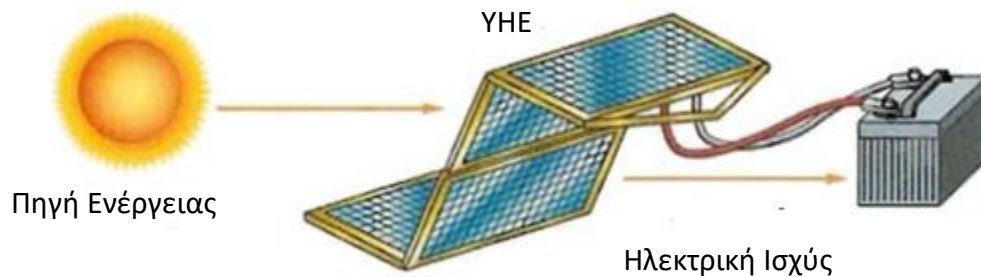


8. Υποσύστημα Ηλεκτρικής Ενέργειας (ΥΗΕ) - Ισχύος

Σε αυτή την ενότητα θα μάθετε να:

- Περιγράφετε τις βασικές λειτουργίες του υποσυστήματος ηλεκτρικής ενέργειας
- Καθορίζετε τις βασικές έννοιες και τις παραμέτρους ενός υποσυστήματος ηλεκτρικής ενέργειας
- Αναγνωρίζετε τις κύριες πηγές ενέργειας που είναι διαθέσιμες από ένα διαστημικό σκάφος, τις εφαρμογές και τους περιορισμούς που υπάρχουν
- Σχολιάζετε σχετικά με την παροχή ηλεκτρικής ενέργειας και τη διανομή της στο διαστημικό σκάφος
- Εφαρμόζετε τη διαδικασία του σχεδιασμού διαστημικών συστημάτων για να δοκιμάζετε και να ελέγχετε ένα υποσύστημα ηλεκτρικής ενέργειας

Όπως όλες οι σύγχρονες συσκευές, τα ωφέλιμα φορτία και τα υποσυστήματα χρειάζονται ηλεκτρική ενέργεια για να λειτουργήσουν. Δυστυχώς, στο διάστημα δεν υπάρχουν πρίζες και ένα καλώδιο επέκτασης θα ήταν πολύ μακρύ! Η δουλειά του υποσυστήματος ηλεκτρικής ενέργειας (EPS) είναι να χρησιμοποιήσει κάποια βολική πηγή ενέργειας και να τη μετατρέψει σε χρησιμοποιήσιμη ηλεκτρική ενέργεια για να λειτουργήσει ολόκληρο το διαστημικό σκάφος. Όπως και με οποιοδήποτε άλλο σύστημα, το EPS έχει εισόδους και εξόδους. Όπως απεικονίζεται στο Σχήμα 1, το EPS παίρνει την ακατέργαστη ενέργεια από μια πηγή, συνήθως τον Ήλιο, και την μετατρέπει σε ηλεκτρική ενέργεια, σε μορφή δηλαδή που μπορεί να χρησιμοποιηθεί από τον εξοπλισμό του διαστημικού σκάφους.



Σχήμα 1: Υποσύστημα ηλεκτρικής ενέργειας (ΥΗΕ). Το ΥΗΕ παίρνει την ενέργεια από τον Ήλιο (πηγή) και την μετατρέπει σε ηλεκτρική ισχύ σε μορφή που να μπορεί να χρησιμοποιηθεί από τα όργανα και υποσυστήματα του δορυφόρου

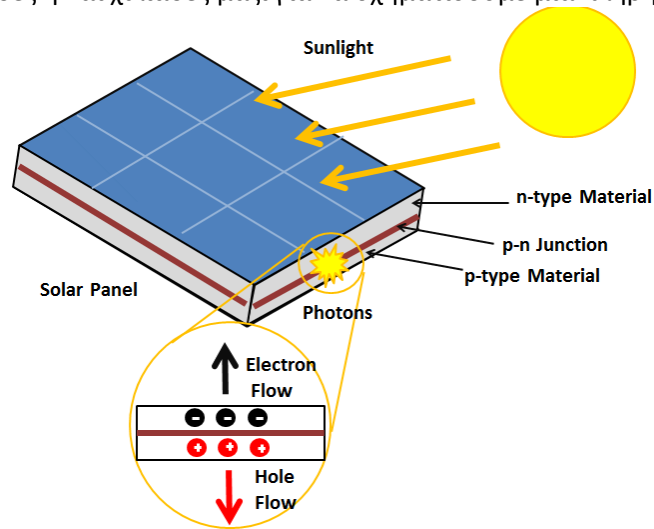
Πηγές ενέργειας

Όπως μάθαμε η μόνη είσοδος στο EPS είναι η ενέργεια από μια πηγή ενέργειας. Στη συνέχεια, εξετάζουμε τις πιο συνηθισμένες πηγές ενέργειας ενός διαστημικού οχήματος, ξεκινώντας από τον Ήλιο.
Ηλιακή ενέργεια

Ο Ήλιος είναι μια προφανής πηγή ενέργειας για τα διαστημικά σκάφη που βρίσκονται σε τροχιά γύρω από τη Γη. Μπορούμε να μετατρέψουμε την ηλιακή ενέργεια σε ηλεκτρική ενέργεια είτε έμμεσα είτε άμεσα. Οι έμμεσες μέθοδοι συγκεντρώνουν το φως του ήλιου για να αυξήσουν τη θερμότητα ενός υγρού με στόχο τη λειτουργία μιας γεννήτριας. Οι άμεσοι μέθοδοι κάνουν χρήση των εισερχόμενων ηλιακών φωτονίων για τη δημιουργία ροής ηλεκτρονίων - δηλαδή ρεύματος.

Μέχρι στιγμής, ο πιο συνηθισμένος τρόπος είναι η άμεση μετατροπή με τη χρήση ηλιακών κυψελών, ή πιο τεχνικά φωτοβολταϊκών κυψελών, παρόμοιων με αυτά του Σχήματος 2. Όταν το ηλιακό φως πέφτει σε μια ηλιακή κυψέλη ρέει ηλεκτρικό ρεύμα. Αλλά πως? Μια ηλιακή κυψέλη αποτελείται από ένα λεπτό στρώμα από πυρίτιο, αρσενικό γάλλιο ή κάποιον άλλο ημιαγωγό. Καθώς τα φωτόνια προσκρούουν στην επιφάνεια του υλικού μεταδίδουν την ενέργεια τους στα άτομα της ηλιακής κυψέλης, απελευθερώνοντας κάποια ηλεκτρόνια των οποίων η κίνηση μειώνει την αντίσταση στην κυψέλη με

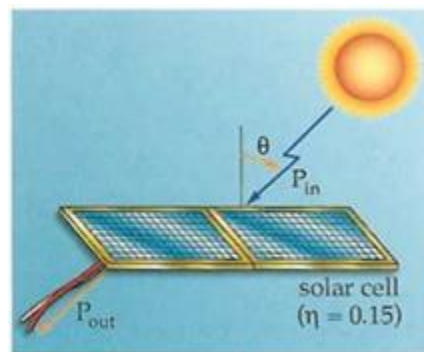
αποτέλεσμα ελεύθερα ηλεκτρόνια να αρχίσουν να ρέουν. Έτσι έχουμε ρεύμα! Λόγω περιορισμών στην κατασκευή, το μέγιστο μέγεθος μίας μόνο ηλιακής κυψέλης είναι αρκετά μικρό. Ως εκ τούτου, πρέπει να συνενώσουμε εκατοντάδες ή και χιλιάδες μαζί για να σχηματίσουμε μια πλήρη ηλιακή συστοιχία.



Σχήμα 2: Αρχή λειτουργίας φωτοβολταϊκής κυψέλης

Επί του παρόντος, η αποτελεσματικότητα των ευρέως διαθέσιμων φωτοβολταϊκών κυψελών είναι αρκετά μέτρια. Ορίζουμε την απόδοση, η , μιας ηλιακής κυψέλης ως τον λόγο της προσπίπτουσας ηλιακής ενέργειας προς ηλεκτρική ενέργεια που παράγεται από αυτήν. Αν και στο εργαστήριο η απόδοση που έχει επιτευχθεί φτάνει το 30%, οι τυπικές ηλιακές κυψέλες πυριτίου παραγωγής αποδίδουν μόνο περίπου 15%, ενώ οι ακριβότερες κυψέλες αρσενικού γάλλιου πλησιάζουν το 20%. Αυτό σημαίνει ότι μόνο το 20% της ηλιακής ενέργειας που χτυπά στην επιφάνεια μετατρέπεται σε ηλεκτρική ενέργεια. Η υπόλοιπη ηλιακή ενέργεια αντανακλάται ή μετατρέπεται σε θερμότητα.

Πρακτικά, μόνο η συνιστώσα της ηλιακής ενέργειας που προσκρούει κάθετα στην επιφάνεια της ηλιακής κυψέλης μετατρέπεται σε ηλεκτρική ενέργεια. Χρησιμοποιούμε τη γωνία πρόσπτωσης θ , για να καθορίσουμε το ποσό της ηλιακής ενέργειας που «χτυπά» σε ένα ηλιακό πάνελ. Η γωνία θ είναι η γωνία που σχηματίζεται μεταξύ του διανύσματος που είναι κάθετο στην επιφάνεια της κυψέλης και του διανύσματος της ηλιακής ακτίνας.



Σχήμα 3: Γωνία Πρόσπτωσης

Το σχήμα 3 δείχνει την ηλιακή ενέργεια καθώς «χτυπά» μια ηλιακή κυψέλη καθώς και τη γωνία πρόσπτωσης. Έτσι, η συνολική ισχύς εξόδου ενός ηλιακού στοιχείου εξαρτάται από την ένταση της ηλιακής ενέργειας (σε W/m), την απόδοση και τη γωνία πρόσπτωσης.

Με αυτές τις πληροφορίες, μπορούμε να εκφράσουμε την πυκνότητα ισχύος εξόδου ως:

$$P_{out} = P_{in}\eta \cos \theta$$

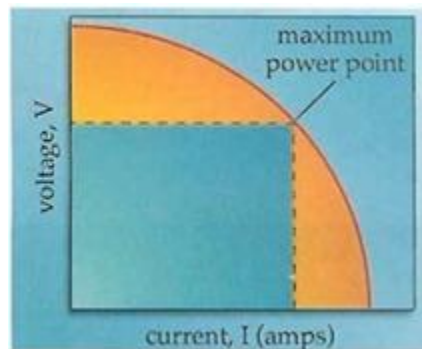
Όπου

P_{out} : πυκνότητα ισχύος εξόδου ηλιακής κυψέλης (W/m²)

P_{in} : πυκνότητα ισχύος εισόδου ηλιακής κυψέλης (W/m²)

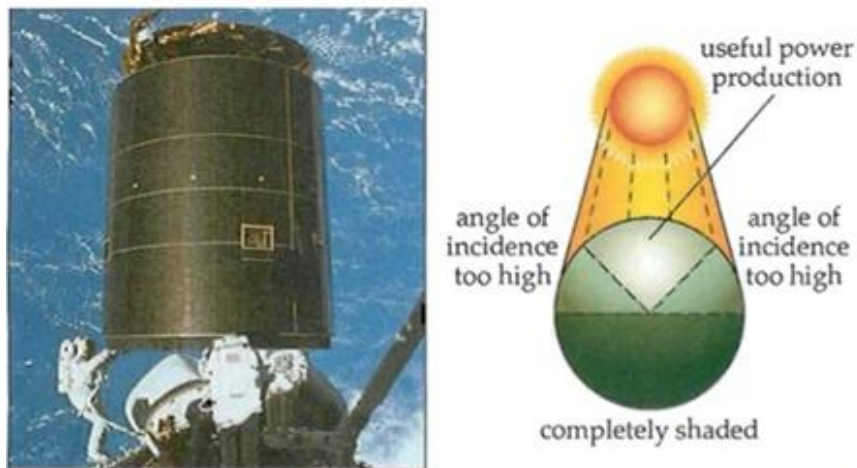
η : απόδοση ηλιακής κυψέλης (τυπικά <0.25)

θ : γωνία πρόσπτωσης (μοίρες ή ακτίνια)



Σχήμα 4: Καμπύλη Τάσης-Ρεύματος (I-V)

Όπως είδαμε, η ισχύς είναι συνάρτηση του ρεύματος και της τάσης. Όλα τα ηλιακά στοιχεία έχουν μια χαρακτηριστική καμπύλη ρεύματος / τάσης (καμπύλη I / V), όπως φαίνεται στο σχήμα 4. Παρατηρήστε από αυτή την καμπύλη ότι υπάρχει περιορισμός μεταξύ του ρεύματος και της τάσης. Το σχήμα αυτής της καμπύλης για δεδομένη ηλιακή κυψέλη μπορεί να αλλάξει λόγω της θερμοκρασίας της, της ηλικίας και άλλων παραγόντων. Μπορούμε να φτάσουμε στη μέγιστη ισχύ εξόδου προσαρμόζοντας το ρεύμα και την τάση για να παραμείνουμε στην περιβάλλουσα της καμπύλης. Οι ηλιακές κυψέλες στα διαστημικά σκάφη μπορούν να τοποθετηθούν με πολλούς τρόπους. Ο απλούστερος τρόπος είναι να τοποθετηθούν όλες στο εξωτερικό μέρος του διαστημικού σκάφους. Αυτή η τεχνική ονομάζεται τοποθέτηση στο σώμα. Αυτές οι συστοιχίες κυψελών είναι σχετικά απλές και χρησιμοποιούνται συνήθως σε διαστημικά σκάφη με γυροσκοπική σταθεροποίηση, όπως το διαστημικό σκάφος IntelSat, που φαίνεται στο σχήμα 5.



Σχήμα 5: Ηλιακές κυψέλες τοποθετημένες στο σώμα του δορυφόρου (body mounted)

Δυστυχώς, για τη συγκεκριμένη τεχνική, ο ήλιος λάμπει σε λιγότερο από το ήμισυ των κυψελών ταυτόχρονα. Το σώμα του διαστημικού σκάφους σκιάζει συνήθως μεγάλο μέρος της συστοιχίας και η γωνία πρόσπτωσης είναι τόσο μεγάλη ώστε η ισχύς που παράγεται να είναι πολύ μικρή. Για ένα κυλινδρικό διαστημόπλοιο, λιγότερο από το ένα τρίτο (στην πραγματικότητα: $1/\pi$) από τις ηλιακές κυψέλες μπορούν να παράξουν ταυτόχρονα ηλεκτρική ενέργεια. Μπορούμε να ξεπεράσουμε αυτό το πρόβλημα στρέφοντας τις ηλιακές συστοιχίες προς τον Ήλιο, διατηρώντας τη γωνία πρόσπτωσης κοντά στο μηδέν και την ισχύ εξόδου κοντά στη μέγιστη δυνατή τιμή. Για να γίνει αυτό, πρέπει οι συστοιχίες να μπορούν να κινούνται και ένα σύστημα ελέγχου να τις προσανατολίζει στον Ήλιο.



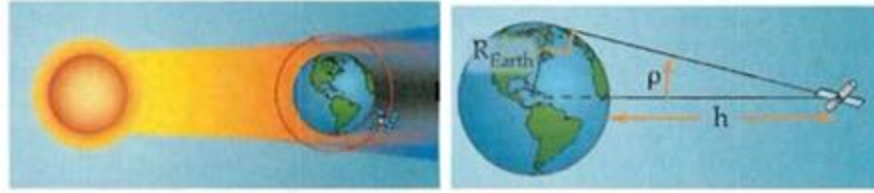
Σχήμα 6: Στρεφόμενες Ηλιακές Συστοιχίες

Το σχήμα 6 δείχνει μια κινούμενη συστοιχία, όπως χρησιμοποιείται στο τηλεσκόπιο Hubble. Εκτός από τη γωνία πρόσπτωσης, πολλοί άλλοι περιβαλλοντικοί παράγοντες μπορούν να υποβαθμίσουν την απόδοση των ηλιακών κυψελών όπως:

- Η θερμοκρασία
- Η ακτινοβολία και τα φορτισμένα σωματίδια
- Οι εκλείψεις

Οι ηλιακές κυψέλες είναι πολύ ευαίσθητες στη θερμοκρασία, είναι πιο αποδοτικές σε χαμηλές θερμοκρασίες και χάνουν την απόδοση του σε υψηλότερες θερμοκρασίες. Τυπικά ηλιακές κυψέλες χάνουν από 0,025% έως 0,075% της απόδοσης τους τους ανά °C, καθώς η θερμοκρασία αυξάνεται πάνω από 28°C. Για παράδειγμα, μια συστοιχία με απόδοση 15% στους 28 °C θα έχει απόδοση περίπου 14,75% στους 38 °C. Αυτό σημαίνει ότι είναι απαραίτητο ένα είδος θερμικού ελέγχου για τις ηλιακές συστοιχίες.

Οι ηλιακές κυψέλες καθώς και το γυαλί από το οποίο καλύπτονται είναι εξαιρετικά ευαίσθητα στην ακτινοβολία και τα φορτισμένα σωματίδια στο διάστημα. Καθώς η ακτινοβολία και τα σωματίδια χτυπούν τις συστοιχίες, τα υλικά αρχίζουν να φθείρονται. Ανάλογα με την τροχιά, οι ηλιακές συστοιχίες μπορούν να χάσουν μέχρι και το 30% της απόδοσης τους μέσα σε μόλις δέκα χρόνια. Για το λόγο αυτό, οι ηλιακές συστοιχίες σχεδιάζονται λαμβάνοντας υπόψη αυτή την υποβάθμιση στην απόδοση με τη πάροδο του χρόνου. Έτσι, στο ξεκίνημα της αποστολής η απόδοση πρέπει να είναι αρκετά υψηλή ώστε μέχρι το τέλος της αποστολής να επαρκεί για τη λειτουργία όλων των συστημάτων του διαστημικού σκάφους. Ένα ακόμα πρόβλημα με την ηλιακή ενέργεια είναι ότι τα διαστημικά σκάφη σε τροχιά περνούν περιοδικά στη σκιά της Γης (εισέρχονται στην έκλειψη), όπως φαίνεται στο Σχήμα 7.



Σχήμα 7: Σκιά της Γης

Σχήμα 8: Γεωμετρία Γης-Δορυφόρου

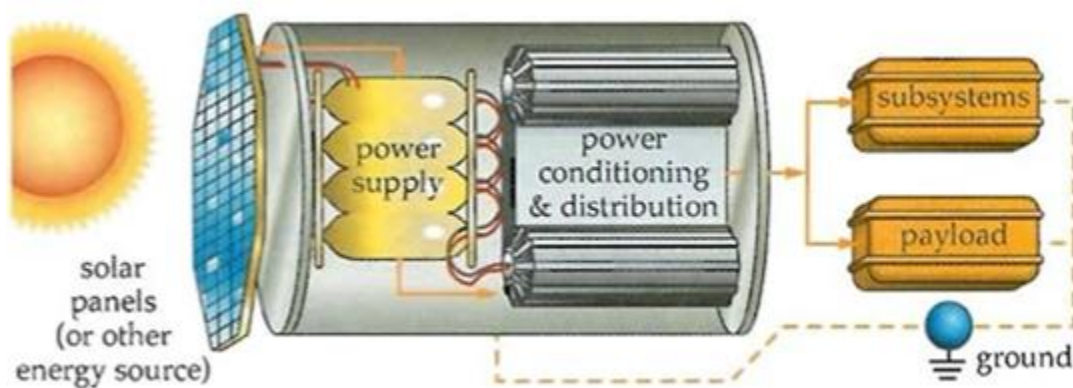
Κατά τη διάρκεια αυτών των περιόδων έκλειψης, η προσπίπτουσα ηλιακή ενέργεια πέφτει στο μηδέν και τα ηλιακά κύτταρα σταματούν να παράγουν ενέργεια. Η διάρκεια μιας τροχιακής έκλειψης εξαρτάται κυρίως από το υψόμετρο του διαστημικού σκάφους, το οποίο καθορίζει τη φαινόμενη ακτίνα ρ , όπως φαίνεται στο Σχήμα 8 (για μηδενική κλίση έχουμε τη χειρότερη περίπτωση).

$$\rho = \sin^{-1}\left(\frac{R_{earth}}{h + R_{earth}}\right)$$

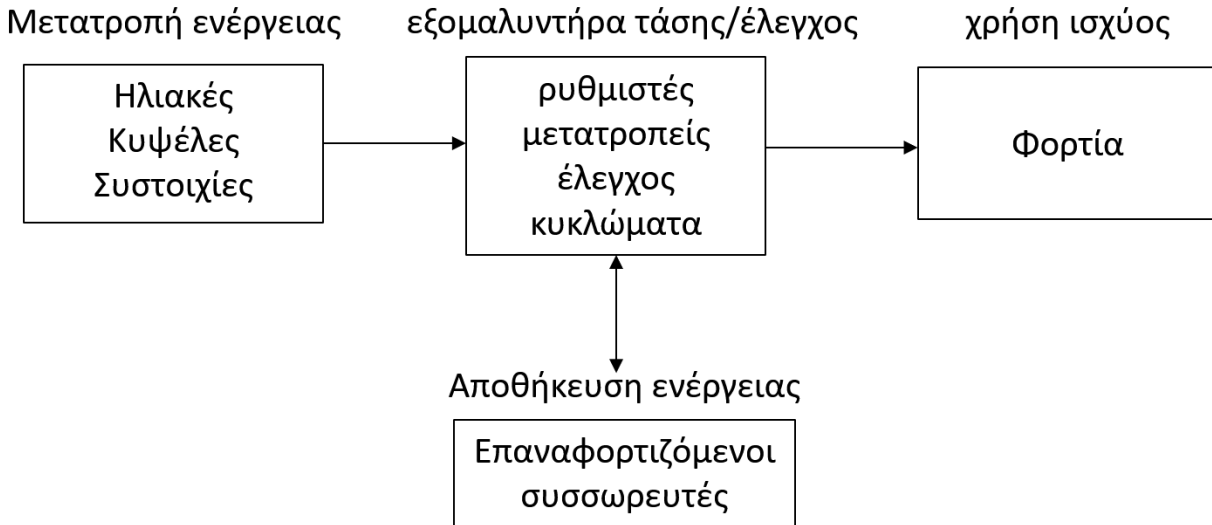
Ειδικά για δορυφόρους σε LEO, θα υπάρχουν τακτικές εκλείψεις καθ' όλη τη διάρκεια της ημέρας και μπορεί να χρειαστεί περίπου 40% ισχύς από τη μπαταρίας για κάθε τροχιά. Κάθε έκλειψη μπορεί να διαρκέσει έως και 35 λεπτά. Σε τροχιές GEO, μια έκλειψη μπορεί να συμβεί σε ορισμένες εποχές και μπορεί να διαρκέσει για περίπου 72 λεπτά.

8.1 Λειτουργίες συστήματος

Τώρα που περιγράψαμε κάποιες από τις βασικές αρχές της ηλεκτρικής ισχύος και των διαθέσιμων πηγών ενέργειας, μπορούμε να εστιάσουμε την προσοχή μας στις αρχές λειτουργίας του υποσυστήματος ηλεκτρικής ενέργειας. Το σχήμα 9 παρουσιάζει τη δομή ενός τυπικού EPS που βασίζεται στην ηλιακή ενέργεια. Σε αυτό το παράδειγμα, το σύστημα μετατρέπει την πρωτογενή ηλιακή ενέργεια σε ηλεκτρική ισχύ (DC) εντός των ηλιακών κυψελών, όπως περιεγράφηκε προηγουμένως.



Σχήμα 9: Αρχή λειτουργίας Υποσυστήματος ηλεκτρικής ισχύος



Σχήμα 10: Σχήμα Δομής του ΥΗΕ

Οι υπόλοιπες λειτουργίες ενός EPS σε δύο στάδια: 1) παροχή ενέργειας και 2) ρύθμιση και διανομή ενέργειας. Θα περιγράψουμε τις λειτουργίες κάθε σταδίου και στη συνέχεια θα δούμε ένα απλό παράδειγμα ενός EPS.

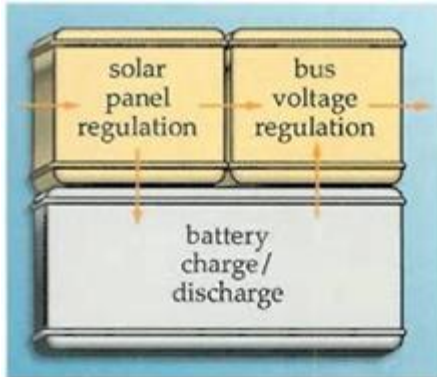
Παροχή ενέργειας

Το πρώτο στάδιο αφορά στη ρύθμιση της ενέργειας εξόδου από τους ηλιακούς συλλέκτες και υπάρχουν δύο τεχνικές γι' αυτό. Η πρώτη ονομάζεται άμεση μεταφορά ενέργειας, είναι η πιο συνηθισμένη τεχνική και η τάση εξόδου από τις ηλιακές κυψέλες παραμένει σταθερή καθώς το ρεύμα μεταβάλλεται σύμφωνα με την καμπύλη I/V όπως φαίνεται στην σχήμα 4. Με αυτή την τεχνική, όταν οι ηλιακές κυψέλες βρεθούν στο ηλιακό φως μετά από μια έκλειψη, το σύστημα θα σπαταλήσει την πρόσθετη ισχύ που είναι διαθέσιμη μέσω αντιστατών σε θερμότητα. Η σπατάλη αυτής της μικρής ποσότητας ενέργειας θεωρείται ότι αξίζει την ευκολία ώστε να έχουμε μια σταθερή τάση εξόδου. Για πολύ μικρά διαστημικά οχήματα, μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε την τεχνική του εντοπισμού του σημείου μέγιστης ισχύος. Όπως υποδηλώνει ο όρος, το σύστημα ρυθμίζει συνεχώς το ρεύμα και την τάση ώστε να παραμένει στο «γόνατο» της καμπύλης I/V (Σχήμα 4), με αποτέλεσμα να μεγιστοποιεί την παραγόμενη ισχύ.

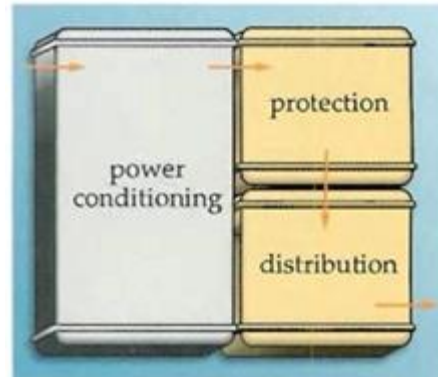
Ανεξάρτητα από την ισχύ εξόδου από τις ηλιακές κυψέλες, το σύστημα ελέγχου πρέπει να καθορίζει την τάση και το ρεύμα για την τροφοδοσία του διαύλου διαστημικού σκάφους. Όταν υπάρχει περίσσεια ισχύος τότε ποσό της ενέργειας αποθηκεύεται σε μπαταρίες. Κατά τη διάρκεια της έκλειψης, φυσικά, οι μπαταρίες τροφοδοτούν το διαστημικό σκάφος. Το σχήμα 10 απεικονίζει αυτές τις λειτουργίες του σταδίου παροχής ενέργειας ενός EPS και δείχνει τη ροή της ηλεκτρικής ενέργειας.

Ρύθμιση και διανομή ενέργειας

Το δεύτερο στάδιο του EPS ρυθμίζει την ισχύ που διέρχεται στον δίαυλο για την τροφοδοσία των υποσυστημάτων και τον τρόπο που διανέμεται σε αυτά σύμφωνα με τις ανάγκες αποστολής, όπως φαίνεται στην Εικόνα 11.



Σχήμα 11 Τροφοδοσία



Σχήμα 12 Ρύθμιση και διανομή ενέργειας

Ας εξετάσουμε πρώτα το κομμάτι της ρύθμισης. Η ονομαστική τάση του διαύλου μπορεί να είναι 28V, ενώ το CDHS μπορεί να χρειάζεται τροφοδοσία μόνο 5V. Σε αυτή την περίπτωση, το EPS πρέπει να μειώσει την τάση προτού τροφοδοτήσει το συγκεκριμένο υποσύστημα. Σημειώστε ότι αυτή η λειτουργία ρύθμισης μπορεί να πραγματοποιηθεί είτε μέσα στο EPS («κεντρική προσέγγιση») είτε μέσα σε κάθε υποσύστημα («αποκεντρωμένη προσέγγιση»). Η αποκεντρωμένη προσέγγιση είναι κάπως πιο αποδοτική από πλευράς ισχύος, αλλά θέτει επιπλέον απαιτήσεις στο σχεδιασμό κάθε υποσυστήματος. Ωστόσο, για τους σκοπούς της συζήτησής μας, θα επικεντρωθούμε στην κεντρική προσέγγιση για τη ρύθμιση και τη διανομή της ηλεκτρικής ενέργειας.

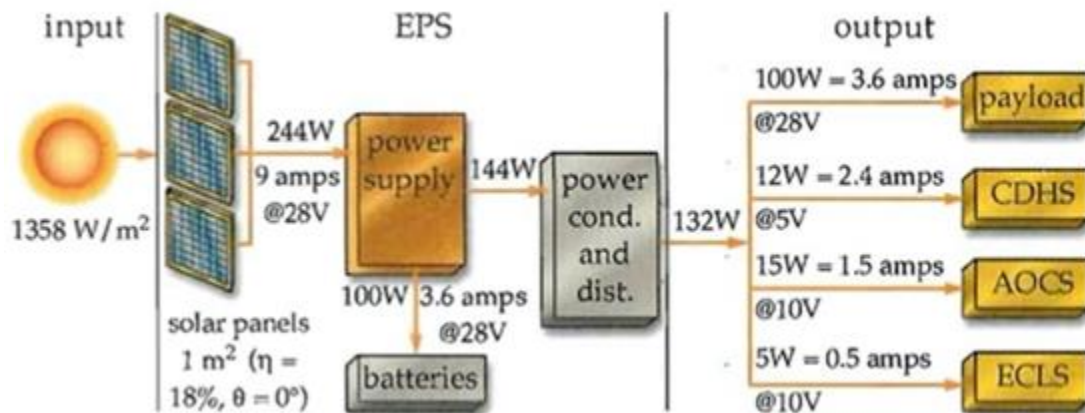
Μόλις παραχθεί, η ισχύς πρέπει να μεταβεί στους χρήστες. Όπως φαίνεται στο σχήμα 12, πριν από τη διανομή, η ισχύς πρέπει να περάσει από κάποια κυκλώματα προστασίας. Στα σπίτια μας, όλη η ισχύς περνά μέσα από ασφάλειες ή αυτόματους διακόπτες πριν μεταβεί στο σπίτι. Αν για παράδειγμα, έχετε υπερβολικά πολλές συσκευές συνδεδεμένες στην ίδια πρίζα η ασφάλεια «καίγεται» ή ο διακόπτης «πέφτει» ώστε να ανοίξει το κύκλωμα. Σε ένα διαστημικό σκάφος, οι ασφάλειες είναι δύσκολο να αντικατασταθούν, γι' αυτό χρησιμοποιούμε διακόπτες ισχύος ή διακόπτες στερεάς κατάστασης που μπορούμε να τους επαναφέρουμε στις αρχικές τους καταστάσεις.

Οι απαιτήσεις της αποστολής και οι εντολές από το έδαφος μπορούν να καθορίσουν την κατανομή της ισχύος σε κάποια υποσυστήματα. Για παράδειγμα, μια αποστολή που χρησιμοποιεί ένα ραντάρ συνθετικού ανοίγματος, όπως το διαστημικό σκάφος Magellan που χρησιμοποιείται για τη χαρτογράφηση της Αφροδίτης, έχει πολύ υψηλές απαιτήσεις ισχύος στο ωφέλιμο φορτίο κατά τη διάρκεια σύντομων και συγκεκριμένων φάσεων της αποστολής. Κατά τη διάρκεια αυτών των φάσεων, η ισχύς μειώνεται στις λιγότερο σημαντικές λειτουργίες για να εξασφαλίζεται ότι στο ωφέλιμο φορτίο παρέχεται επαρκώς η απαιτούμενη ισχύς. Ένα τελευταίο ζήτημα σχεδιασμού συστήματος που πρέπει να εξεταστεί είναι η γείωση. Κατά το σχεδιασμό του EPS, η δέουσα προσοχή στη γείωση των διαστημικών σκαφών είναι σημαντική για την πρόληψη ανεπιθύμητων "γειωμένων βρόχων" που μπορούν να οδηγήσουν σε συγκέντρωση φορτίου και ζημιές στα υποσυστήματα.

Παράδειγμα. Ας δούμε ένα απλό παράδειγμα για να δούμε πώς λειτουργεί ένα EPS. Φανταστείτε ένα διαστημικό σκάφος μέσου μεγέθους με συστοιχίες εντοπισμού ηλίου 1m² σε τροχιά γύρω από τη Γη. Ας μελετήσουμε τη συνολική κατανάλωση ενέργειας σε σχέση με την παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας.

Το σχήμα 13 απεικονίζει μια πιθανή ροή και διανομή ισχύος για το διαστημικό μας σκάφος. Η επιφάνεια των συστοιχιών, η αποτελεσματικότητά τους και η γωνία πρόσπτωσης καθορίζουν τη μέγιστη

παραγόμενη ισχύ. Κάνοντας χρήση της τεχνικής του εντοπισμού του σημείου μέγιστης ισχύος, το EPS μπορεί να διατηρεί τη μέγιστη παραγόμενη δυνατή ισχύ.



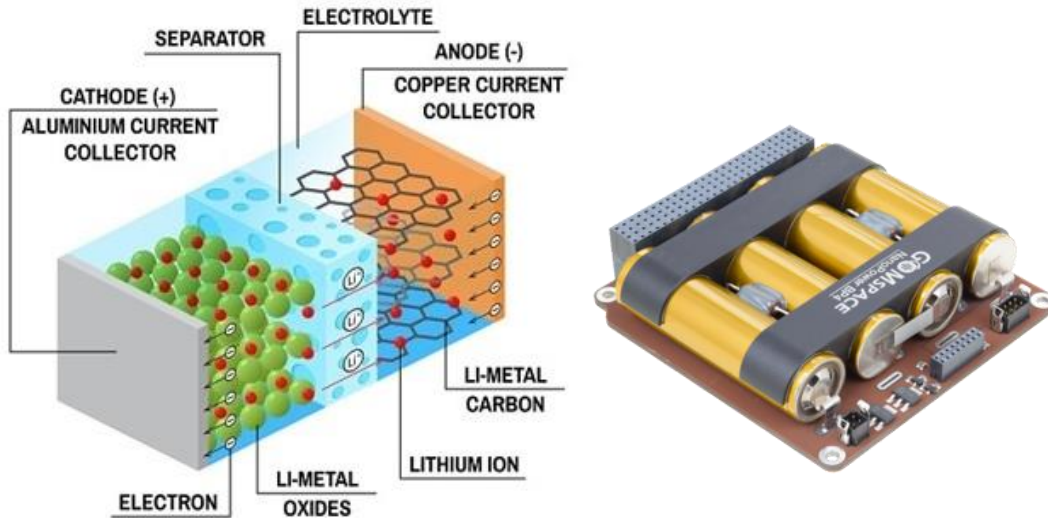
Σχήμα 13: Παράδειγμα Υποσυστήματος Ηλεκτρικής Ισχύος

Τώρα, ένα ποσό της ενέργειας πρέπει να χρησιμοποιηθεί για τη λειτουργία του διαστημικού σκάφους και το υπόλοιπο να αποθηκευτεί σε μπαταρίες για να χρησιμοποιηθεί κατά τη διάρκεια εκλείψεων. Αν το 40% περίπου αποθηκευτεί σε μπαταρίες, το υπόλοιπο είναι διαθέσιμο για τη λειτουργία του διαστημικού σκάφους. Ένα μέρος της εναπομένουσας ενέργειας χρησιμοποιείται από το EPS για τις εσωτερικές του λειτουργίες. Αν η συνολική ισχύς ισούται με 244W, για παράδειγμα, μένουν 132 W για το ωφέλιμο φορτίο και τα υποσυστήματα. Ωστόσο, διαφορετικοί χρήστες μπορούν να έχουν διαφορετικές απαιτήσεις ισχύος. Το ωφέλιμο φορτίο, για παράδειγμα, μπορεί να χρησιμοποιεί την τυπική τάση διαύλου 28V, ενώ το CDHS να χρειάζεται 12 W στα 5 V με ονομαστική ένταση ρεύματος τα 2,4 αμπέρ. Όπως δείχνει το παράδειγμα, πρέπει να υπολογίσουμε όλες τις απαιτήσεις ρεύματος, τάσης και ισχύος για τις εισόδους και τις εξόδους στο διαστημικό σκάφος.

8.2 Συσσωρευτές/Μπαταρίες Δορυφόρων

Στη δεκαετία του 1960, οι νικελίου καδμίου (NiCd) ήταν η κύρια τεχνολογία που χρησιμοποιούνταν για τους δορυφόρους και χρησιμοποιείται ακόμη σε κάποιο βαθμό και σήμερα για τους δορυφόρους LEO που απαιτούν χαμηλότερα επίπεδα ισχύος. Οι μπαταρίες NiCd είναι αξιόπιστες, απλές στη διαχείριση, έχουν χαμηλή αυτοεκφόρτιση και ισχυρή κληρονομιά στο χώρο του διαστήματος. Τη δεκαετία του 1990, οι μπαταρίες νικελίου-υδρογόνου (Ni-H₂) άρχισαν να αντικαθιστούν τις NiCd, ειδικά στους δορυφόρους GEO λόγω της υψηλής αναλογίας ενέργειας προς μάζα. Τώρα οι μπαταρίες ιόντων λιθίου είναι το βασικό πρότυπο, σε συνδυασμό με υψηλότερη ενέργεια και καλύτερη απόδοση φόρτισης, αυτό επιτρέπει στον κατασκευαστή δορυφόρων να μειώσει το μέγεθος των ηλιακών συλλεκτών των δορυφόρων.

Όπως φαίνεται στο σχήμα 15, μια μπαταρία λιθίου αποτελείται από ένα ή περισσότερα ηλεκτροχημικά κελιά (κυψελίδες), συνδεδεμένα παράλληλα ή σε σειρά. Στα κελιά αυτά η χημική ενέργεια που είναι αποθηκευμένη μετατρέπεται σε ηλεκτρική ενέργεια μέσα από ηλεκτροχημικές αντιδράσεις. Ένα κελί αποτελείται από την άνοδο, την κάθοδο και τον ηλεκτρολύτη που διαχωρίζει τα δύο ηλεκτρόδια. Κατά την διάρκεια της εκφόρτισης στην άνοδο λαμβάνει χώρα αντίδραση οξειδωσης, που σημαίνει απώλεια ηλεκτρονίων. Αντίθετα αντίδραση αναγωγής χαρακτηρίζεται ως η απόκτηση ηλεκτρονίων και συμβαίνει κατά την φόρτιση στην κάθοδο. Στην οξειδωση το αναγωγικό μέσο αποβάλλει n-ηλεκτρόνια, που απελευθερώνονται στο συνδεδεμένο κύκλωμα. Από την άλλη πλευρά στην κάθοδο λαμβάνει χώρα η αντίστροφη διαδικασία και n-ηλεκτρόνια προσλαμβάνονται από το οξειδωτικό μέσο.



Σχήμα 14: (Αριστερά) Δομή Μπαταρίας Λιθίου (Δεξιά) Μπαταρία Li για ναοδορυφόρους (Cubesat)

Κατά την φόρτιση έχουμε εξαναγκασμένη οξειδοαναγωγή αντίδραση και μετατροπή της ηλεκτρικής σε χημική ενέργεια. Το αντίστροφο συμβαίνει κατά την εκφόρτιση όπου η οξειδοαναγωγική αντίδραση είναι αυθόρμητη και η χημική ενέργεια της μπαταρίας μετατρέπεται σε ηλεκτρική. Υπάρχουν διαφορετικές χημείες για κάθε ηλεκτρόδιο ανάλογα με τον τύπο της μπαταρίας λιθίου. Η χημική σύσταση των υλικών παίζει κύριο ρόλο στις επιδόσεις και στα χαρακτηριστικά των μπαταριών. Σαν αποτέλεσμα έχουμε διαφορετικές χωρητικότητες και ρυθμούς εκφόρτισης

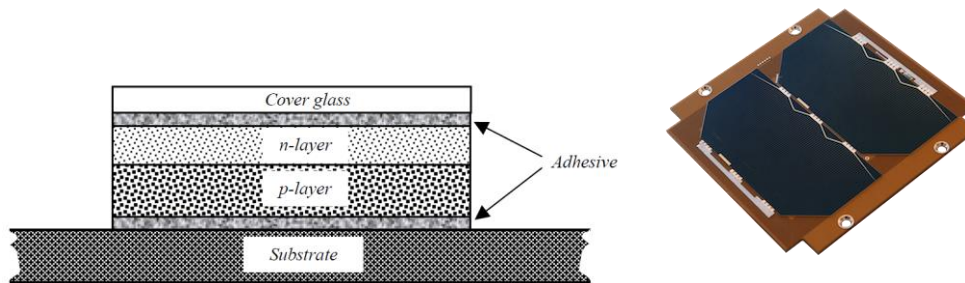
Η τροχιά του δορυφόρου έχει μεγάλη επίδραση στις μπαταρίες που θα πρέπει να υπάρχουν στον δορυφόρο. Οι δορυφόροι LEO χρειάζονται περίπου 90 λεπτά για να περιστραφούν γύρω από τη γη. Σε αυτήν τη θέση, ο δορυφόρος βρίσκεται σε έκλειψη για 30 έως 40 λεπτά την ημέρα, και οι μπαταρίες αντέχουν περίπου 5.000 κύκλους το χρόνο. Οι δορυφόροι GEO χρειάζονται 24 ώρες για να περιστραφούν γύρω από τη γη, και όταν βρίσκονται σε έκλειψη (δύο φορές το χρόνο από 45 ημέρες), χρησιμοποιούν μπαταρίες για 0 έως 72 λεπτά την ημέρα. Οι μπαταρίες για τέτοιους δορυφόρους GEO - που χρησιμοποιούνται κυρίως για τηλεπικοινωνίες, στρατιωτικά και μετεωρολογικά συστήματα - πρέπει να διαρκούν 15 έως 18 χρόνια.

Ένα σημαντικό μέγεθος για να χαρακτηρίσουμε μία μπαταρία είναι το βάθος εκφόρτισης (DOD = Depth of Discharge): Ο λόγος της ποσότητας ηλεκτρικής ενέργειας ή φορτίου που αφαιρείται από ένα στοιχείο κατά την εκφόρτιση (DOD) προς τη διαβαθμισμένη χωρητικότητά του. Εάν υποθέσουμε ότι η μπαταρία είναι πλήρως φορτισμένη 100%, σημαίνει ότι το βάθος εκφόρτισης της είναι 0%. Εάν η μπαταρία έχει παραδώσει το 30% της ενέργειας της, έχουμε 30% βάθος εκφόρτισης και 70% αποθηκευμένη, εναπομείνασα, ενέργεια. Το βάθος εκφόρτισης (DOD) μπορεί να καθορίσει τη διάρκεια ζωής μιας μπαταρίας σε έναν δορυφόρο. 100% DOD σημαίνει πλήρη αποφόρτιση. Για να διατηρηθεί η λειτουργία της μπαταρίας, απαιτείται μικρότερο βάθος εκφόρτισης. Το 20% DOD χρησιμοποιείται συνήθως για μπαταρίες NiCd στο διάστημα με εγγύηση 5 ετών ζωής σε LEO. Δεδομένου ότι οι δορυφόροι GEO θα υποστούν λιγότερες εκλείψεις, μπορεί να χρησιμοποιηθεί υψηλότερο DOD. Το DOD καθορίζει επίσης τη μάζα λόγω του απαιτούμενου αριθμού μπαταριών. Εάν ένας δορυφόρος απαιτεί 2 kW ισχύος, τότε η μάζα της μπαταρίας θα κυμαίνεται από 50 kg έως 100 kg σε 100% DOD και από 250 kg έως 500 kg σε 20% DOD (επειδή χρειάζεστε περισσότερες μπαταρίες για την ίδια λειτουργία).

Όπως έχουμε αναφέρει, για τους συσσωρευτές/μπαταρίες, η αποθήκευση ισχύος είναι μια από τις κύριες λειτουργίες του ΥΗΙ και παρέχουν ισχύ σε υποσυστήματα διαστημικών σκαφών κατά τις περιόδους έκλειψης και ως απόκριση στην αιχμή της ζήτησης που υπερβαίνει την ικανότητα ηλιακής συστοιχίας. Οι γεωστατικοί δορυφόροι βιώνουν δύο «εποχές» έκλειψης την Άνοιξη και το Φθινόπωρο - συνολικά 90 εκλείψεις ετησίως διάρκειας έως 72 λεπτών η καθεμία. Οι δορυφόροι LEO αντιμετωπίζουν πολλές περισσότερες εκλείψεις, ανάλογα με τη διαμόρφωση της τροχιάς, π.χ. 550 χλμ πολική ηλιοσύγχρονη τροχιά 12 π.μ.-μ.μ. θα υπάρξουν 15 εκλείψεις κάθε μέρα, διάρκειας 30 λεπτών, άρα 5500 εκλείψεις κάθε χρόνο!

8.2 Σχεδιασμός Ηλιακής Συστοιχίας

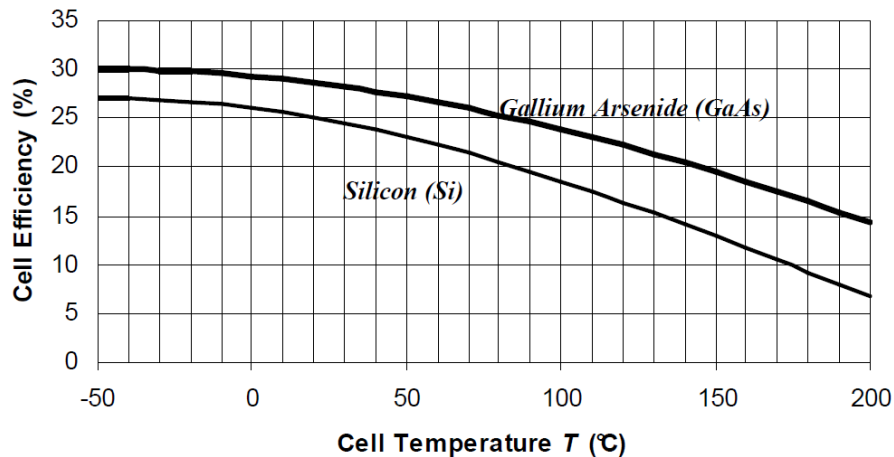
Η μάζα της ηλιακής συστοιχίας πρέπει να λαμβάνει υπόψη τις απαιτήσεις φόρτισης της μπαταρίας μαζί με τις απαιτήσεις φορτίου. Εάν ο δορυφόρος απαιτεί 2kW για τη λειτουργία και η ενέργεια που καταναλώνεται από τις μπαταρίες από τα φορτία κατά τη διάρκεια της έκλειψης είναι 2kW-hr, τότε η συστοιχία πρέπει να είναι σε θέση να παράγει περίπου 3 kW ισχύος. Έτσι, η μάζα της ηλιακής συστοιχίας σε αυτό το παράδειγμα θα είναι περίπου 85 έως 120 kg. Τα τωρινά άκαμπτα ηλιακά πάνελ στους δορυφόρους των ΗΠΑ έχουν συγκεκριμένη ισχύ από 15W/kg έως 30 W/kg. Πρέπει επίσης να ληφθεί υπόψη η έκθεση της ηλιακής συστοιχίας στη θερμοκρασία.



Σχήμα 15 (Αριστερά) Διατομή Ηλιακής Κυψέλης (Δεξιά) Ηλιακή Συστοιχία με κυψέλες για δορυφόρο

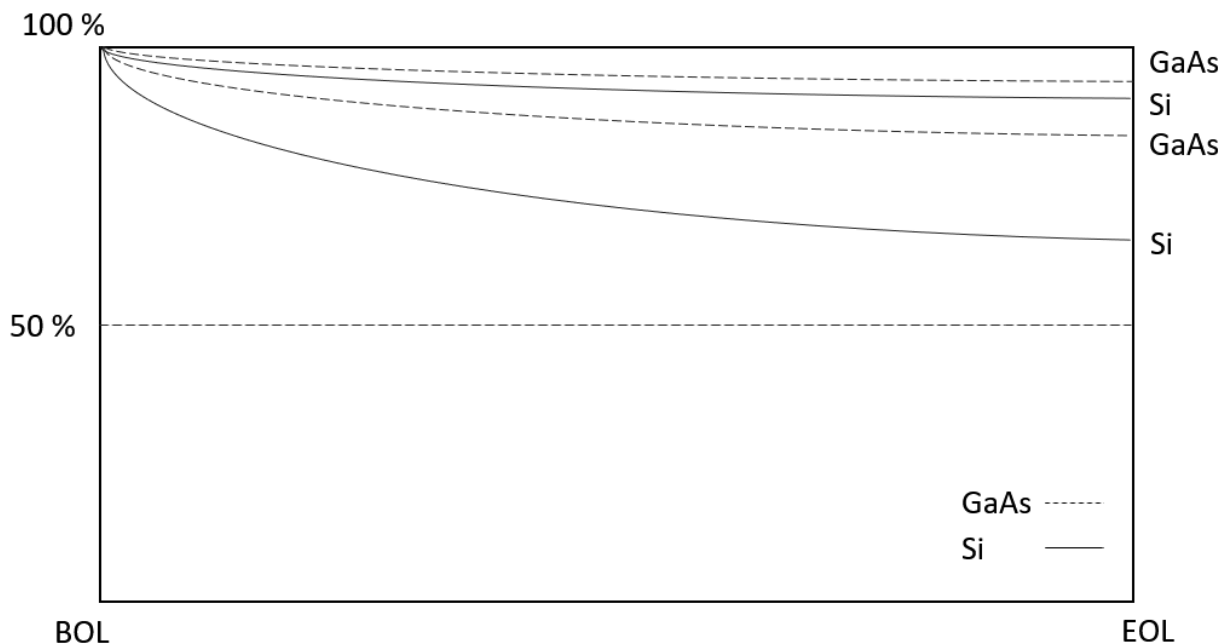
Το σχήμα 15 δείχνει την διατομή της ηλιακής κυψέλης με τα κύρια στοιχεία της: ένα λεπτό στρώμα από πυρίτιο, αρσενικό γάλλιο ή κάποιον άλλο ημιαγωγό, προστατευτικές επικαλύψεις (γυαλί) τα οποία συνθέτουν μία ηλιακή συστοιχία (σχήμα 15 δεξιά). Ανάλογα με το υλικό των ηλιακών κυψελών διαφέρει και η απόδοση των ΗΣ (σχήμα 16),

Το εξωτερικό περιβάλλον (ατομικό οξυγόνο, μικρομετεωρήτες, θερμοκρασίες, ακτινοβολία, κοσμικές ακτινοβολίες), όπως και τα υλικά που συνθέτουν τις ηλιακές κυψέλες σημαίνει ότι οι ηλιακές κυψέλες και κατά συνέπεια οι ΗΣ έχουν φθίνουσα απόδοση η οποία φτάνει και στο 70% της αρχικής απόδοσης μετά από 10 χρόνια λειτουργίας στο διάστημα και που διαφέρει ανάλογα με την τροχιά (LEO, GEO) αλλά και το υλικό/τεχνολογία των ΗΣ.



Σχήμα 16 Απόδοση ηλιακών κυψελών Πυριτίου (Si) και Αρσενικού γαλλίου (GaAs)

Στο σχήμα 17 φαίνεται η φθίνουσα απόδοση ηλιακών κυψελών Πυριτίου (Si) και Αρσενικού γαλλίου (GaAs) σε τροχιές LEO/GEO. Επειδή η απόδοση φθίνει σημαντικά ορίζουμε την αρχική απόδοση ισχύος ως BOL (Beginning of Life) και αντίστοιχα στο τέλος του χρόνου λειτουργίας ενός δορυφόρου/αποστολής ως EOL (End of Life). Για τον σχεδιασμό του συστήματος ισχύος, πρέπει να ληφθεί υπόψη η ισχύς που θα είναι απαραίτητη για την διαστημική αποστολή ώστε να μπορεί να παραχθεί από τους ηλιακούς συλλέκτες μέχρι το τέλος της αποστολής (EOL), άρα τα οι ΗΣ θα πρέπει να έχουν περίσσεια ισχύος στην αρχή λειτουργίας τους (BOL).



Σχήμα 17: Φθίνουσα απόδοση Ηλιακών Συστοιχιών (ΗΣ) στο Διάστημα

Μηχανική συστημάτων

Είδαμε ότι ο προϋπολογισμός ισχύος καθορίζει το σχεδιασμό του EPS. Ας εξετάσουμε τώρα τι περιλαμβάνει αυτός ο προϋπολογισμός. Όπως επεξηγήθηκε και το προηγούμενο παράδειγμα μας, μπορούμε να κατασκευάσουμε τον συνολικό προϋπολογισμό ισχύος προσθέτοντας τους επιμέρους προϋπολογισμούς ισχύος κάθε υποσυστήματος. Συνήθως, το ωφέλιμο φορτίο έχει τις μεγαλύτερες

απαιτήσεις σε ισχύ παρ' ότι δεν καθορίζει απόλυτα τον σχεδιασμό του EPS. Θυμηθείτε από τη συζήτησή μας για τα φωτοβολταϊκά συστήματα ότι περιβαλλοντικοί παράγοντες όπως η ακτινοβολία και τα φορτισμένα σωματίδια μπορούν να υποβαθμίσουν τη απόδοση τους κατά 4% ετησίως. Έτσι, θα πρέπει να υπολογίσουμε το συνολικό προϋπολογισμό ισχύος του συστήματος τις ανάγκες ισχύος έως το τέλος της ζωής του. Στη συνέχεια, γνωρίζοντας τη διάρκεια ζωής της αποστολής μπορούμε να καθορίσουμε την απαιτούμενες ανάγκες ισχύος κατά την εκκίνηση της αποστολής ώστε να σχεδιάσουμε το EPS.

Η σχεδίαση του ΥΗΕ περιλαμβάνει τα εξής βήματα:

(1 & 2) Υπολογίστε την ισχύ των ηλιακών συστοιχιών

$$\frac{P_d T_d}{X_d} + \frac{P_e T_e}{X_e} = P_{sa} T_d$$

P_{sa} : ισχύς που παράγεται από ηλιακή συστοιχία (sa – solar array)

P_e και P_d : φορτία ισχύος κατά την έκλειψη και το φως της ημέρας (d-day)

T_e και T_d : χρόνος σε κάθε τροχιά που δαπανάται σε έκλειψη και στο φως της ημέρας

X_d : απόδοση ισχύος από ΗΣ απευθείας σε φορτία (συνήθως 0.85)

X_e : απόδοση ισχύος από ΗΣ για φόρτιση μπαταρίας και από μπαταρία σε φορτία (συνήθως 0.65)

(3/4) Προσδιορισμός μεγέθους συστοιχίας για συγκεκριμένη ισχύ

$$P_{BOL} = (Flux)(\eta)(I_d) \cos \theta \left[\frac{W}{m^2} \right]$$

P_0 : πυκνότητα ισχύος εξόδου από τα κελιά

$Flux$ ή P_i : ηλιακή ροή (σταθερά) εισόδου (W/m^2)

ζ ή η : απόδοση υλικού ηλιακής κυψέλης

P_{BOL} : ισχύς που δημιουργεί το ΗΣ (S/A) στο ξεκίνημα της ζωής του (S/A – solar array)

P_{EOL} : πυκνότητα ισχύος που δημιουργεί το ΗΣ στο τέλος της ζωής του

I_d : εγγενής υποβάθμιση (degradation)

θ : γωνία πρόσπτωσης ηλιακής ακτίνας

(5) Λαμβάνουμε υπόψιν την υποβάθμιση λόγω έκθεσης στο διαστημικό περιβάλλον

$$P_{EOL} = P_{BOL} L_d = P_{BOL} \left(1 - \frac{\text{degradation}}{\text{year}} \right)^{\text{lifetime in years}} \left[\frac{W}{m^2} \right]$$

P_{EOL} : πυκνότητα ισχύος που δημιουργεί το S/A στο τέλος της ζωής του

L_d : υποβάθμιση διάρκειας ζωής

Τυπική υποβάθμιση / έτος:

▪ 0,0375 για πυρίτιο σε LEO

▪ 0,0275 για GaAs στο LEO

$$P_{BOL} = (Flux)(\zeta)(I_d) \cos \theta \left[\frac{W}{m^2} \right]$$

(6) Βρείτε το μέγεθος της ηλιακής συστοιχίας που απαιτείται στο τέλος της ζωής

$$A_{sa} = \frac{P_{sa}}{P_{EOL}} [m^2]$$

Αντικαθιστώντας στις προηγούμενες εξισώσεις

$$A_{sa} = \frac{\frac{P_d T_d}{X_d} + \frac{P_e T_e}{X_e}}{T_d} \frac{1}{(Flux)(\zeta)(I_d) \cos \theta} \quad [m^2]$$

Η εξίσωση για την χωρητικότητα της μπαταρίας:

$$C_r = \frac{P_e T_e}{(DOD) N n} \quad [W \cdot hr]$$

C_r : συνολική χωρητικότητα μπαταρίας S / C

P_e : μέσο φορτίο έκλειψης (watts)

T_e : διάρκεια έκλειψης (hr)

DOD : βάθος αποφόρτισης ($0 \leq DOD \leq 1$)

N : αριθμός μπαταριών (τουλάχιστον δύο)

n : απόδοση μετάδοσης μεταξύ μπαταρίας και φορτίου (η τυπική τιμή είναι 0,9)

Υπολογισμός DOD

$$\#Κύκλοι = (\#έτη \text{ ζωής}) \left(\frac{365.25 \text{ μέρες}}{\text{έτος}} \right) \left(\frac{24 \text{ ώρες}}{\text{ημέρα}} \right) \left(\frac{\#εκλήψεις}{\text{ώρα}} \right)$$

Παράδειγμα

8.1 Σε μια διαστημική αποστολή μικροδορυφόρου πρέπει να υπολογιστούν οι παράμετροι του συστήματος ηλεκτρικής ισχύος. Αρχικές προσομοιώσεις δείχνουν ότι η κατανομή ισχύος για κάθε υποσύστημα θα είναι:

Υποσύστημα Αποθήκευσης και Διανομής Δεδομένων (ΥΑΔΔ):	8W
Υποσύστημα Προσδιορισμού και Ελέγχου Προσανατολισμού (ΥΠΕΠ):	3W
Υποσύστημα Ηλεκτρικής Ισχύος (ΥΗΙ):	0.5 W

Η σχεδίαση του δορυφόρου είναι στο τελικό στάδιο. Ο κύριος αισθητήρας/διαστημικό όργανο (payload) με τα ηλεκτρονικά του θα καταναλώνει 7.5 W. Για την ψύξη του αισθητήρα έχουμε φτιάξει μία διάταξη με ψύκτη με αντίσταση 2 Ω και λειτουργεί σε τάση 5V. Το σύστημα αυτό (ψύξης) θα λειτουργεί στο 30% του χρόνου κάθε τροχιάς (duty cycle). Η διαστημική αποστολή προγραμματίζεται να έχει πενταετή χρόνο λειτουργίας σε τροχιά των 500 km (ηλιακή ροή 1358 W/m²). Ο δορυφόρος χρησιμοποιεί ηλιακές συστοιχίες από αρκενικόχλο γάλλιο (GaAs) με απόδοση 28% (η_{cell}) και γνωρίζουμε ότι θα έχουν φθίνουσα απόδοση 3% ανά έτος.

Γνωρίζοντας ότι όλα τα υποσυστήματα λειτουργούν συνεχόμενα, υπολογίστε:

- Τον μέσο όρο ισχύος ανά τροχιά (orbit average power)
- Αν το εμβαδό των ηλιακών συστοιχιών που χρειάζεται για να καλύψουν την επιφάνεια του δορυφόρου αν έχει γεωμετρικό σχήμα κύβου με πλευρά 0.3 m είναι αρκετό για την λειτουργία του δορυφόρου (υποθέτοντας ότι μία έδρα του κύβου φωτίζεται συνεχόμενα από τον Ήλιο)
- Την απαιτούμενη χωρητικότητα της μπαταρίας/συσσωρευτή (σε W·hr) για να υποστηρίξει τα κύρια υποσυστήματα (όχι τον αισθητήρα/διαστημικό όργανο) κατά την διάρκεια έκλειψης με βάθος εκφόρτισης (DOD) 25%.

Λύση

- 1) Βρίσκουμε την μέγιστη ισχύ που καταναλώνει το διαστημικό όργανο, συμπεριλαμβανομένου του συστήματος ψύξης (ΣΨ):

$$\text{Ρεύμα συστήματος ψύξης} = (\text{τάση } \Sigma\Psi) / (\text{αντίσταση } \Sigma\Psi) = (5\text{V}) / (2\Omega)$$

$$\text{Ρεύμα } \Sigma\Psi = 2.5\text{A}$$

$$\text{Ισχύς } \Sigma\Psi = (\text{ρεύμα } \Sigma\Psi)(\text{τάση } \Sigma\Psi) = (2.5\text{A})(5\text{V})$$

$$\text{Ισχύς } \Sigma\Psi = 12.5\text{W}$$

$$\text{Ισχύς} = 7.5\text{W} + 12.5\text{W} = 20\text{W}$$

- 2) Βρίσκουμε τον μέσο όρο ισχύος του διαστημικού οργάνου που απαιτείται:

$$\text{Μέσος όρος ισχύος} = (\text{μέγιστη ισχύς})(\% \text{ χρόνου λειτουργίας}) = (20\text{W})(0.3) = 6.0\text{W}$$

- 3) Βρίσκουμε την συνεχόμενη ισχύ των υποσυστημάτων της πλατφόρμας (bus):

$$\text{Ισχύς υποσυστημάτων} = \text{ΥΑΔΔ} + \text{ΥΠΕΠ} + \text{ΥΗΙ} = 8\text{W} + 3\text{W} + 0.5\text{W} = 11.5\text{W}$$

- 4) Υπολογίζουμε την ακτίνα από το ύψος της τροχιάς:

$$\rho = \text{asin}\left(\frac{R_{\text{Earth}}}{h_{\text{mission}} + R_{\text{Earth}}}\right) = \text{asin}\left(\frac{6378 \text{ km}}{500 \text{ km} + 6378 \text{ km}}\right) = 68.0 \text{ deg}$$

- 5) Υπολογίζουμε τον ημιάξονα και την περίοδο της τροχιάς

$$a_{\text{mission}} = R_{\text{Earth}} + h_{\text{mission}} = 6378 \text{ km} + 500 \text{ km} = 6.878 \times 10^3 \text{ km}$$

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a_{\text{mission}}^3}{\mu}} = 2\pi \sqrt{\frac{(6878 \text{ km})^3}{3.986 \times 10^5 \frac{\text{km}^3}{\text{s}^2}}} = 94.6 \text{ min}$$

- 6) Βρίσκουμε τον μέγιστο χρόνο έκλειψης (time of eclipse - TE) και το χρόνο ηλιοφάνειας (time of sunlight - TS):

$$\text{TE} = \frac{2\rho}{360 \text{ deg}} P = \frac{2(68^\circ)}{360 \text{ deg}} (94.6 \text{ min}) = 35.7 \text{ min}$$

$$\text{TS} = P - \text{TE} = 94.6 - 35.7 = 58.9 \text{ min}$$

- 7) Βρίσκουμε την ενέργεια που απαιτείται κατά την έκλειψη:

$$\text{Ενέργεια έκλειψης} = (\text{ισχύς υποσυστημάτων})(\text{TE}) = (11.5\text{W})(35.7 \text{ min}) / [(60 \text{ min/hr})]$$

$$\text{Ενέργεια έκλειψης} = 6.84\text{W}\cdot\text{hr} = 2.463 \times 10^4 \text{ J}$$

- 8) Βρίσκουμε την χωρητικότητα της μπαταρίας:

$$\text{χωρητικότητα της μπαταρίας} = \text{ενέργεια έκλειψης/DOD} = (6.84\text{W}\cdot\text{hr})/0.25 = 27.4 \text{ W}\cdot\text{hr}$$

9) Υπολογίζουμε το εμβαδό των ηλιακών συστοιχιών που εκτίθεται στον ήλιο:

$$\text{εμβαδό ηλιακών συστοιχιών που εκτίθεται στον ήλιο} = (\text{μήκος})(\text{πλάτος}) = (0.3\text{m})(0.3\text{m}) = 0.9 \text{ m}^2$$

10) Βρίσκουμε την μέγιστη ισχύ ηλιακών συστοιχιών (ΗΣ) στην αρχή λειτουργίας του δορυφόρου (beginning of life – BOL)

$$\text{Ισχύς ηλιακών συστοιχιών (BOL)} = (\text{εμβαδό ΗΣ})(\eta_{\text{cell}})(\text{ηλιακή σταθερά}) = (0.09 \text{ m}^2)(0.28)(1358 \text{ W/m}^2) = 34.2 \text{ W}$$

11) Βρίσκουμε την μέγιστη ισχύ ηλιακών συστοιχιών (ΗΣ) στο τέλος λειτουργίας του δορυφόρου (end of life – EOL)

$$\text{Ισχύς ηλιακών συστοιχιών (EOL)} = (\text{εμβαδό ΗΣ})(\eta_{\text{cell}})[(1-\text{φθίνουσα απόδοση})^{\text{έτη λειτουργίας}}](\text{ηλιακή σταθερά}) = (0.09 \text{ m}^2)(0.28)(1.0-0.03)^5(1358 \text{ W/m}^2) = 29.4 \text{ W}$$

12) Υπολογίζουμε τον μέσο όρο ισχύος των ηλιακών συστοιχιών

$$\text{μέσο όρο ισχύος ΗΣ} = [(\text{Ισχύς ΗΣ EOL})(\text{TS})]/P = [(29.4\text{W})(58.9 \text{ min})]/94.6 \text{ min} = 18.3 \text{ W}$$

13) Υπολογίζουμε τον απαιτούμενο μέσο όρο ισχύος ανά τροχιά

$$\text{απαιτούμενο μέσο όρο ισχύος ανά τροχιά} = \text{μέση ισχύς οργάνου} + \text{ισχύς υποσυστημάτων} = 6.0 \text{ W} + 11.5 \text{ W} = 17.5 \text{ W}$$

14) Βρίσκουμε αν το εμβαδό των ΗΣ είναι επαρκές:

$$\text{Ισχύς ΗΣ} - \text{απαιτούμενης μέσης ισχύος ανά τροχιά} = 18.3 \text{ W} - 17.5 \text{ W} = 0.8\text{W}$$

Η διάταξη ΗΣ μας δίνει περίσσεια ισχύος κατά 0.8 W, που σημαίνει ότι το εμβαδό των ΗΣ είναι αρκετό