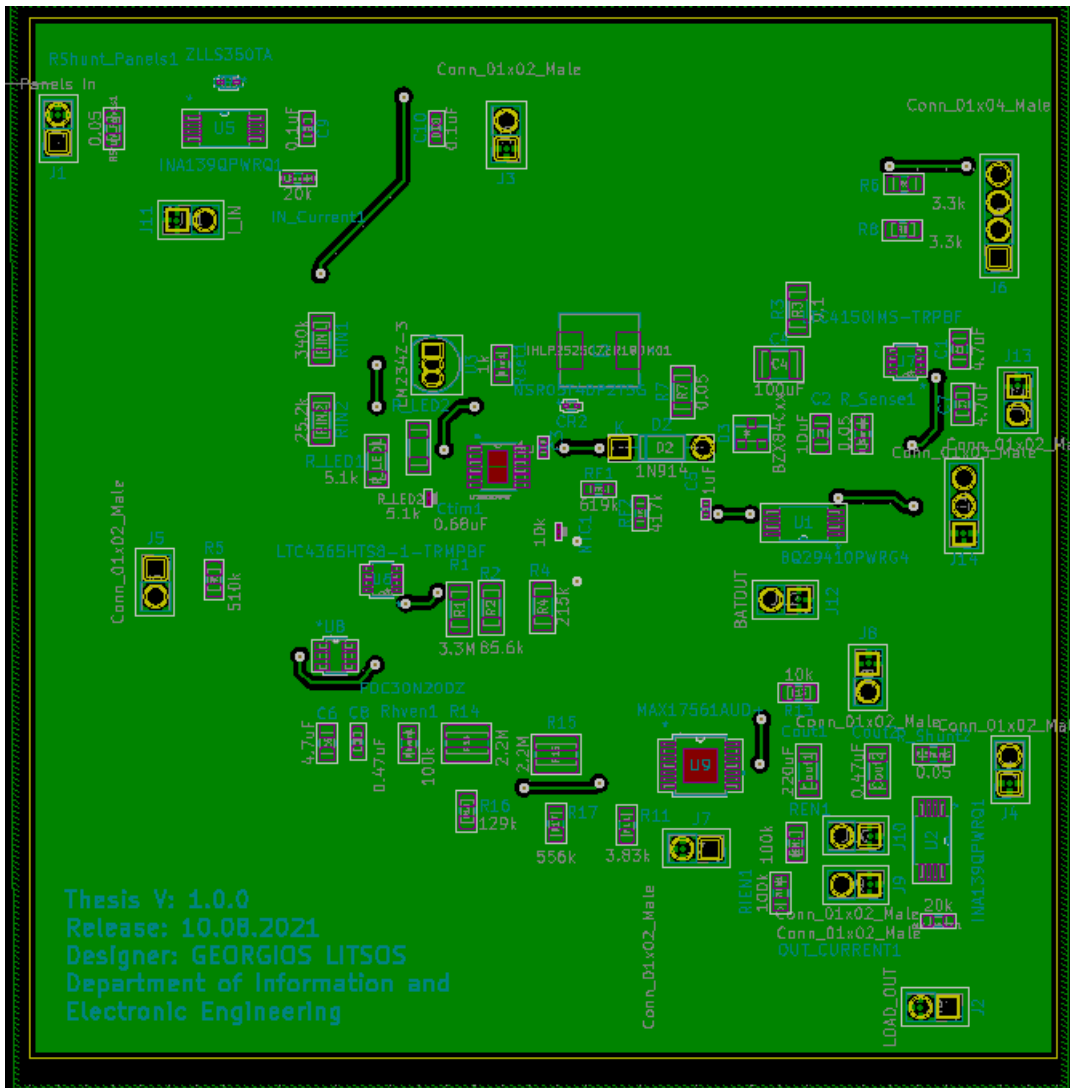
Rev: Id: B/8



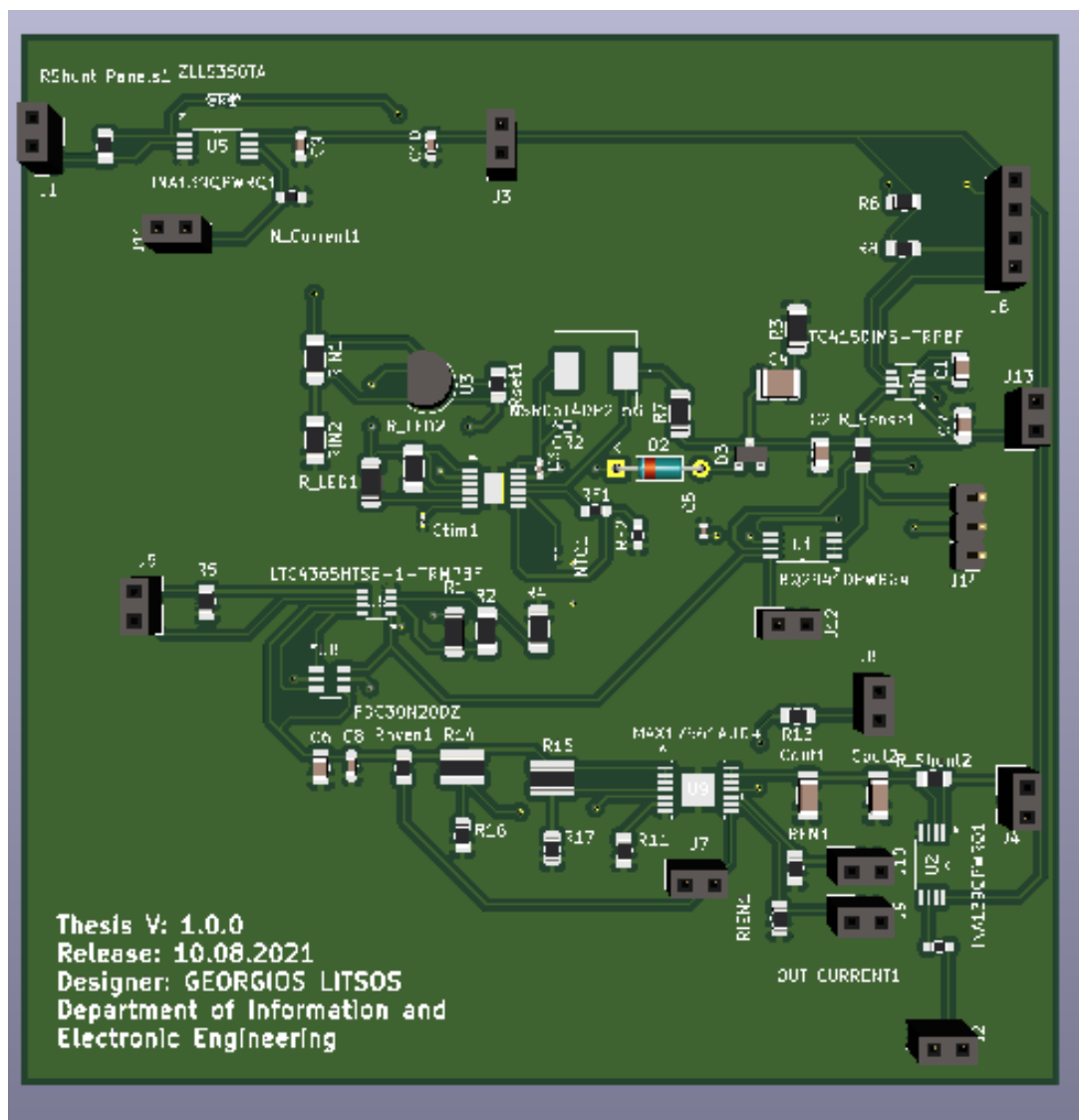
Σχήμα Β.1: Πλακέτα Σύνολο



Σχήμα Β.2: Πάνω όψη



Σχήμα Β.3: Κάτω όψη



Σχήμα Β.4: 3D απεικόνιση

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β: ΚΩΔΙΚΑΣ

Παρακάτω παρουσιάζεται ο κώδικας του μικροελεγκτή.

```
#include "main.h"
#include <stdio.h>
#include <string.h>

ADC_HandleTypeDef hadc1;
ADC_HandleTypeDef hadc2;
float capacity=3350.00; //mAh
float valueint = 0.176; //mAh
SPI_HandleTypeDef hspi2;

UART_HandleTypeDef huart2;

void SystemClock_Config(void);
static void MX_GPIO_Init(void);
static void MX_ADC1_Init(void);
static void MX_USART2_UART_Init(void);
static void MX_SPI2_Init(void);
static void MX_ADC2_Init(void);

int main(void)
{
    /* USER CODE BEGIN 1 */
        uint16_t in1;
        uint16_t in2;
        char msg1[16];
        char msg2[16];
        char msg3[16];
        char msg4[16];
        char msg5[16];
        float raw1;
        float raw2;

    HAL_Init();
```

```

SystemClock_Config();

MX_GPIO_Init();
MX_ADC1_Init();
MX_USART2_UART_Init();
MX_SPI2_Init();
MX_ADC2_Init();

while (1)
{

    HAL_ADC_Start(&hadc1);
    HAL_ADC_Start(&hadc2);
    HAL_ADC_PollForConversion(&hadc1, HAL_MAX_DELAY);
    in1 = (uint8_t) HAL_ADC_GetValue(&hadc1);
    float vin1 = in1*(3.3/4095);
    HAL_ADC_PollForConversion(&hadc2, HAL_MAX_DELAY);
    in2 = (uint8_t) HAL_ADC_GetValue(&hadc2);
    float vin2 = in2*(3.3/4095);

    HAL_GPIO_WritePin(GPIOA, GPIO_PIN_0, GPIO_PIN_SET);
    HAL_GPIO_WritePin(GPIOA, GPIO_PIN_1, GPIO_PIN_SET);

    sprintf(msg1, "Voltage is: %.2f V \r\n ", vin1);
    // sprintf(msg1, "Current is: %.2f V \r\n ", vin1);
    HAL_UART_Transmit(&huart2, (uint16_t*)msg1, strlen(msg1), HAL_MAX_DELAY);
    sprintf(msg2, "Voltage is: %.2f V \r\n ", vin2);
    // sprintf(msg2, "Current is: %.2f V \r\n ", vin2);
    HAL_UART_Transmit(&huart2, (uint8_t*)msg2, strlen(msg2), HAL_MAX_DELAY);

int button_val1 = HAL_GPIO_ReadPin(GPIOB, GPIO_PIN_4); // int
int button_val2 = HAL_GPIO_ReadPin(GPIOB, GPIO_PIN_5); // pol

if(button_val1 == 0 & button_val2 == 0){

    float capacity= capacity + valueint; //mAh
    sprintf(msg3, "Capacity is: %.2f V \r\n ", capacity);
    HAL_UART_Transmit(&huart2, (uint8_t*)msg3, strlen(msg3), HAL_MAX_DELAY);

}

```

```

if(button_val1 == 1 & button_val2 == 0){

    float capacity = capacity - valueint;
    sprintf(msg4, "Capacity is: %.2f V \r\n ", capacity);
        HAL_UART_Transmit(&huart2 , (uint8_t*)msg4, strlen(msg4), HAL_M

}
else {
    sprintf(msg5, "Capacity is: %.2f \r\n ", capacity);
        HAL_UART_Transmit(&huart2 , (uint8_t*)msg5, strlen(msg5), HAL_MAX_DELAY

        HAL_Delay(1000);
}
}
/* USER CODE END 3 */
}

void SystemClock_Config(void)
{
    RCC_OscInitTypeDef RCC_OscInitStruct = {0};
    RCC_ClkInitTypeDef RCC_ClkInitStruct = {0};

    __HAL_RCC_PWR_CLK_ENABLE();
    __HAL_PWR_VOLTAGESCALING_CONFIG(PWR_REGULATOR_VOLTAGE_SCALE1);

    RCC_OscInitStruct.OscillatorType = RCC_OSCILLATORTYPE_HSE;
    RCC_OscInitStruct.HSEState = RCC_HSE_ON;
    RCC_OscInitStruct.PLL.PLLState = RCC_PLL_ON;
    RCC_OscInitStruct.PLL.PLLSource = RCC_PLLSOURCE_HSE;
    RCC_OscInitStruct.PLL.PLLM = 4;
    RCC_OscInitStruct.PLL.PLLN = 180;
    RCC_OscInitStruct.PLL.PLLP = RCC_PLLP_DIV2;
    RCC_OscInitStruct.PLL.PLLQ = 2;
    RCC_OscInitStruct.PLL.PLLR = 2;
    if (HAL_RCC_OscConfig(&RCC_OscInitStruct) != HAL_OK)
    {
        Error_Handler();
    }

    if (HAL_PWREx_EnableOverDrive() != HAL_OK)
    {

```

```

    Error_Handler ();
}

RCC_ClkInitStruct.ClockType = RCC_CLOCKTYPE_HCLK|RCC_CLOCKTYPE_SYSCLK
                               |RCC_CLOCKTYPE_PCLK1|RCC_CLOCKTYPE_PCLK2;
RCC_ClkInitStruct.SYSCLKSource = RCC_SYSCLKSOURCE_PLLCLK;
RCC_ClkInitStruct.AHBCLKDivider = RCC_SYSCLK_DIV1;
RCC_ClkInitStruct.APB1CLKDivider = RCC_HCLK_DIV4;
RCC_ClkInitStruct.APB2CLKDivider = RCC_HCLK_DIV2;

if (HAL_RCC_ClockConfig(&RCC_ClkInitStruct , FLASH_LATENCY_5) != HAL_OK)
{
    Error_Handler ();
}
}

/**
 * @brief ADC1 Initialization Function
 * @param None
 * @retval None
 */
static void MX_ADC1_Init(void)
{

    ADC_ChannelConfTypeDef sConfig = {0};

    hadc1.Instance = ADC1;
    hadc1.Init.ClockPrescaler = ADC_CLOCK_SYNC_PCLK_DIV4;
    hadc1.Init.Resolution = ADC_RESOLUTION_12B;
    hadc1.Init.ScanConvMode = DISABLE;
    hadc1.Init.ContinuousConvMode = DISABLE;
    hadc1.Init.DiscontinuousConvMode = DISABLE;
    hadc1.Init.ExternalTrigConvEdge = ADC_EXTERNALTRIGCONVEDGE_NONE;
    hadc1.Init.ExternalTrigConv = ADC_SOFTWARE_START;
    hadc1.Init.DataAlign = ADC_DATAALIGN_RIGHT;
    hadc1.Init.NbrOfConversion = 1;
    hadc1.Init.DMAContinuousRequests = DISABLE;
    hadc1.Init.EOCSelection = ADC_EOC_SINGLE_CONV;
    if (HAL_ADC_Init(&hadc1) != HAL_OK)
    {
        Error_Handler ();
    }
}

```

```

}

sConfig.Channel = ADC_CHANNEL_0;
sConfig.Rank = 1;
sConfig.SamplingTime = ADC_SAMPLETIME_3CYCLES;
if (HAL_ADC_ConfigChannel(&hadc1 , &sConfig) != HAL_OK)
{
    Error_Handler();
}

}

static void MX_ADC2_Init(void)
{

ADC_ChannelConfTypeDef sConfig = {0};

hadc2.Instance = ADC2;
hadc2.Init.ClockPrescaler = ADC_CLOCK_SYNC_PCLK_DIV4;
hadc2.Init.Resolution = ADC_RESOLUTION_12B;
hadc2.Init.ScanConvMode = DISABLE;
hadc2.Init.ContinuousConvMode = DISABLE;
hadc2.Init.DiscontinuousConvMode = DISABLE;
hadc2.Init.ExternalTrigConvEdge = ADC_EXTERNALTRIGCONVEDGE_NONE;
hadc2.Init.ExternalTrigConv = ADC_SOFTWARE_START;
hadc2.Init.DataAlign = ADC_DATAALIGN_RIGHT;
hadc2.Init.NbrOfConversion = 1;
hadc2.Init.DMAContinuousRequests = DISABLE;
hadc2.Init.EOCSelection = ADC_EOC_SINGLE_CONV;
if (HAL_ADC_Init(&hadc2) != HAL_OK)
{
    Error_Handler();
}

sConfig.Channel = ADC_CHANNEL_1;
sConfig.Rank = 1;
sConfig.SamplingTime = ADC_SAMPLETIME_3CYCLES;
if (HAL_ADC_ConfigChannel(&hadc2 , &sConfig) != HAL_OK)

```

```

    {
        Error_Handler();
    }
}

/**
 * @brief SPI2 Initialization Function
 * @param None
 * @retval None
 */
static void MX_SPI2_Init(void)
{
    hspi2.Instance = SPI2;
    hspi2.Init.Mode = SPI_MODE_MASTER;
    hspi2.Init.Direction = SPI_DIRECTION_1LINE;
    hspi2.Init.DataSize = SPI_DATASIZE_8BIT;
    hspi2.Init.CLKPolarity = SPI_POLARITY_LOW;
    hspi2.Init.CLKPhase = SPI_PHASE_1EDGE;
    hspi2.Init.NSS = SPI_NSS_SOFT;
    hspi2.Init.BaudRatePrescaler = SPI_BAUDRATEPRESCALER_8;
    hspi2.Init.FirstBit = SPI_FIRSTBIT_MSB;
    hspi2.Init.TIMode = SPI_TIMODE_DISABLE;
    hspi2.Init.CRCCalculation = SPI_CRCCALCULATION_DISABLE;
    hspi2.Init.CRCPolynomial = 10;
    if (HAL_SPI_Init(&hspi2) != HAL_OK)
    {
        Error_Handler();
    }
}

static void MX_USART2_UART_Init(void)
{
    huart2.Instance = USART2;
    huart2.Init.BaudRate = 115200;
    huart2.Init.WordLength = UART_WORDLENGTH_8B;
    huart2.Init.StopBits = UART_STOPBITS_1;
    huart2.Init.Parity = UART_PARITY_NONE;
    huart2.Init.Mode = UART_MODE_TX_RX;
}

```

```

huart2 . Init . HwFlowCtl = UART_HWCONTROL_NONE;
huart2 . Init . OverSampling = UART_OVERSAMPLING_16;
if (HAL_UART_Init(&huart2) != HAL_OK)
{
    Error_Handler ();
}

}

static void MX_GPIO_Init(void)
{
    GPIO_InitTypeDef GPIO_InitStructure = {0};

    /* GPIO Ports Clock Enable */
    __HAL_RCC_GPIOC_CLK_ENABLE();
    __HAL_RCC_GPIOH_CLK_ENABLE();
    __HAL_RCC_GPIOA_CLK_ENABLE();
    __HAL_RCC_GPIOB_CLK_ENABLE();

    /* Configure GPIO pin Output Level */
    HAL_GPIO_WritePin(GPIOA, LD2_Pin|GPIO_PIN_9, GPIO_PIN_RESET);

    /* Configure GPIO pin Output Level */
    HAL_GPIO_WritePin(GPIOC, GPIO_PIN_7, GPIO_PIN_RESET);

    /* Configure GPIO pin Output Level */
    HAL_GPIO_WritePin(GPIOB, GPIO_PIN_6, GPIO_PIN_RESET);

    /* Configure GPIO pin : B1_Pin */
    GPIO_InitStructure.Pin = B1_Pin;
    GPIO_InitStructure.Mode = GPIO_MODE_IT_FALLING;
    GPIO_InitStructure.Pull = GPIO_NOPULL;
    HAL_GPIO_Init(B1_GPIO_Port, &GPIO_InitStructure);

    /* Configure GPIO pins : LD2_Pin PA9 */
    GPIO_InitStructure.Pin = LD2_Pin|GPIO_PIN_9;
    GPIO_InitStructure.Mode = GPIO_MODE_OUTPUT_PP;
    GPIO_InitStructure.Pull = GPIO_NOPULL;
    GPIO_InitStructure.Speed = GPIO_SPEED_FREQ_LOW;
    HAL_GPIO_Init(GPIOA, &GPIO_InitStructure);
}

```

```

/* Configure GPIO pin : PC7 */
GPIO_InitStruct.Pin = GPIO_PIN_7;
GPIO_InitStruct.Mode = GPIO_MODE_OUTPUT_PP;
GPIO_InitStruct.Pull = GPIO_NOPULL;
GPIO_InitStruct.Speed = GPIO_SPEED_FREQ_LOW;
HAL_GPIO_Init(GPIOC, &GPIO_InitStruct);

/* Configure GPIO pins : PB4 PB5 */
GPIO_InitStruct.Pin = GPIO_PIN_4|GPIO_PIN_5;
GPIO_InitStruct.Mode = GPIO_MODE_INPUT;
GPIO_InitStruct.Pull = GPIO_NOPULL;
HAL_GPIO_Init(GPIOB, &GPIO_InitStruct);

/* Configure GPIO pin : PB6 */
GPIO_InitStruct.Pin = GPIO_PIN_6;
GPIO_InitStruct.Mode = GPIO_MODE_OUTPUT_PP;
GPIO_InitStruct.Pull = GPIO_NOPULL;
GPIO_InitStruct.Speed = GPIO_SPEED_FREQ_LOW;
HAL_GPIO_Init(GPIOB, &GPIO_InitStruct);

}

void Error_Handler(void)
{
    __disable_irq();
    while (1)
    {
    }
}

#ifdef USE_FULL_ASSERT

void assert_failed(uint8_t *file , uint32_t line)
{

}

#endif /* USE_FULL_ASSERT */

```