

NANOSATÈL·LIT PER LA MESURA DEL BALANÇ ENERGÈTIC TERRESTRE

Pseudònim: Sputnik

"La nostra lleialtat ha de ser per a les espècies i el planeta. La nostra obligació de sobreviure no és només per a nosaltres mateixos sinó també per a aquest cosmos, antic i vast, del qual derivem".

-Carl Sagan-

1. ÍNDEX

2.	Introducció:	5
3.	Els satèl·lits:.....	7
3.1	Història dels satèl·lits:	7
3.2	Les aplicacions actuals dels satèl·lits.....	9
3.3	Costos i adaptació: Els reptes dels satèl·lits i la seva tecnologia:	10
4.	Els nanosatèl·lits.....	13
4.1	Cas comercial real: Planet Labs.....	14
5.	Els CubeSats	16
5.1	Disseny	16
5.2	Avantatges i usos:.....	17
6.	Tecnologia puntera en els CubeSats	19
6.1	Energia:.....	19
6.1.1	Obtenció d'energia.....	19
6.1.2	Emmagatzematge d'energia	21
6.2	Estructures i mecànica	22
6.2.1	Estructura primària:	23
6.2.2	Mecanismes secundaris	25
6.3	Propulsió:	26
6.3.1	Propulsió química	26
6.3.2	Motors sòlids.....	27
6.3.3	Propulsió elèctrica	28
6.3.4	Propulsió per ions	29
7.	Òrbites	31
7.1	Posicions i afectes en el moviment d'òrbites de SATÈL·LITS.....	31
7.2	Tipus d'òrbita:.....	33
7.2.1	Òrbita alta	33
7.2.2	Òrbita mitjana	34
7.2.3	Òrbita baixa:	35
8.	El balanç energètic terrestre:	37
8.1	Cicle energètic terrestre:	38
8.2	Mesura del balanç energètic	38
8.2.1	Mesura indirecta	39

8.2.2	Mesura directa:	40
9.	Objectius científics.....	41
10.	Disseny del nanosatèl·lit.....	43
10.1	Radiòmetre:.....	43
10.2	Components:.....	46
10.2.1	Estructura	46
10.2.2	Propulsió.....	46
10.2.3	Control i comunicació	47
10.2.4	Energia	48
10.3	Òrbita	50
11.	Radiòmetre solar	52
11.1	Disseny	53
11.2	Funcionament	55
11.2.1	Cicle de funcionament tèrmic:.....	56
11.2.2	Càlcul de la irradiància	56
11.2.3	Codi per al seu funcionament	58
12.	Construcció i obtenció de dades del radiòmetre.....	61
12.1	Construcció	61
12.1.1	Procediment:.....	62
12.1.2	Connexió electrònica:	64
13.	Presa de dades amb el radiòmetre.....	65
13.1	Paràmetres a considerar	65
13.2	Resultats	66
13.3	Observacions i Conclusions del radiòmetre	68
14.	Conclusions finals.....	69
15.	Agraïments	Error! Bookmark not defined.
16.	Referències	71
16.1	Bibliografia	71
16.2	Webgrafia.....	71

2. INTRODUCCIÓ:

El balanç energètic terrestre és la diferència entre la radiació electromagnètica que rep la Terra provinent del Sol i la radiació que la Terra emet. Aquesta dada quantifica amb precisió l'efecte hivernacle que comporta l'escalfament global, i determina la quantitat d'energia que escalfa o refreda al planeta.

Aquest treball de recerca se centra en el desenvolupament d'un nanosatèl·lit dissenyat per a la mesura del balanç energètic terrestre. La hipòtesi sobre la que s'investiga és la possibilitat de la mesura del balanç energètic terrestre des d'un sistema espacial en òrbita, i el disseny i prototipatge d'aquest dispositiu.

Es pot dividir aquest treball en dos grans apartats; una exposició teòrica i un desenvolupament pràctic. Dins de l'apartat de divulgació teòrica s'exposen les bases conceptuals i tècniques per a l'elaboració pràctica dels objectius. Aquests coneixements es poden dividir a grans trets entre la informació referent als nanosatèl·lits i la referent al balanç energètic.

En l'explicació teòrica dels nanosatèl·lits, basada en una prèvia recerca bibliogràfica, hi trobem la seva definició general, aplicacions comercials i científiques, i les seves característiques específiques. S'aprofundeix en l'estàndard dels CubeSats, utilitzat en el disseny posterior del nanosatèl·lit. A més, en aquesta secció s'ha elaborat una comparativa de les diferents tecnologies emparades en els components més importants d'un nanosatèl·lit, per tal d'així poder elaborar el nanosatèl·lit. Aquests components realitzen les funcions energètiques, estructurals i de mobilitat de la nau. També s'inclou una explicació conceptual dels diferents tipus d'òrbita terrestre dels satèl·lits, explicant-ne les característiques i diferències de cada una.

En quant al balanç energètic, s'exposa en què consisteix aquesta dada, perquè resulta vital per a elaborar un model climàtic global i quantificar els efectes de l'efecte hivernacle produït pels humans. Aquest tema s'aborda centrant-se en la forma en que és mesurat, oferint una explicació dels diferents mètodes i una comparació i proposta per a la seva millora.

L'apartat central del treball, però, és el desenvolupament d'un nanosatèl·lit capaç de mesurar el balanç energètic. Per a fer-ho, s'ha elaborat el disseny d'aquesta nau, posant especial èmfasi en el radiòmetre responsable de la mesura de la radiació solar i la terrestre que ha de permetre calcular el balanç energètic terrestre. Els coneixements i les dades treballats als apartats teòrics han estat aplicats en el disseny. El disseny de la nau inclou la seva estructura i els seus components, així com un anàlisi energètic del dispositiu. Posteriorment, s'ha construït i avaluat un prototip del radiòmetre del satèl·lit, en aquest cas per a mesurar la irradiància solar a la superfície terrestre. Aquest radiòmetre ha estat dissenyat, construït i operat. Finalment, s'han pres mesures de radiació per a demostrar l'efectivitat d'aquesta tecnologia i la seva possible aplicació a l'espai.

Els objectius d'aquest treball se centren doncs en l'elaboració d'un sistema tecnològic, un satèl·lit de petites dimensions, que obtingui el balanç energètic terrestre, una dada climàtica molt important, d'una forma eficient i precisa.

3. ELS SATÈL·LITS:

Un satèl·lit és un objecte de l'espai que orbita o fa cercles entorn d'un objecte més gran. Hi ha dos tipus de satèl·lits: els naturals (com la Lluna orbitant la Terra) o els artificials (com l'Estació Espacial Internacional orbitant la Terra).

Hi ha desenes de satèl·lits naturals al sistema solar, gairebé tots els planetes tenen almenys una lluna. Els satèl·lits artificials, però, no es van convertir en realitat fins a mitjan segle XX. El primer satèl·lit artificial va ser l'Sputnik, una sonda espacial russa de mida d'una pilota de platja que es va posar en òrbita el 4 d'octubre de 1957.



*Figura 1.1 Imatge del Sputnik I, primer satèl·lit artificial.
Font: Agència Espacial Europea*

3.1 HISTÒRIA DELS SATÈL·LITS:

La història dels satèl·lits i el seu desenvolupament fins el dia d'avui troba el seu origen en el primer satèl·lit artificial llençat; l'Sputnik 1. Aquest va ajudar a identificar la densitat de les capes atmosfèriques altes i va proporcionar dades sobre la distribució de la senyal de ràdio a la ionosfera. Tot i els seus objectius científics, Sputnik va ser llençat per desenvolupar el primer sistema tecnològic espacial i demostrar la supremacia soviètica en aquest terreny. L'anunci no anticipat de l'èxit de l'Sputnik 1 va precipitar una crisi als Estats Units i va encendre l'anomenada carrera espacial, dins de la guerra freda.

Després d'aquesta gesta, el 3 de novembre de 1957 els soviètics van llançar un satèl·lit encara més massiu (Sputnik 2) que portava un gos, Laika. Això va representar el primer organisme viu en l'espai, tot i que va morir en òrbita. El primer satèl·lit dels Estats Units va ser l'Explorer, llençat el 31 de gener de 1958. El satèl·lit només tenia un 2 per cent de la massa de Sputnik 2, 13 kg.

Els Sputniks i l'Explorer 1 es van convertir en els trets de sortida d'una cursa espacial entre els Estats Units i l'Unió Soviètica que va durar fins al final dels anys seixanta.

Després del llançament dels primers satèl·lits, la possibilitat de dur a terme recerca científica i activitats comercials a l'espai fan que el desenvolupament dels satèl·lits sigui ràpid i creixent, marcant fites, finançades de forma pública o privada, que es resumeixen en la següent línia temporal.

1960 - Tiros-1, el primer satèl·lit meteorològic considerat un èxit. Transmet imatges d'infrarojos de núvols de l'alta atmosfera.

1961 - El cosmonauta rus Yuri Gagarin (1934–1968) es converteix en la primera persona a orbitar la Terra en la seva nau espacial Vostok. La càpsula Vostok va ser utilitzada per molts més cosmonautes i encara s'utilitza avui.

1962 - Primer satèl·lit de comunicacions.

1970 - Xina llança el seu primer satèl·lit Dongfanghong 1 a l'òrbita terrestre en el seu coet Long March, convertint-se en la cinquena nació que aconsegueix la capacitat de llançament independent. Les altres nacions són l'Unió Soviètica (1957), els EUA (1958), França (1965) i el Japó (1970).

1971 – L'Unió Soviètica llança la primera estació espacial Salyut 1. És monolítica, construïda i llançada en una sola peça. Quan s'esgoten tots els subministraments i equipaments, s'abandona.

1979 - L'Agència Espacial Europea (ESA) llança Ariane-1. Comença el programa espacial de l'ESA que continua fins als nostres dies.

1981 - El primer transbordador espacial Columbia es llança amb astronautes.

1990 - El telescopi Hubble és transportat en òrbita. La seva òrbita fora de l'atmosfera li permet prendre imatges nítides que suposin avenços en l'astrofísica.

1994 - Primera constel·lació de GPS: 24 satèl·lits geosincrònics. El GPS és un sistema de navegació per satèl·lit.

1998 - Es llança el primer component de l'Estació Espacial Internacional. Es tracta d'una col·laboració internacional amb Rússia, els EUA, l'Unió Europea, el Japó i el Canadà. Serveix com a laboratori de recerca de microgravetat i entorns espacials.

3.2 LES APLICACIONS ACTUALS DELS SATÈL·LITS

La vista d'ocell que tenen els satèl·lits sobre la Terra els permet veure grans zones del planeta alhora. Aquesta habilitat implica que tenen la capacitat de recopilar més dades i més ràpidament, que els instruments situats al terra. Els satèl·lits també poden veure a l'espai millor que els telescopis a la superfície de la Terra. Això és degut a la falta d'atmosfera entre ells i l'espai.

Actualment, els satèl·lits tenen la capacitat de realitzar funcions que d'altra manera serien impossibles o molt costoses.

- Televisió: Els satèl·lits envien senyals de televisió directament a les llars, però també són l'eix vertebrador de la TV per cable i de xarxa. Aquests satèl·lits envien senyals des d'una estació central que genera programació a estacions més petites que envien els senyals localment a través de cables o les ones d'aire
- Telèfons: Els satèl·lits proporcionen comunicacions telefòniques en vols d'avions, i sovint són el principal conducte de comunicació de veu per a zones rurals i zones on les línies telefòniques estan danyades després d'un desastre. Els satèl·lits també proporcionen la font de temporalització principal per a telèfons mòbils i cercadors.
- Internet: en zones en què la connexió per mitjà de cablejat no és possible, la connexió per satèl·lit permet que aquestes comunitats hi tinguin accés sense una gran infraestructura.
- Navegació: Els sistemes de navegació basats en satèl·lit com els sistemes de posicionament globals Navstar (coneguts col·loquialment com a GPS) permeten a qualsevol persona amb un receptor determinar la seva ubicació a pocs metres.
- El temps: Els satèl·lits proporcionen als meteoròlegs la possibilitat de veure el clima a escala global, per mitjà de mesuradors de temperatura, radiació i moviment de masses d'aire es pot fer prediccions sobre fenòmens meteorològics. Els satèl·lits representen algunes de les millors fonts de dades per a la investigació sobre canvi

climàtic. Els satèl·lits controlen la temperatura i els corrents dominants; les dades adquirides per radars transmesos per satèl·lit van demostrar que el nivell del mar ha augmentat en 3mm l'any durant la darrera dècada. Els satèl·lits amb imatges poden mesurar les mides canviants de les glaceres, cosa difícil de fer des del sòl a causa de la llunyania i la foscor de les regions polars en algunes èpoques de l'any. Els satèl·lits poden determinar els patrons a llarg termini de pluges, cobertura de vegetació i emissions de gasos d'efecte hivernacle.

- Ciència espacial: Abans de l'era espacial, els astrofísics es limitaven a estudiar l'univers mitjançant telescopis terrestres, de manera que només podien utilitzar informació de les parts de l'espectre electromagnètic que penetraven a l'atmosfera terrestre. Molts dels fenòmens més interessants s'estudien millor en freqüències que són millor o accessibles només des de l'espai.

- Recol·lecció de dades comercials: Un importantíssim segment de negoci per a la tecnologia espacial comercial és la imatgeria de la superfície de la Terra. Aquest segment de mercat es veu altament beneficiat dels satèl·lits petits i permeten l'obtenció de dades variades, normalment fotografies, per a seguiments agraris, climàtics i altres, amb moltes aplicacions comercials.



Figura 1.2 Imatge de satèl·lit d'uns camps de conreu. Aquestes dades permeten el seu monitoratge. Font: Planet Labs

3.3 COSTOS I ADAPTACIÓ: ELS REPTES DELS SATÈL·LITS I LA SEVA TECNOLOGIA:

Des dels seus inicis, els satèl·lits han ofert uns beneficis tecnològics, científics i comercials que no són possibles d'obtenir de cap altra forma. Sectors com l'experimentació científica, les telecomunicacions i la geolocalització no es poden concebre sense tecnologies espacials. Això ha fet que els recursos que empreses i organitzacions públiques estan disposats a gastar en satèl·lits siguin molt grans.

Més enllà de les limitacions de la tecnologia dels satèl·lits i els seus usos, un factor decisiu és el cost d'aquests dispositius. Pel que fa al cost de posar un sistema espacial en funcionament, la major part del cos és atribuïda als costos de llançament. Des dels primers coets llençats a la dècada dels seixanta, la oferta i la competència entre opcions per llençar satèl·lits en òrbita ha crescut, fent que el cost disminueixi. Tot i així, posar un satèl·lit en òrbita segueix sent molt costós degut als costos relacionats amb el llançament en coet.

Un coet ofereix una capacitat màxima de càrrega en funció de la seva potència i de la seva mida. Per això, el cost del llançament d'un satèl·lit ve marcat per la relació entre el pes o volum de la càrrega que pot portar el coet i el cost de llançament del coet. Actualment, l'empresa nord-americana Space X, amb una visió innovadora i altament comercial de les tecnologies espacials, és el líder en la indústria de llançament de coets. Des del vol inaugural del seu coet estrella Falcon IX, l'empresa ha vist un creixement exponencial. El 2018 van rebre el 65% de nous contractes de llançament, i van executar 16 del 41 llançaments de l'any. Això es deu a que els seus preus són els més competitius. El llançament d'un dels seus coets a òrbita LEO costa al voltant dels 44 milions de dòlars, el preu més baix mai ofert. S'ha de considerar que el Falcon IX té capacitat de càrrega útil de 22800kg, per tant un cost d'uns 1930 USD per kilogram aproximadament en càrregues normals.

Com es pot apreciar, el preu de la missió d'un satèl·lit es veu dràsticament afectat per el coet que s'utilitzi per el llançament i l'empresa que ho realitzi, suposant un cost majoritari en qualsevol missió. Això és un impediment per moltes empreses, nacions i investigacions petites. Aquesta situació ha portat a una necessitat importantíssima de la reducció del pes i el volum dels satèl·lits.

La miniaturització de l'electrònica, la investigació en sistemes de posicionament i control de òrbita, la major eficiència energètica i nous material han permès que el tamany dels satèl·lits disminueixi dràsticament. Si les funcions del Sputnik, un coet de 84kg i 60dm³, haguessin de ser aplicades avui en dia, el satèl·lit pesaria poc més de 500g i ocuparia al voltant de 1L de volum. Les limitacions econòmiques i els avenços tecnològics han permès que avui en dia els nanosatèl·lits, és a dir els satèl·lits de dimensions reduïdes, prenguin una gran popularitat.



Figura 1.3 Comparativa de preus entre els principals satèl·lits en referència al cost per kg. Font: Reddit

4. ELS NANOSATÈL·LITS

Els nanosatèl·lits o nanosats són aquells satèl·lits que pesen menys de 10 kg. Aquests tipus de dispositius poden ser llançats individualment, o poden tenir múltiples nanosatèl·lits treballant junts o en formació, en aquest cas, es pot aplicar el terme "constel·lació" o "nau espacial fraccionada".

Amb els avenços continuats en la miniaturització, l'augment de la capacitat de la tecnologia electrònica i l'ús de les constel·lacions, els nanosatèl·lits són cada cop més capaços de realitzar missions comercials que abans requerien satèl·lits de dimensions superiors. Com hem estipulat en la secció anterior, el cost d'una missió espacial depèn en gran mesura del pes i el volum del satèl·lit. Els nanosatèl·lits, per tant, són capaços d'abaratir els costos i posicionar-se com una opció més econòmica per empreses, universitats i agències espacials.

L'origen dels satèl·lits de dimensions reduïdes va ser al 1998, per la universitat Tècnica de Berlin, amb un satèl·lit de 8.5 kg. Aquesta missió va resultar tot un fet crucial per a la indústria espacial, ja que es va demostrar que un dispositiu d'aquestes característiques era possible. A més, això va encoratjar a moltes altres universitats a llençar missions com aquestes, i avui en dia més d'un centenar ja n'han sigut participes, inclosa la Universitat Politècnica de Catalunya.

Cal diferenciar pròpiament entre les diverses distincions de satèl·lits de dimensions reduïdes. A part dels nanosatèl·lits, en trobem amb altres estàndards de referència pel que fa la mida. De major mida que els nanosatèl·lits trobem els microsatèl·lits, d'entre 10 i 100 kg. Aquest tipus és molt més comú, i no s'acostumen a especificar com a aquest estàndard en les seves missions. Més petits que els nanosats trobem picosatèl·lits, d'entre 100 g i 1 kg, i femtostèl·lits, de menys de 100 g. Aquests dos tipus són tan petits que en aplicacions reals acostumen a necessitar formar part d'una constel·lació i veure's subordinats a satèl·lits de majors dimensions.

Un dels desafiaments de l'ús de nanosats ha estat el lliurament econòmic de satèl·lits tan petits a qualsevol altre lloc més enllà de l'òrbita de la Terra baixa. A finals de 2014, es van desenvolupar propostes per a naus espacials més grans dissenyades específicament per a proporcionar constel·lacions de nanosats a

trajectòries que estan fora de l'òrbita terrestre per a aplicacions com l'exploració d'asteroides llunyans.

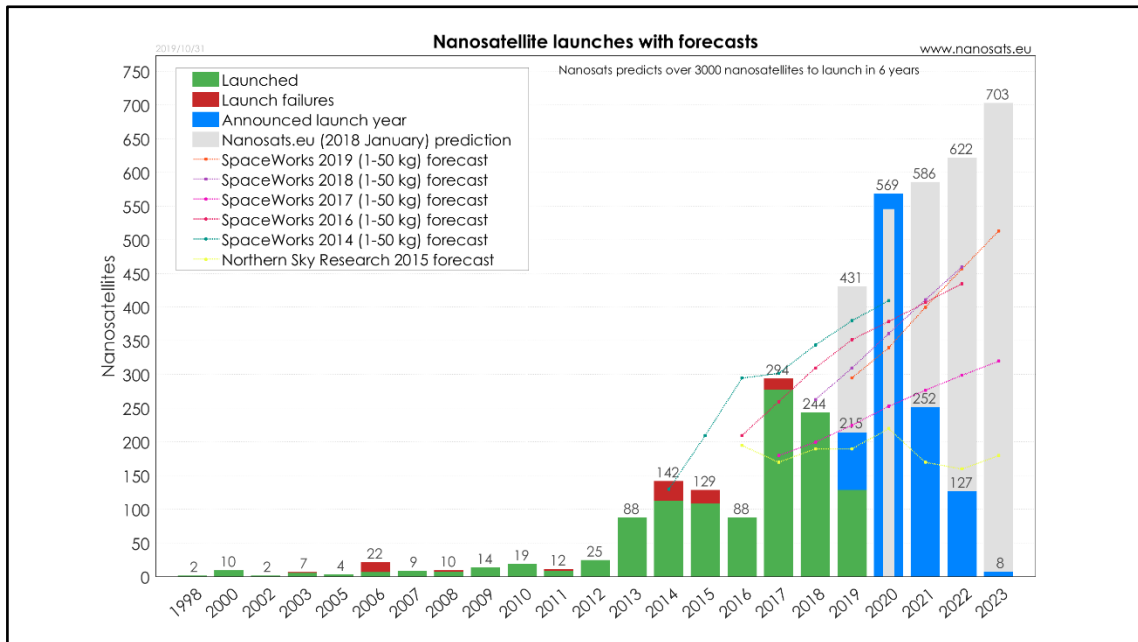


Figura 2.1 Taula en que es mostra el nombre de llençaments de nanosatèl·lits per any, i una estimació d'aquest valor per a anys següents. Font: NanoSats Database

4.1 CAS COMERCIAL REAL: PLANET LABS

Planet Labs, Inc. és una empresa privada nord-americana d'imatge terrestre amb seu a San Francisco, Califòrnia. El seu objectiu és fer una imatge diària del conjunt del planeta, per tal de controlar certs canvis i identificar tendències en diferents aspectes. Aquesta empresa ha resultat ser un cas empresarial molt interessant, ja que basa el seu model de negoci en l'obtenció i venda d'informació en forma d'imatges obtingudes exclusivament gràcies a nanosatèl·lits, i són l'empresa privada més gran i important en el sector.



Figura 2.2 Logo. Font: Planet Labs

L'empresa, fundada el 2010, dissenya i fabrica satèl·lits en miniatura de triple CubeSat anomenats *Doves*, que després s'entreguen en òrbita. Cada *Dove* està equipat amb un telescopi i una càmera de gran potència programats per capturar diferents canals de la Terra. Cada satèl·lit

escaneja contínuament la Terra, enviant dades cada cop que passa per sobre d'una estació terrestre.

L'avantatge de Planet Labs és que les seves dades permeten l'elaboració diària d'una imatge completa de la Terra. Això és possible gràcies a la gran constel·lació, que té

una tecnologia d'escaneig lineal que permet obtenir diverses resolucions d'una sola passada.

Les imatges recollides per *Doves*, a les quals es pot accedir en línia i algunes de les quals estan disponibles en virtut d'una política d'accés a dades obertes, proporcionen informació actualitzada rellevant per al seguiment climàtic, la predicció del rendiment dels cultius, l'urbanisme i la resposta a desastres naturals. Amb l'adquisició de BlackBridge el juliol de 2015, Planet Labs tenia 87 satèl·lits *Dove* i 5 *RapidEye* llançats a l'òrbita. El 2017, Planet va llançar 88 satèl·lits addicionals *Dove* i Google els va vendre a la filial Terra Bella i la seva constel·lació de satèl·lits *SkySat*. Els lots combinats de naus constitueixen la constel·lació més gran que mai s'ha posat en òrbita. El setembre de 2018 la companyia havia llançat prop de 300 satèl·lits, 150 dels quals estan actius.



Figura 2.3 Dibuix d'un Dove, un nanosatèl·lit de Planet Labs. Font: Planet Labs

5. ELS CUBESATS

Dintre dels nanosatèl·lits, un estàndard que destaca per la seva popularitat són els CubeSat. El 1999, dos professors de la universitat politècnica de Califòrnia i de la universitat de Stanford, Jordi Puig-Suari i Bob Twiggs, varen idear una solució per a permetre a estudiants desenvolupar satèl·lits amb baix cost i recursos. La necessitat d'un estàndard es va fer evident quan estudiants d'aquestes universitats no podien realitzar els seus projectes aeronàutics. Els beneficis inicials van ser postulats com a una millora substancial en el sistema de llançament i de posició en òrbita. Els CubeSats, però, no són més que un estàndard molt popularitzat de mides i disseny. Els components que inclouen i les seves funcions poden ser les de qualsevol satèl·lit.



Figura 3.1 Cubesat de 1U. Font: NASA

5.1 DISSENY

Els CubeSats estàndard estan formats per unitats de $10 \times 10 \times 11,35$ cm dissenyades per proporcionar $10 \times 10 \times 10$ cm o 1 litre de volum útil alhora que no pesen més d'1,33 kg per unitat. La mida estàndard més petita és d'1U, que es correspon a un litre de volum. A base d'aquesta unitat mínima, apilant cubs d'aquesta mida es permet fer satèl·lits amb les mateixes característiques i varietat de mides, per exemple 3U, que es compon de tres unitats apilades longitudinalment amb un cilindre addicional de 6,4 cm de diàmetre centrat en l'eix llarg i que s'estén 3,6 cm més enllà d'una cara. La NASA ha construït i llançat dos cubs de forma més petita, de 0,5U, per a demostració tecnològica, però encara no és acceptat com un estàndard.

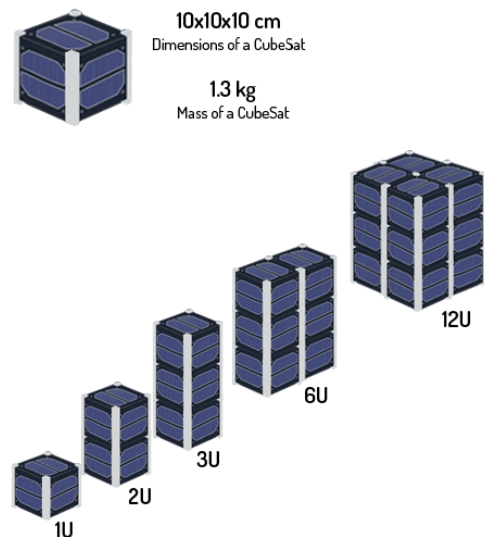


Figura 3.2 CubeSats de 1U, 2U, 3U, 6U i 12U en comparativa. Font: Allen Space

Aquesta limitació en el disseny no només incumbeix la mida i la forma, sinó també les arestes i els vèrtexs dels cubs, que estan dissenyats per a un millor i més senzill llançament.

Com que gairebé tots els CubeSats tenen 10 × 10 cm (independentment de la longitud), es poden llançar i posicionar en òrbita mitjançant un sistema de desplegament comú anomenat Poly-PicoSatellite Orbital Deployer (P-POD), desenvolupat i creat per la Universitat Politècnica de Califòrnia.

5.2 AVANTATGES I USOS:

L'especificació CubeSat aconsegueix diversos objectius d'alt nivell. El motiu principal per miniaturitzar satèl·lits és reduir el cost de desplegament en òrbita: sovint són adequats per a llançaments múltiples, aprofitant l'excés de capacitat de coets de llançament que porten càrregues més grans. El disseny del CubeSat minimitza específicament el risc per a la resta del vehicle de llançament i les càrregues útils. El sistema de desplegament elimina la quantitat de treball prèviament necessària per a extreure el satèl·lit de la nau de llançament.

Com a conseqüència de la seva adopció d'aquest disseny, moltes iniciatives i empreses han trobat el seu nínxol comercial en el disseny i manufacturació de components que s'adaptin a aquest estàndard. Com que un mateix component, com podrien ser plaques solars, és aplicable a quasi tots els CubeSats, això ha permès una ampliació en les tecnologies disponibles i una major competència entre proveïdors, que resulta en un abaratiment general del preu dels components.

Gràcies a l'alta popularitat d'aquests dispositius, els seus usos s'han estès a pràcticament totes les funcions dels satèl·lits en general. Tot i això, els CubeSats destaquen sobretot pel seu gran ús en àmbits acadèmics. Al ser l'opció més econòmica, moltes universitats els utilitzen com a sistemes per a provar noves tecnologies, i sobretot per a dur-hi a terme experiments que es poden miniaturitzar. També han resultat molt útils per a la presa de dades meteorològiques i espacials. Encara que el seu origen hagi sigut universitari, avui en dia més de la meitat dels CubeSats que es troben en òrbita són amb finalitat comercial. Moltes empreses han desenvolupat models de negoci basats en

aplicacions dels CubeSats, com ara monitorització de cultius o obtenció de dades climàtiques globals.

També és remarcable que, degut a l'abaratiment d'aquestes tecnologies espacials, organitzacions sense ànim de lucre, sobretot mediambientalistes, disposin de CubeSats que el permetin obtenir dades per a la seva feina.

6. TECNOLOGIA PUNTERA EN ELS CUBESATS

En el següent apartat, es fa una comparativa i revisió de les diferents tecnologies que prenen part en un CubeSat. Per fer-ho, s'ha dividit el nanosatèl·lit i les funcions dels seus components en apartats

6.1 ENERGIA:

El sistema d'energia elèctrica (EPS, per les seves sigles en anglès) engloba la generació, emmagatzematge i distribució d'energia elèctrica. L'EPS és un subsistema important i fonamental, i acostuma a formar fins a un terç de la massa total dels dispositius espacials. Les tecnologies de generació d'energia inclouen cèl·lules fotovoltaïques, panells i matrius. L'emmagatzematge d'energia es produeix normalment en bateries; o bé bateries primàries d'un únic ús o bateries secundàries recarregables. El disseny de l'EPS sovint té com a objectiu una elevada potència específica o relació potència/massa (W/kg o J/kg) quan es seleccionen tecnologies de generació i emmagatzematge, per tal de minimitzar l'impacte en la massa del sistema.

6.1.1 Obtenció d'energia

Per al que respecta a l'obtenció d'energia en CubeSats, un 90% d'aquests recorren a sistemes d'energia solar. Les cèl·lules solars estan fetes de materials semiconductors que exposats a llum generen corrent elèctric segons el principi fotoelèctric. Els avantatges evidents d'aquesta tecnologia és la seva senzillesa i que en condicions normals reben un flux energètic d'entrada constant. Tot i això, les cèl·lules fotovoltaïques es poden degradar i requereixen components mecànics addicionals.

Dintre de les cèl·lules fotovoltaïques podem diferenciar entre aquelles compreses només per una capa de material semiconductor, anomenades *single-junction* o d'unió única, i les que estan formades per més d'una capa, les *multi-junction* o d'unió múltiple.

Una data molt important per a les tecnologies fotovoltaiques és l'eficiència d'absorció, que correspon al percentatge d'energia rebuda que és absorbida.

La majoria de les cèl·lules fabricades avui en dia per a aplicacions terrestres són cèl·lules d'unió única, utilitzant un únic material que absorbeix una part determinada de l'espectre de radiació electromagnètica, on l'energia del fotó excita un electró generant un corrent. Aquestes, tot i que són barates, tenen una eficiència relativament baixa, generalment inferior al 20%. En les naus espacials modernes, resulten més convenients les cèl·lules solars multi-unió fetes a partir de múltiples capes de materials absorbents de llum que converteixen cada una diferents regions de longitud d'ona específica de l'espectre electromagnètic en energia, utilitzant així un espectre més ampli de radiació solar. Aquesta amplitud en la banda d'absorció ofereix un increment substancial en l'eficiència.

Les plaques solars utilitzades en nanosatèl·lits i en sistemes espacials en general doncs, busquen eficiència per sobre de cost. Les tecnologies més punteres són les següents:

- Plaques d'unió múltiple de GaInP/GaAs/Ge: Comercialitzades per AzurSpace, són cèl·lules solars multi-unió amb eficiències que van del 28 al 30%. Les cèl·lules estan construïdes a partir de materials en capes i existeixen diverses opcions dimensionals. Aquestes cèl·lules s'utilitzen força sovint amb altres matrius solars per a aplicacions espacials. Les seves cèl·lules de triple unió amb eficiència del 30% tenen un gruix de 80 µm i mesuren 40 x 80 mm ± 0,1 mm amb una tensió mitjana de 2350 mV.
- SpectroLab ofereix diverses cèl·lules solars en el rang d'eficiència mitjana del 26-30% (XJT Prime, XTJ i UTJ). L'eficiència de conversió d'energia de les cel·les XTJ Prime és del 30,7% i es pot lliurar en

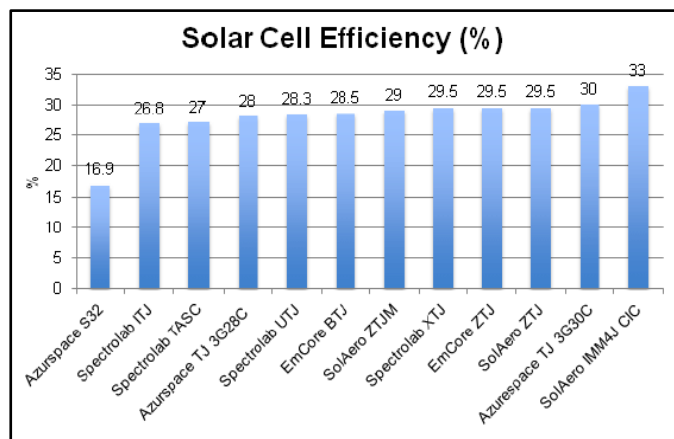


Figura 4.1 Gràfic mostrat les eficiències més altres en plaques solars espacials. Font: ResearchGate Database

mides escalables. Està formada per una triple unió, tot i que no especifiquen els materials.

- Les cèl·lules solars fabricades per SolAero oscil·len entre el 28 i el 30% d'eficiència mitjana i tenen una àmplia experiència tant en naus espacials grans com petites. Amb col·laboració amb les forces armades americanes estan desenvolupant una placa solar que pot arribar al 32% d'eficiència, formada per quatre unions, totes elles amb compostos a base de germani.



Figura 4.2 Plaques solars per a CubeSats de GaAs. Font: NanoAvionics

6.1.2 Emmagatzematge d'energia

L'energia solar no sempre està disponible durant les operacions de naus espacials; l'òrbita, la durada de la missió, la distància del Sol o les demandes d'energia extra poden necessitar energia emmagatzemada a bord. Les bateries primàries i secundàries s'utilitzen per a l'emmagatzematge d'energia i es classifiquen segons els seus diferents components electroquímics.

Com que les bateries de tipus primari no són recarregables, només s'utilitzen per a la duració de missió sencera (d'un dia fins a una setmana). El zinc-plata s'utilitza normalment, ja que són més fàcils de manejar i descarregar a un ritme més elevat, però també hi ha una gran quantitat de bateries primàries a base de liti que tenen una densitat d'energia més gran que inclou: diòxid de sofre de liti (LiSO₂), monofluorur de carboni de liti (LiCFx) i clorur de tionil de liti (LiSOCl₂).

Les bateries de tipus secundari inclouen níquel-cadmi (NiCd), níquel-hidrogen (NiH₂), ió de liti (ió-Li) i polímer de liti (LiPo), que s'han utilitzat àmpliament en el passat en naus espacials diverses. Les bateries secundàries basades en liti s'utilitzen habitualment en dispositius electrònics portàtils a causa de la seva recàrrega, el seu baix pes i l'alta energia i s'han convertit en omnipresents en les missions de les naus espacials. Generalment es connecten a una font d'energia

primària (per exemple, una matriu solar) i poden proporcionar energia recarregable a demanda. Cada tipus de bateria està associada a determinades aplicacions que depenen de paràmetres de rendiment, incloses la densitat d'energia, la vida del cicle i la fiabilitat.



Figura 4.3 Diverses bateries d'ions de liti. Font: Vectronic Aerospace

6.2 ESTRUCTURES I MECÀNICA

L'element bàsic per a qualsevol CubeSat és la seva carcassa. Com s'ha exposat prèviament, les carcasses dels CubeSats es diferencien segons la seva capacitat de volum, entenent a una estructura bàsica de 1U (d'un decímetre cúbic), a partir de la qual es formen estructures més grans, com per exemple de 4U, (de quatre decímetres cúbics amb la forma de quatre 1U units entre si). Normalment, aquestes estructures es classifiquen en l'estructura primària.

Per contra, les estructures secundàries són totes les altres estructures (com panells solars) que només es necessiten com a suport. Quan una estructura primària falla és gairebé sempre catastròfica, mentre que el fracàs d'una estructura secundària normalment no afecta la integritat de la nau espacial, però pot tenir un impacte significatiu en la missió general. Aquestes categories estructurals serveixen de bona referència, però les línies entre elles poden ser difícils de distingir per a petites naus espacials, ja que són particularment restringides pel volum. Això és especialment cert per a CubeSats, ja que les capacitats d'aquestes naus espacials s'han ampliat, però el volum que marquen els estàndard no ho ha estat canviats.

Per tant, sovint és fonamental que els components estructurals siguin el més eficients possible en quant a volum. Per aconseguir aquesta eficiència de volum, els components estructurals primaris no només han de portar càrregues mecàniques, sinó que també poden fer funcions extres, com servir de component principal per a la gestió tèrmica, ja que proporcionen els mitjans principals per blindar les radiacions.

El material de la mateixa estructura és important per a qualsevol comparativa. Normalment l'estructura d'una nau espacial es compon tant de materials metàl·lics com no metàl·lics. Els metalls són generalment homogènis i isotròpics, és a dir, tenen les mateixes propietats en tots els punts i en totes les direccions. Els no metalls, com els compostos, normalment no són homogènis ni isotròpics. L'elecció del material es basa en l'entorn operatiu del dispositiu i ha d'assegurar un marge adequat per al llançament i les càrregues operatives, l'equilibri tèrmic i la gestió de l'estrès tèrmic.

La instrumentació també estableix requisits en l'estructura i pot requerir mecanismes, com ara un desplegable per crear certa distància entre un magnetòmetre i la nau espacial per minimitzar el seu efecte en la mesura. Aquests components són anomenats mecanismes secundaris.

6.2.1 Estructura primària:

Actualment hi ha diverses empreses que proporcionen estructures primàries de CubeSat (sovint anomenades marcs o xassís). La majoria estan formades per alumini 6061-T6 o 7075 i estan dissenyades en diverses configuracions de muntatge per a components, per intentar oferir flexibilitat en els seus usos als dissenyador. En aquesta secció es destacaran diversos enfocaments de diversos proveïdors al mercat de CubeSat, limitant-se en estructures d'entre 1U i 6U:

- Construcció monocasc: L'enfocament estructural que duen a terme l'àmplia majoria de CubeSats d'entre 1U-3U és d'aproximació monocasc, on les càrregues són adherides a la carcassa externa per intentar maximitzar el volum intern. Pumpkin, Inc. proporciona diverses estructures CubeSat destinades a ser components de les seves solucions CubeSat Kit, que van des de la mida sub-1U fins a les estructures de SUPERNOVA 6U - 12U més grans. Les ofertes de Pumpkin es fabriquen a partir de Al 5052-H32 i poden ser de paret sòlida o esqueletitzades, és a dir a partir d'estructures bàsiques amb les parets buides. Aquest tipus de disseny també és molt popular amb CubeSats de mides superiors.



Figura 4.4 Estructura esqueletonitzada de CubeSat 1U. Font: Pumkin Inc.

- Quadre modular: els quadres moduls són aquells que a partir de les arestes del cub que conforma l'estructura bàsica s'implementen un seguit de components transversals disposats específicament per a subjectar peces i components de la càrrega

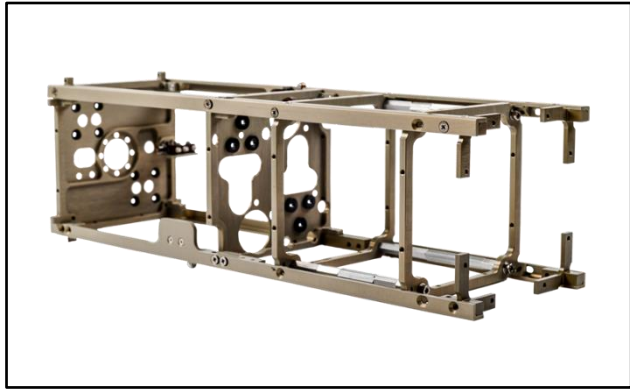


Figura 4.5 Estructura modular de CubeSat 3U. Font: NanoAvionics

del nanosatèl·lit. Aquest sistema es dissenya a partir dels elements de càrrega que es volen portar.

Al ser la subjecció de marc mínim ofereixen menor aïllament de la radiació i protecció. NanoAvionics ha desenvolupat el que s'anomena "marcs i elements estructurals normalitzats" que, en ser units, formen l'estructura primària per a naus espacials d'1U a 12U. Els factors de forma 1 - 3U tenen masses de 0,090 kg, 0,172 kg i 0,254 kg per a 1U, 2U i 3U respectivament. Aquests components estan pensats per ser moduls, fabricats en alumini 7075, i optimitzats per a suposar el menor pes possible.

- Sistema de ranures per targetes: aquest tipus d'estructura, de popularitat creixent, consisteix en un CubeSat amb ranures dissenyades per a integrar-hi components sobre una espècie de targeta que hi encaixi perfectament. C3S ha desenvolupat una estructura CubeSat 3U que utilitza un sistema de ranures per a targetes que pretén proporcionar diversos avantatges sobre la solució més habitual de sistemes moduls. Aquests avantatges inclouen l'accés a les targetes individuals durant el muntatge i les proves (les solucions de quadre modular requereixen desmuntar una part sencera per aïllar una sola targeta), una millora de la tolerància d'apilament i una millor gestió tèrmica de les targetes individuals.



Figura 4.6 Sistema de ranures per targetes de CubeSat. Font: C3S

6.2.2 Mecanismes secundaris

Els mecanismes integrats en CubeSats acostumen a ser destinats a finalitats específiques de cada nanosatèl·lit, i es requereixen en casos en què la càrrega exigeixi unes condicions extraordinàries. Tot i que són voluminosos i complexos, els mecanismes també han presentat millores en miniaturització i eficiència. En destaquen els següents:

-Extensions desplegable: en certs àmbits, especialment en mesures d'alta precisió, és necessari que part de la càrrega del CubeSat sigui aïllada de la resta de la nau per minimitzar interferències o estrès tèrmic. CTD ha desenvolupat un extensor compost anomenat Stable Tubular Extendable Lock-Out Composite (STELOC), que s'enrotlla o plega sota tensió mecànica i es desplega amb energia de tensió emmagatzemada. L'extensor de tub utilitza una innovadora característica en el desplegament que millora considerablement l'estabilitat. L'extensor es pot fabricar en diàmetres i longituds personalitzades, ofereix un volum reduït i té un coeficient d'expansió tèrmica gairebé zero, cosa que el situa com a una de les millors opcions per aquestes situacions.

-Actuadors i enfocadors mecànics de plaques solars: En certes missions es requereix un gran subministrament energètic, cosa que implica un gran aprofitament de les plaques solars, que són enfocades de forma òptima respecte a la font de llum. Honeybee ha desenvolupat el CubeSat Solar Array Drive Actuator (SADA), que accepta $\pm 180^\circ$ d'eix únic per a l'assenyalament de matrius solars, pot transferir 100 W de potència d'un parell de panells desplecats i ofereix un seguiment automàtic del sol. Honeybee també ofereix la unitat en una configuració d'anells lliscants per a una rotació contínua de les matrius de plaques solars.

-Gimbals de precisió: Algunes missions requereixen que components específics del nanosatèl·lit estiguin amb una posició relativa permanent o amb una estabilitat respecte la posició d'algun element, com podria ser el cas de certs sensors o de propulsors. Per això s'utilitzen gimbals, és a dir estabilitzadors de tres eixos. Tethers Unlimited ofereix un mecanisme de gimball de 3 eixos de llibertat anomenat Articulador Robòtic Compacte a Bord (COBRA). Aquest mecanisme

proporciona un apuntament precís per a sensors i propulsors, i funciona de forma similar a un braç robòtic en miniatura.

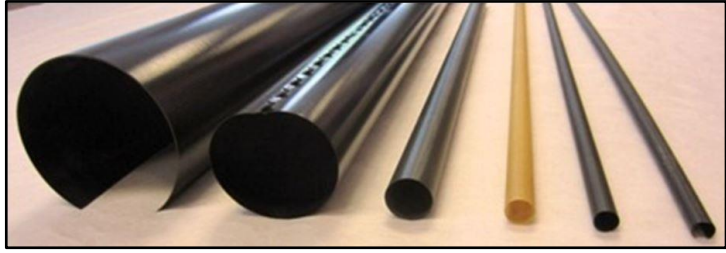


Figura 4.7 Tub d'un actuator desplegable. Font: CTD

6.3 PROPULSIÓ:

Molts nanosatèl·lits, per a mantenir-se en una òrbita determinada o per posicionar-s'hi, necessiten una reorientació respecte a la situació en què han estat disposats en l'espai durant el seu llançament. Per a fer-ho, és necessari un sistema de propulsió que permeti un correcte control de la força i el sentit en què s'aplica. Actualment, hi ha una àmplia gamma de tecnologies per als sistemes de propulsió, però la miniaturització d'aquests sistemes per a petites naus espacials ha estat especialment difícil.

L'impuls específic és una mesura de l'eficàcia d'un coet utilitzant un propulsor o d'un motor a reacció utilitzant combustible. L'impuls específic es pot calcular de diferents maneres amb diferents unitats. Per definició, és l'impuls total (o canvi d'impuls) que es lliura per unitat de propulsor consumit i és equivalent a l'empenta generada dividida per la velocitat de flux de la substància propulsora. Si s'utilitza el pes, l'impuls específic té unitats de temps (segons). Aquesta mesura és vital per entendre l'eficiència i les capacitats de cada mètode de propulsió.

6.3.1 Propulsió química

Els sistemes de propulsió química estan dissenyats per satisfer les maniobres impulsives d'alta empenta. S'associen a un impuls específic menor en comparació amb els seus homòlegs elèctrics, però tenen relacions d'empenta i potència significativament més elevades.

El component més emparat en propulsió de satèl·lits i càpsules espacial és la hidrazina (N_2H_4). Aquests motors funcionen duent a terme un procés exotèrmic de descomposició d'aquesta molècula, activat per corrent elèctric, en què es genera una explosió controlada que ofereix impuls a la nau.

Hi ha un nombre significatiu de sistemes de propulsió molt desenvolupats d'hidrazina utilitzats en naus espacials grans que presenten una opció generalment fiable per a algunes petites naus espacials, ja que la massa i el volum d'aquests sistemes compactes els permeten ser adequats. Els propulsors que realitzen petites maniobres de correcció i control d'altitud en naus espacials grans poden ser prou grans per realitzar maniobres d'alta empenta per a naus espacials petites i poden actuar com el principal sistema de propulsió.

Els sistemes de propulsió d'hidrazina incorporen normalment una vàlvula de control de flux que regula el subministrament d'hidrazina, i un escalfador catalitzador amb aïllament tèrmic. Aquests propulsors poden fer un impuls amb un rang molt ampli de força, sempre vinculat a la mida del dispositiu i a la quantitat de flux de combustible. El principal problema, però, és que aquesta tecnologia segueix sense estar prou desenvolupada per a CubeSats petits, ja que ocupa massa espai.

Els propulsors alternatius de "combustible verd" tenen una toxicitat reduïda a causa del menor perill de components químics i la pressió de vapor significativament reduïda en comparació amb la hidrazina. En aquests casos, el propulsor és menys inflamable, i al seu torn requereix menys requisits de seguretat per a la seva manipulació. S'acostuma a fer servir dinitrat d'amoni o nitrat d'hidròxid d'amoni com a combustible base en propulsors "verds".



Figura 4.8 Propulsor de hidrazina. Font: Masse et al. (2015)

6.3.2 Motors sòlids

La tecnologia de motors sòlids s'utilitza típicament per a maniobres amb impuls gran i curt, com la inserció d'òrbita o la desorbitació ràpida. A causa de que el combustible utilitzat és sòlid, aconseguixen impulsos específics moderats i altes magnituds d'empenta compactes i adequades per a dispositius petits. Hi ha alguns propulsors sòlids controlats elèctricament que exerceixen forces de mN. Es poden

reiniciar, tenen capacitats de direcció i són adequades per a aplicacions de naus espacials petites, a diferència dels sistemes de naus espacials més grans, que els hi proporcionen massa acceleració.

6.3.3 Propulsió elèctrica

La propulsió elèctrica ha experimentat una millora important en els darrers anys pel que fa als sistemes disponibles i la maduresa dels components. Per a moltes petites naus espacials, calen impulsos específics petits per complir certs moviments. Depenent de la tecnologia del propulsor, els impulsos específics per a la propulsió elèctrica poden oscil·lar entre 700-3000s. Tanmateix, l'empenta baixa significant llargs temps de maniobra. Alguns propulsors són més adequats per a petites maniobres de correcció i aplicacions de control d'actitud degut al baix impuls, mentre que d'altres estan dissenyats per aconseguir acceleracions elevades per a trajectòries en espiral interplanetàries.

S'ofereix un ampli espectre de propulsors amb propulsió elèctrica. El iode es proposa per a algunes tecnologies a causa de la seva densitat molt elevada, que permet realitzar maniobres més intenses. Per a aplicacions més petites, els materials d'estat sòlid com el politetrafluoroetilè (PTFE) –o el tefló– s'utilitzen en la majoria dels propulsors de plasma, mentre que els electrosprays utilitzen diverses formes de líquid iònic.

Els sistemes de propulsió electro-spray utilitzen el principi d'atracció electrostàtica i acceleració d'ions, normalment d'una substància que consisteix en una sal conductora en estat sòlid. Un dels majors avantatges d'aquesta tecnologia respecte d'altres sistemes de propulsió elèctrica tradicionals és que no cal una ionització en fase gasosa. El combustible no necessita ser pressuritzat per al seu emmagatzematge, ja que flueix a través de l'acció capil·lar dins del propulsor. En alguns casos, es poden utilitzar tant ions negatius com positius, evitant la necessitat d'un neutralitzador de càrregues, cosa per a simplificar el disseny i el funcionament del

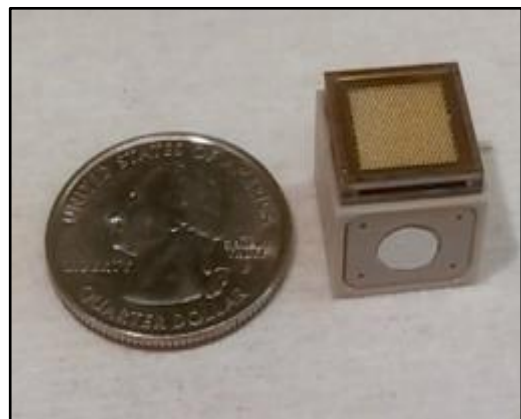


Figura 4.9 Propulsor d'electrospray comparat a una moneda. Font: MIT

sistema. Els ions expulsats aconseguixen velocitats molt elevades, cosa que implica impulsos específics elevats, d'entre 900 i 1300 s

Un altre tipus de propulsió elèctrica són els resistojets, que són la forma més simple de propulsió elèctrica. L'empenta es produeix escalfant el propulsor de manera que el gas resultant es pugui expandir i expulsar a alta velocitat fora de la cambra del propulsor, cosa que genera força d'acció reacció. El seu impuls específic és especialment petit, amb menys de 200 s, cosa que el fa especialment ineficient.

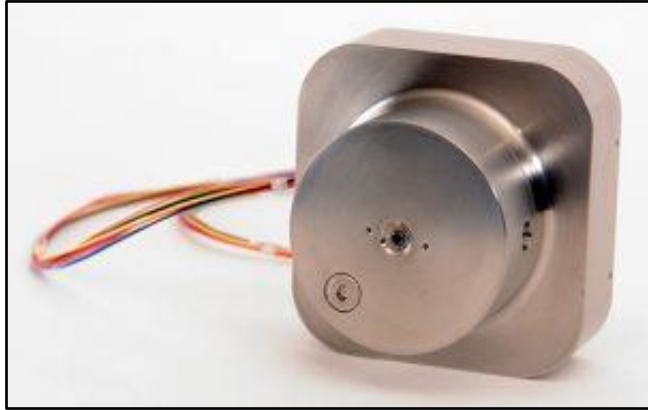


Figura 4.10 Resistojet. Font: CU Aerospace

6.3.4 Propulsió per ions

Un propulsor iònic és una forma de propulsió elèctrica que crea empenta accelerant els ions mitjançant l'electricitat. Un propulsor d'ions ionitza un gas neutre mitjançant l'extracció d'alguns electrons dels àtoms, creant un núvol d'ions positius. Aquests propulsors es basen principalment en els principis electroestàtics, ja que els ions són accelerats per la força de Coulomb al llarg d'un camp elèctric. Finalment, els electrons emmagatzemats temporalment són rebutjats per un neutralitzador al núvol d'ions després de passar per la xarxa electroestàtica, de manera que el gas torna a ser neutre i es pot dispersar lliurement a l'espai sense cap més interacció elèctrica amb el propulsor.



Figura 4.11 Propulsor d'ions. Font: Airbus

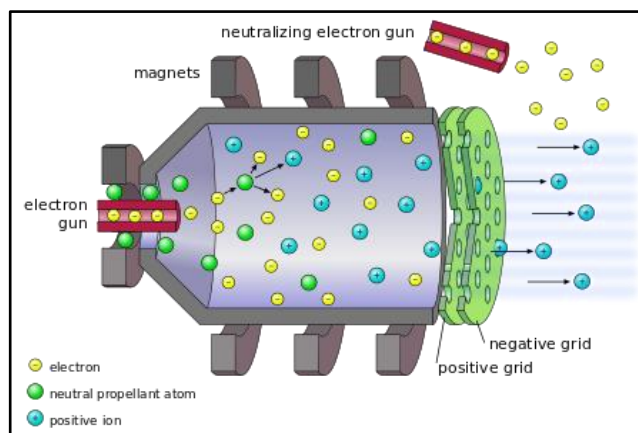


Figura 4.12 Esquema de funcionament de propulsor d'ions. Font: Wikipèdia

Als propulsors d'ions, el gas s'ionitza mitjançant diverses tècniques de generació de plasma. Els motors de radiofreqüència (RF) h aconsegueixen mitjançant una bobina en freqüències d'1 MHz. Les partícules s'acceleren a velocitats d'escapament molt altes mitjançant xarxes electroestàtiques. Aquests dispositius tenen una alta eficiència en comparació amb altres sistemes de propulsió elèctrica a menor empenta. Aquest tipus de propulsors acostumen a utilitzar gasos com el xenó o l'argó gràcies a la seva alta energia de ionització. El dispositiu de propulsió elèctrica d'emissió de camp (FEEP) és un tipus d'impulsor d'ions que utilitza metall líquid en lloc de gasos com a propulsor, i ja han estat provats en casos reals.

Aquest és, segurament, el tipus de propulsor amb una tecnologia més prometedora. Tot i que ofereixen un impuls massa petit per a naus grans o per aplicacions a la Terra, aquest petit impuls pot resultar molt útil i eficient en nanosatèl·lits que necessiten forces petites per al seu moviment.

7. ÒRBITES

En física, una òrbita és la trajectòria gravitatòria d'un objecte en forma corba, com la trajectòria d'un planeta al voltant d'una estrella o un satèl·lit natural al voltant d'un planeta. Normalment, l'òrbita es refereix a una trajectòria que es repeteix regularment, encara que també pot referir-se a una trajectòria que no ho fa. En general, els planetes i els satèl·lits segueixen òrbites el·líptiques, amb la massa central orbitada en un punt focal de l'el·lipse, tal com es descriu per les lleis de moviment de Kepler. En la majoria de les situacions, el moviment orbital s'aproxima adequadament per la mecànica newtoniana, que explica la gravetat com una força que obeeix una llei del quadrat invers.

Hi ha algunes maneres comunes d'entendre les òrbites:

- Una força, com la gravetat, atrau un objecte a un camí corbat mentre intenta volar en línia recta.
- A mesura que l'objecte és atret cap al cos massiu, aquest cau cap a aquest cos. Tanmateix, si té una velocitat tangencial suficient, no caurà en el cos, sinó que continuarà seguint la trajectòria corba causada per aquest cos indefinidament. L'objecte es diu que està orbitant el cos.

7.1 POSICIONS I AFECTES EN EL MOVIMENT D'ÒRBITES DE SATÈL·LITS

L'altura de l'òrbita o la distància entre el satèl·lit i la superfície de la Terra determina la velocitat que es mou el satèl·lit al voltant de la Terra. El moviment d'un satèl·lit en òrbita terrestre està controlat principalment per la gravetat del planeta. A mesura que els satèl·lits s'acosten a la Terra, l'atracció de la gravetat es fa més forta i el satèl·lit s'ha de moure més ràpidament per mantenir-se en

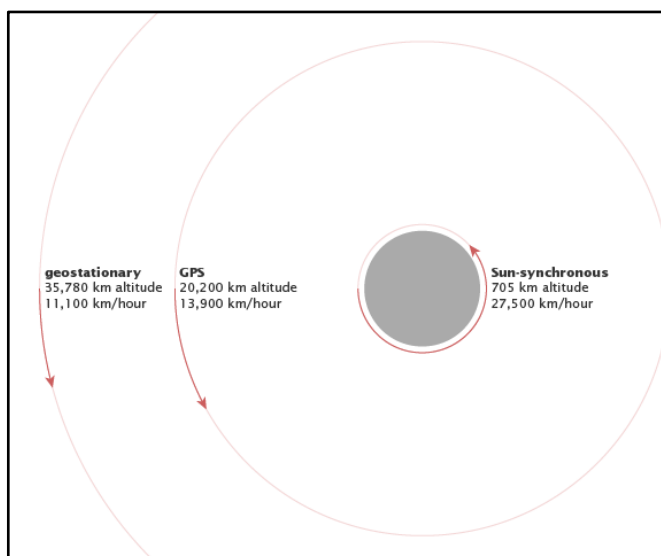


Figura 5.1 Tipus d'òrbites en funció de la seva altitud.
Font: Nasa Earth Observatory

òrbita. El satèl·lit Aqua de la NASA, per exemple, requereix uns 99 minuts per orbitar la Terra a uns 705 quilòmetres, mentre que un satèl·lit meteorològic situat a uns 36.000 quilòmetres de la superfície de la Terra triga 23 hores, 56 minuts i 4 segons per completar una òrbita. A la distància de 384.403 quilòmetres del centre de la Terra, la Lluna completa una òrbita en 28 dies.

Algunes altituds orbitals tenen propietats especials, com una òrbita geosincrònica, en la qual un satèl·lit viatja al voltant de la Terra exactament un cop cada dia.

Si canvia l'altura d'un satèl·lit, també canviarà la velocitat orbital. Això introdueix una estranya paradoxa. Si un operador de satèl·lit vol augmentar la velocitat orbital del satèl·lit, no pot simplement disparar els propulsors per accelerar el satèl·lit. Si ho fes, augmentaria l'òrbita (augmentaria l'altitud), cosa que frena la velocitat orbital. En lloc d'això, ha de disparar els propulsors en una direcció oposada al moviment avançat del satèl·lit, una acció que al terra frenava un vehicle en moviment. Aquest canvi impulsarà el satèl·lit a una òrbita inferior, fet que augmentarà la seva velocitat d'avanç.

A més de l'alçada, l'excentricitat i la inclinació també configuren l'òrbita d'un satèl·lit. L'excentricitat fa referència a la forma de l'òrbita. Un satèl·lit amb una òrbita d'excentricitat baixa es mou en un cercle proper al voltant de la Terra. Una òrbita excèntrica és el·líptica, i la distància del satèl·lit de la Terra canvia segons el lloc on es troba en la seva òrbita.

La inclinació és l'angle de l'òrbita en relació amb l'equador de la Terra. Un satèl·lit que orbita

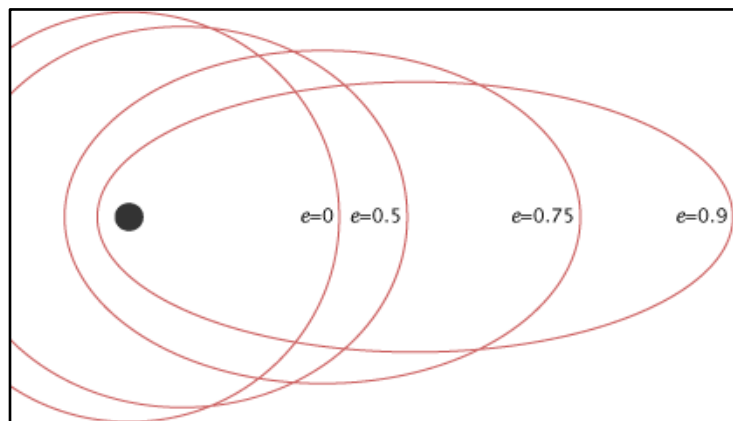


Figura 5.2 Esquema d'excentricitat de òrbites. Font: NASA Observatory

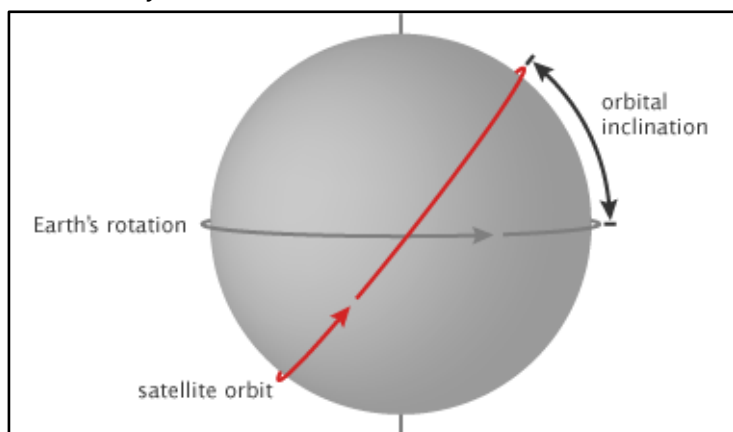


Figura 5.3 Mostra de la inclinació d'un satèl·lit. Font: ESA

directament per sobre de l'equador té inclinació zero. Si un satèl·lit orbita des del pol nord (geogràfic, no magnètic) fins al pol sud, la seva inclinació és de 90 graus. En conjunt, l'altura, l'excentricitat i la inclinació del satèl·lit determinen el camí del satèl·lit i quina visió tindrà de la Terra.

7.2 TIPUS D'ÒRBITA:

En funció de l'altitud a la qual els satèl·lits orbiten i per tant a la seva velocitat, podem classificar-los en òrbita baixa, mitjana i alta.

7.2.1 Òrbita alta

L'òrbita alta és considerada una òrbita de més de 36000 quilòmetres sobre la superfície de la Terra. Quan un satèl·lit arriba exactament a 42.164 quilòmetres del centre de la Terra (a uns 36.000 quilòmetres de la superfície terrestre), entra en un punt en el qual la seva òrbita coincideix amb la rotació de la Terra. Com que el satèl·lit orbita a la mateixa velocitat que gira la Terra, el satèl·lit sembla romandre al seu lloc, és a dir sobre un mateix punt de la Terra. Aquesta òrbita especial, s'anomena geosincrònica. Un satèl·lit d'una òrbita geosincrònica circular directament sobre l'equador (excentricitat i inclinació a zero) tindrà una òrbita geoestacionària que no es mou en absolut respecte a la Terra.

Una òrbita geoestacionària és extremadament valuosa per al control del temps perquè els satèl·lits d'aquesta òrbita proporcionen una vista constant de la mateixa àrea. Cada satèl·lit envia informació sobre núvols, vapor d'aigua i vent, i aquest flux d'informació gairebé constant serveix de base per a la majoria de vigilància i previsió meteorològica.

Com que els satèl·lits geoestacionaris sempre es troben en un mateix lloc, també poden ser útils per a la comunicació (telèfons, televisió, ràdio). Per exemple, els satèl·lits GOES proporcionen una balisa de

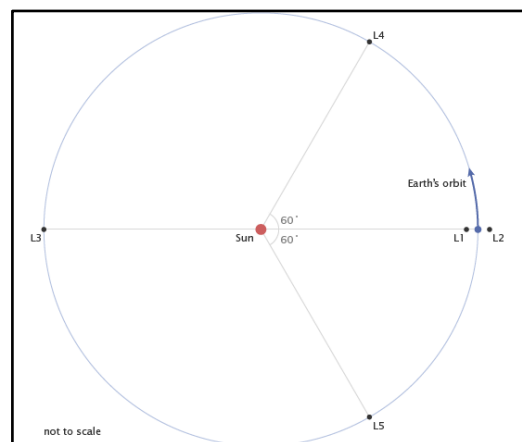


Figura 5.4 Punts de Lagrange en la òrbita de la Terra. Font: Research Gate Database

cerca i rescat usada per ajudar a localitzar vaixells i avions en situació de dificultat. També és una òrbita ocupada per satèl·lits de recerca espacial.

Els punts de Lagrange són altres punts teòrics molt més enllà de l'òrbita terrestre alta. Als punts de Lagrange, l'atracció de la gravetat de la Terra anul·la l'atracció de la gravetat del Sol. Qualsevol cosa que se situï en aquests punts es sentirà igualment atreta cap a la Terra i al Sol i girarà amb la Terra al voltant del Sol, descrivint la mateixa òrbita. Això resulta especialment útil per a obtenir dades astronòmiques i sobretot solars.

7.2.2 Òrbita mitjana

L'òrbita mitjana és descrita per l'espai entre una altitud de 36000km i 2000km sobre la Terra. Més a prop de la Terra, els satèl·lits en una òrbita terrestre mitjana es mouen més ràpidament. Són notables dues òrbites terrestres mitjanes: l'òrbita semicrònica i l'òrbita de Molniya.

L'òrbita semisincrònica és una òrbita gairebé circular (baixa excentricitat) a 26.560 quilòmetres del centre de la Terra (a uns 20.200 quilòmetres sobre la superfície). Un satèl·lit a aquesta alçada triga 12 hores a completar una òrbita. A mesura que el satèl·lit es mou, la Terra gira a sota seu. En 24 hores, el satèl·lit creua cada dia pels mateixos dos punts de l'equador. Aquesta òrbita és coherent i molt previsible. És l'òrbita utilitzada pels satèl·lits del sistema de posicionament global (GPS).

La segona òrbita terrestre mitjana comuna és l'òrbita de Molniya. Inventat pels russos, l'òrbita de Molniya funciona bé per observar latituds altes. Com s'ha comentat anteriorment, una òrbita geoestacionària és valuosa per a la vista constant que proporciona, però els satèl·lits d'una òrbita geoestacionària estan estacionats sobre l'equador, de manera que no funcionen bé per a les ubicacions del nord o del sud, que sempre estan al límit d'un satèl·lit

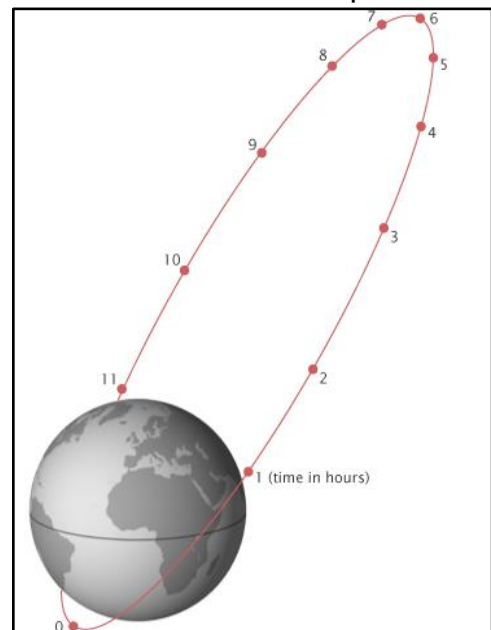


Figura 5.5 Dibuix de la òrbita de Molniya.
Font: NASA Earth Observatory

geoestacionari. L'òrbita de Molniya ofereix una alternativa útil. Aquesta òrbita és altament excèntrica: el satèl·lit es mou en una el·lipse extrema amb la Terra a prop d'un extrem. Com que la gravetat del nostre planeta és accelerada, el satèl·lit es mou molt ràpidament quan està a prop de la Terra. A mesura que s'allunya, la seva velocitat s'alenteix, de manera que passa més temps a la part superior de la seva òrbita més allunyada de la Terra. Un satèl·lit d'una òrbita de Molniya triga 12 hores a completar la seva òrbita, però passa uns dos terços d'aquest temps en un hemisferi. Com una òrbita semisincrònica, un satèl·lit de l'òrbita de Molniya passa sobre el mateix camí cada 24 hores. Aquest tipus d'òrbita és útil per a comunicacions a l'extrem nord o sud.

7.2.3 Òrbita baixa:

L'òrbita baixa és aquella que es troba per sota de 2000km d'altitud. La majoria de satèl·lits científics i molts satèl·lits meteorològics estan en una òrbita terrestre gairebé circular. La inclinació del satèl·lit depèn del que el satèl·lit va a monitorar. Per exemple, el satèl·lit Tropical Rainfall Measuring Mission (TRMM) va ser llançat per controlar les precipitacions als tròpics. Per tant, té una inclinació relativament baixa (35 graus), quedant a prop de l'equador.

Molts dels satèl·lits del sistema d'observació terrestre de la NASA tenen una òrbita gairebé polar. En aquesta òrbita altament inclinada, el satèl·lit es desplaça al voltant de la Terra d'un pol a un altre, trigant aproximadament 99 minuts a completar una òrbita. Durant la meitat de l'òrbita, el satèl·lit visualitza el costat diürn de la Terra. Al pol, el satèl·lit es creua al costat nocturn de la Terra. A mesura que els satèl·lits orbiten, la Terra gira sota. Quan el satèl·lit torna a la llum del dia, es troba sobre la regió contigua a la zona vista en la seva última òrbita. En un període de 24 hores, els satèl·lits en òrbita polar veuran la majoria de la Terra dues vegades: un cop a la llum del dia i un cop a la foscor. Això és molt útil per aconseguir un gran nombre de dades.

De la mateixa manera que els satèl·lits geosincrònics tenen un punt sobre l'equador que els permet quedar-se sobre un punt de la Terra, els satèl·lits en òrbita polar tenen un punt que els permet mantenir-se en un temps. Aquesta òrbita és una òrbita sincrònica del Sol, cosa que significa que sempre que on sigui que el satèl·lit

travessi l'equador, el temps solar local a Terra és sempre el mateix. Al satèl·lit Terra, per exemple, sempre són les 10:30 del matí quan el satèl·lit creua l'equador al Brasil. Quan el satèl·lit arriba al voltant de la Terra en el seu següent pas sobre uns 99 minuts més tard, creua sobre l'equador a l'Equador o Colòmbia cap a les 10:30 hora local. L'òrbita sincrònica del Sol és necessària per a la ciència perquè manté l'angle de la llum del Sol a la superfície de la Terra el més coherent possible, tot i que l'angle canviarà segons l'estació. Això significa que els científics poden comparar imatges d'una mateixa temporada al llarg de diversos anys sense preocupar-se massa dels canvis extrems en les ombres i la il·luminació, cosa que pot generar il·lusions de canvi. Sense una òrbita sincrònica de Sol, seria molt difícil fer un seguiment del canvi amb el pas del temps. Seria impossible recopilar el tipus d'informació consistent necessària per estudiar el canvi climàtic.

El camí que ha de recórrer un satèl·lit per quedar-se en una òrbita sincrònica amb el Sol és molt estret. Si un satèl·lit està a una alçada de 100 quilòmetres, ha de tenir una inclinació orbital de 96 graus per mantenir una òrbita sincrònica del Sol. Qualsevol desviació en alçada o inclinació sortirà del satèl·lit d'una òrbita sincrònica del Sol. Atès que l'arrossegament de l'atmosfera i el pes de la gravetat del Sol i la Lluna alteren l'òrbita d'un satèl·lit, es necessiten ajustaments regulars per mantenir un satèl·lit en una òrbita sincrònica del Sol.

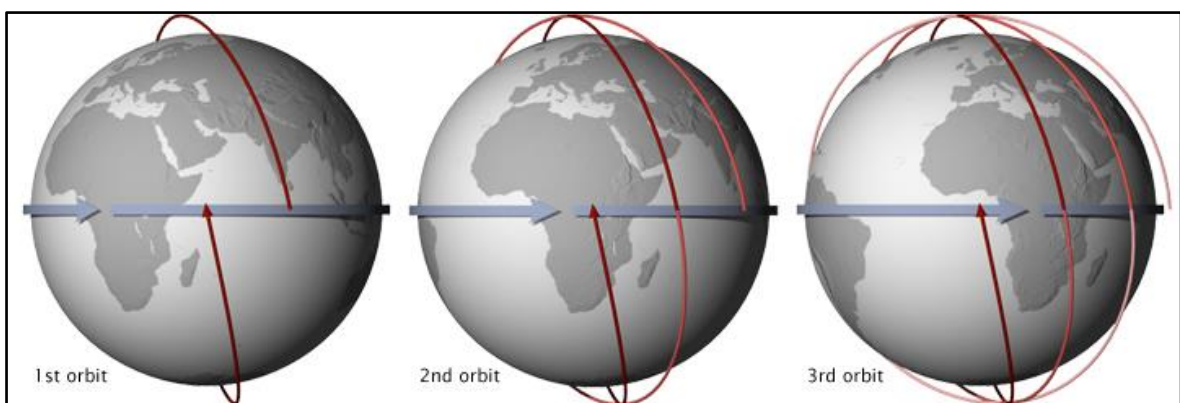


Figura 5.6 Mostra d'una repetició d'una òrbita sincrònica amb el sol. Font: NASA Earth Observatory

8. EL BALANÇ ENERGÈTIC TERRESTRE:

D'ençà que l'escalfament global és conegut i l'activitat humana és apuntada com al seu causant, s'han requerit paràmetres de mesura per a dictaminar la situació climàtica actual i per a poder projectar prediccions de futur que estimin la gravetat del canvi atmosfèric. D'entre molt paràmetres estudiats per a quantificar el canvi climàtic, no se n'ha determinat cap com a mesurador absolut, fent servir l'escalfament de la superfície terrestre o dels oceans com a principal dada representativa.

Tot i això, estudis recents apunten que aquesta mesura no es correspon al canvi climàtic real, i és que no té en consideració l'energia rebuda del Sol. Per tant es pot qualificar d'incompleta, ja que només estima l'escalfament absolut del planeta, i no el relatiu a l'energia rebuda, cosa que podria no correspondre's a l'activitat humana. Molts investigadors apunten ara al balanç energètic terrestre com a la dada més important per a considerar l'impacte de l'activitat humana en la temperatura global.

El balanç energètic de la Terra és la diferència entre la quantitat d'energia solar, en forma d'ones electromagnètiques, absorbida per la Terra i la quantitat d'energia que el planeta irradia a l'espai. Si el desequilibri és positiu, entrarà més energia a l'atmosfera de la que és expulsada, i podem esperar que la Terra sigui més càlida en el futur, però més freda si el desequilibri és negatiu. El balanç energètic de la

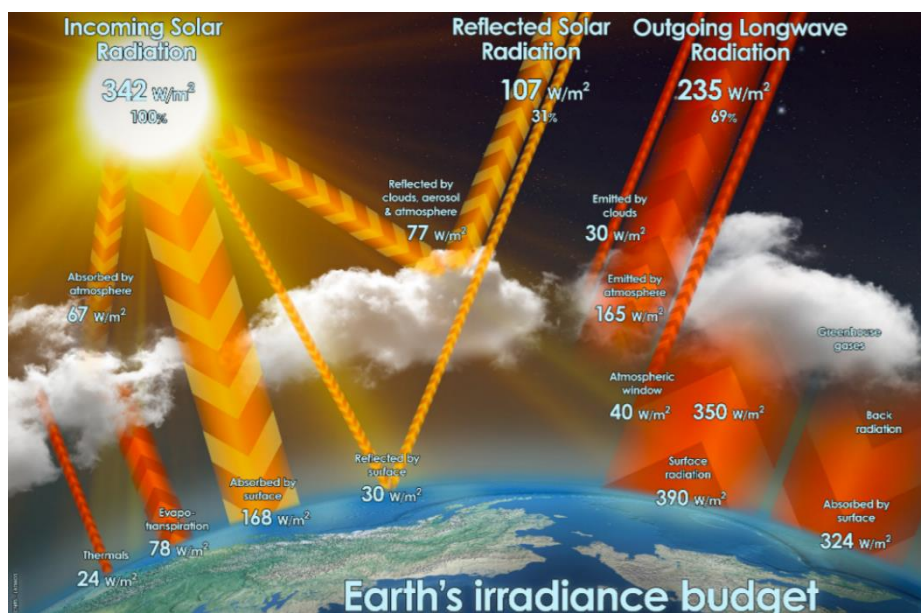


Figura 6.1 Diagrama del cicle energètic terrestre on es mostren les energies que intervenen en cada part. Font: Kiehl et al. (1997)

Terra és, per tant, la mesura més crucial de l'estat del clima terrestre i defineix les expectatives per al futur canvi climàtic.

8.1 CICLE ENERGÈTIC TERRESTRE:

Per comprendre el balanç energètic terrestre i com pot variar, és imprescindible entendre el procés que segueix l'energia irradiada sobre la superfície de la Terra. L'energia mitjana que arriba a la superfície és estimada en $342\text{W}/\text{m}^2$. Aquest nombre, però és inestable i varia al llarg de l'any i depèn dels períodes d'activitat solar. Tot i això, es pot definir un cicle general per a l'energia rebuda:

Dels $342\text{W}/\text{m}^2$ de la radiació solar entrant (radiació d'ona curta) s'absorbeix al voltant de $67\text{W}/\text{m}^2$ al seu per l'atmosfera (núvols, molècules). Un total de $107\text{W}/\text{m}^2$ és reflectida directament a l'espai per la interacció amb núvols, superfície terrestre i dispersió per molècules, pertanyent a la banda de longitud d'ona de $0,2$ a $3\ \mu\text{m}$ (radiació d'ona curta reflectida). Els restants $168\ \text{W}/\text{m}^2$ s'absorbeixen a la superfície de la Terra. Per tal de mantenir un clima estable, la Terra ha d'estar en equilibri energètic entre la radiació que rep del Sol i la radiació que emet a l'espai. La radiació d'ona llarga sortint (radiació OLR en les sigles en anglès, entre els 3 i els $100\ \mu\text{m}$ de la banda de longitud d'ona) és l'energia que deixa la Terra com a radiació infraroja a baixa energia i correspon a $235\text{W}/\text{m}^2$ emesos.

L'OLR es veu afectada per la temperatura de la superfície de la Terra, la temperatura atmosfèrica, el vapor d'aigua al aire, núvols i pols a l'atmosfera, que acostumen a reduir-lo per sota dels valors del cel clar. Gasos d'efecte hivernacle, com el metà (CH_4), l'òxid nítrós (N_2O), el vapor d'aigua (H_2O) i el diòxid de carboni (CO_2), absorbeixen determinades longituds d'ona d'OLR afegint calor a l'atmosfera. Aquests gasos, precisament, són els responsables de retenir aquesta energia a l'atmosfera i d'incrementar la temperatura global. Això es pot detectar fàcilment amb el balanç energètic terrestre.

8.2 MESURA DEL BALANÇ ENERGÈTIC

La irradiància solar (SI) és la principal font d'energia que arriba al sistema atmosfèric terrestre. No obstant això, ni la seva influència directa ni la indirecta és capaç

d'explicar l'escalfament global del segle passat i, certament, no durant els darrers 35 anys, el que limita el paper de la variació d'irradiància solar en l'escalfament global. Tot i això, les mesures d'irradiància només estan disponibles des de les tres últimes dècades. La TSI (irradiància solar total, és a dir la radiació total que rep la Terra en un any) és una dada crucial per a tots els models climàtics.

Es pot determinar empíricament de dues maneres. En primer lloc, de forma directa, mitjançant la utilització de satèl·lits per mesurar directament la diferència entre l'energia entrant del Sol i la radiació sortint de la Terra. En segon lloc, de forma indirecta, valorant el contingut energètic de l'atmosfera i l'oceà al llarg del temps.

8.2.1 Mesura indirecta

Un desequilibri en el balanç de radiació de la Terra requereix que els components del sistema climàtic canviïn la temperatura amb el pas del temps. L'oceà és un absorbent d'energia solar i té una capacitat de calor molt més gran que l'atmosfera. La mesura del canvi de temperatura és molt difícil, ja que correspon a mil·lèsimes de graus sobre el curt termini de les mesures ARGO. El canvi de contingut de calor de l'oceà (OHC) amb el pas del temps és la mateixa mesura que l'anomalia de temperatura al llarg del temps.

Aquestes mesures són preses per ARGO, un programa internacional que utilitza boies dotades d'equipament tecnològic per observar la temperatura, la salinitat, els corrents i, recentment, propietats bio-òptiques als oceans de la Terra. Funciona des

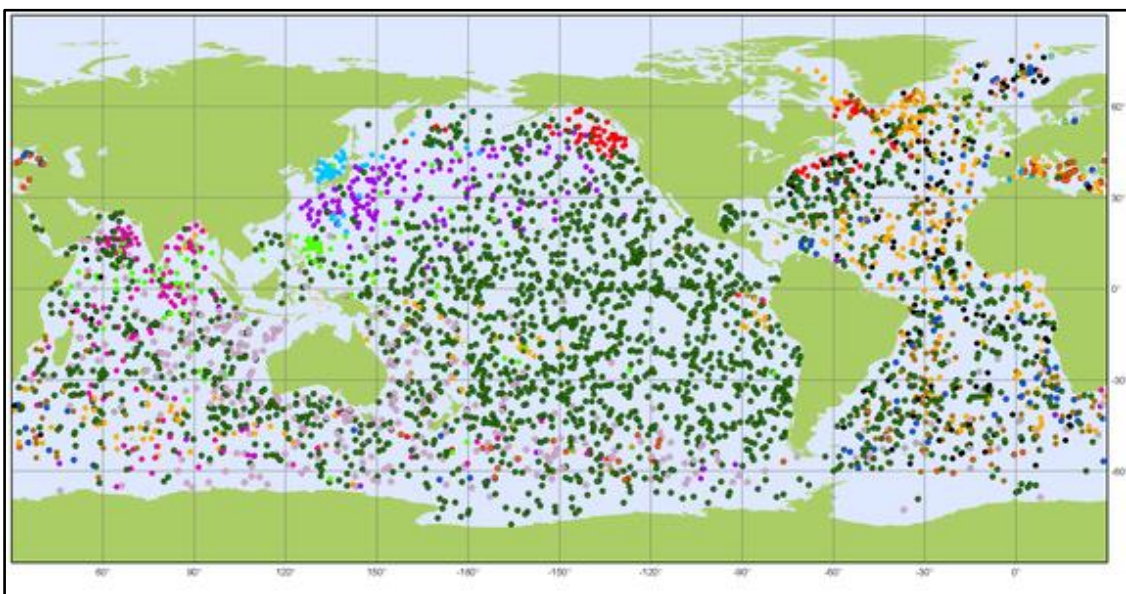


Figura 6.2 Mapa en que es mostra la ubicació de les més de tres mil boies d'ARGO. Font: Wikipèdia

de principis dels anys 2000. Les dades en temps real que proporciona s'utilitzen en la investigació climàtica i oceanogràfica. Un interès especial en la investigació és quantificar el contingut de calor de l'oceà (OHC).

L'equilibri energètic de la Terra es pot mesurar per flotes d'ARGO mesurant l'anomalia de la temperatura o, de manera equivalent, l'acumulació de calor de l'oceà. L'OHC no es va modificar a l'oceà extratropical del nord i a l'oceà tropical durant el període 2005-2014. L'OHC va augmentar només a l'oceà sud extratropical. No se sap cap raó que aquest oceà experimentés els augments de l'OHC mentre que l'OHC s'ha mantingut constant sobre la major part de l'oceà mesurat. La mesura requereix urgentment confirmació, tant per les dades preses com per a desenvolupar un mètode alternatiu. És útil assenyalar que l'anomalia OHC de la mesura d'ARGO és d'aproximadament 3×10^{22} joules, o 3 dies d'aïllament de radiació solar excessiva durant un període de nou anys, o menys d'una variació d'insolació solar del 0,1% durant nou anys.

Durant el mateix període, CERES, un programa de constel·lació de satèl·lits per la mesura de la radiació terrestre i dels núvols, va mesurar la part superior de l'atmosfera en les radiacions sortints i no va trobar cap tendència, cosa que fa els resultats d'ARGO incongruents o incomplets. Això només justifica encara més la implantació d'un sistema de satèl·lits per a la mesura directa del balanç energètic.

8.2.2 Mesura directa:

Diversos satèl·lits mesuren directament l'energia absorbida i radiada per la Terra i la seva relació amb el desequilibri energètic. El projecte de la NASA Earth Radiation Budget Experiment (ERBE) implica tres satèl·lits que prenen aquestes mesures: el satèl·lit del pressupost de la radiació terrestre (ERBS), llançat l'octubre de 1984; NOAA-9, llançat el desembre de 1984; i NOAA-10, llançats a setembre de 1986.

Avui en dia, els instruments de mesura de la NASA, subministrats per els satèl·lits CERES, que formen part del Sistema d'Observació de la Terra de la NASA (EOS), estan dissenyats per mesurar tant la radiació reflectida pel Sol com la de la Terra.

9. OBJECTIUS CIENTÍFICS

El balanç energètic terrestre s'ha convertit en una dada importantíssima i alhora difícilíssima d'obtenir per a generar un model climàtic que permeti quantificar l'impacte de les emissions d'efecte hivernacle, l'afecte d'altra activitat humana en l'atmosfera i el clima, i per a predir l'avenç del clima a escala global. Aquesta mesura deu la seva complexitat al fet que necessita una gran precisió i fiabilitat, i sobretot perquè l'única forma d'obtenir una dada total del balanç energètic terrestre seria mesurar la radiació entrant i sortint de tot el planeta alhora.

Varis experiments i mètodes han estat dissenyats amb aquest propòsit, tot i que tots aconseguen només una aproximació sorgida de dades derivades del balanç energètic, com la temperatura oceànica o la radiació emetent dels núvols. És per això que un sistema per la mesura total resulta imperatiu.

Ja que la diferència d'energia entrant i sortint de la Terra conflueix en el límit de l'atmosfera amb l'espai exterior, la comunitat científica coincideix en el fet que la mesura hauria de ser presa des d'aquest punt, i per tant per mitjà de sistemes espacials. De fet, diferents satèl·lits climàtics han emparat les seves mesures en un càlcul de balanç energètic, tot i que cap flota que hagi estat dissenyada per a la mesura directa d'aquest paràmetre ha sigut posada en pràctica.

Un punt clau, com s'ha dit abans, és que per a augmentar la veracitat d'aquest paràmetre les dades han de ser preses des de diferents punts del planeta i simultàniament, per així elaborar un model energètic global. Per tant, una constel·lació de diversos satèl·lits suposaria un gran avantatge.

Per tots aquests motius, aquest treball pretén elaborar el disseny d'un nanosatèl·lit que formaria aquesta constel·lació. Gràcies a la tecnologia actual, que ha aconseguit una miniaturització molt important, aquest nanosatèl·lit serà basat en l'estructura primària d'un CubeSat 1U. L'estàndard CubeSat ha permès que el llançament i la posada en òrbita d'un satèl·lit sigui dràsticament abaratit, cosa que contribueix enormement en el cost d'un programa així. La tecnologia que ha sorgit per a realitzar les funcions complementàries dels CubeSats serà examinada per a tal d'escollir cada component per a el correcte funcionament del nanosatèl·lit.

La càrrega principal el satèl·lit, per tant, serà composta per a dos radiòmetres idèntics, que mesuraran l'energia radiant del Sol i la de la Terra paral·lelament. Aquest radiòmetre serà dissenyat per a mesurar la radiació incident en un període concret de temps, cosa que significarà una mesura acurada del balanç energètic terrestre.

A causa de la impossibilitat per cost, recursos i mitjans de la construcció total del nanosatèl·lit, s'ha optat per la construcció d'un radiòmetre que es basa en el mateix principi de funcionament que el que incorpora el nanosatèl·lit, però adaptat com a prototip per a prendre mesures de la irradiància solar a la superfície de la Terra.

10. DISSENY DEL NANOSATÈL·LIT

El disseny del nanosatèl·lit es diferencia en els dos elements principals: els dos radiòmetres, que formen la càrrega principal, i els components auxiliar, que proporcionen el necessari perquè el radiòmetre dugui a terme les seves funcions. A més també es té en consideració l'òrbita del nanosatèl·lit. Cal destacar que els dos radiòmetres estan apuntant en direccions oposades, un enfocant al Sol per mesurar-ne la radiació entrant i un mesurant la Terra per mesurar la radiació sortint del planeta.

10.1 RADIÒMETRE:

Els dos radiòmetres que incorpora el nanosatèl·lit estan basats en el radiòmetre que incorpora el satèl·lit Picard. Aquest satèl·lit, desenvolupat i llençat per l'Agència Espacial Europea, mesurava diferents paràmetres de l'activitat solar, entre ells la irradiació solar total, quantificada pel radiòmetre SOVAP (SOlar VAriability Picard). Aquest radiòmetre, només mesura la

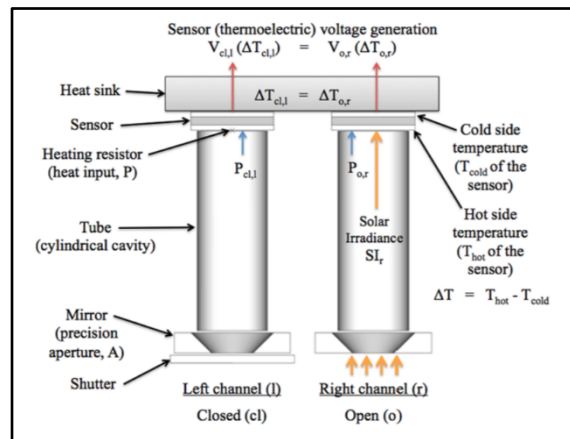


Figura 8.1 Radiòmetre de doble cavitat del satèl·lit Picard. Font: Meftah et al. (2014)

radiació solar, no la terrestre, és del tipus de doble cavitat. Això significa que està format per dos cilindres posicionats un al costat de l'altre, amb obertures a un extrem per entrar la llum solar i capacitat de tancar-se. A la seva base es troben un sensor de temperatura per a cada cilindre, units per un material que actua com a pou tèrmic comú. El mètode principal de funcionament d'aquest dispositiu consistia a mantenir un cilindre tapat mentre l'altre s'obria i es tancava periòdicament per així mesurar la diferència de temperatura de quan entrava i quan no entrava radiació solar. Gràcies a tenir doble cilindre, el SOVAP va poder operar de diferents formes combinant els dos sensors, allargant així la seva vida útil.

A diferència del radiòmetre SOVAP, el radiòmetre que es proposa per aquest radiòmetre es basa en un únic cilindre. El disseny d'aquest radiòmetre és molt més senzill. Està format per un únic cilindre, de diàmetre 30mm i longitud 80mm, del qual 3mm de longitud estan ocupats per un pou tèrmic A dins del cilindre, la mesura

de la radiació és duta a terme per un sensor, que mesura l'escalfament d'una placa sobre la qual incideix la llum. Aquest pou tèrmic està format per un material que absorbeix i elimina la calor de la placa que s'ha escalfat prèviament.

El material que forma la placa que absorbeix la llum i la converteix en calor és d'una gran importància, ja que la correcta absorció de la llum determinarà l'eficiència que es pren la mesura. Per tant, el material escollit ha de tenir una gran capacitat d'absorció de radiació. Avui en dia, el material conegut que posseeix aquesta capacitat amb més eficàcia, pràcticament del 100%, són els Vertically Aligned Carbon Nanotubes (VANTAs). Aquest material tan innovador està format per molècules que consisteixen en uns tubs de carboni amb uns enllaços molt forts entre els àtoms. A l'alinear aquests tubs de forma vertical, la llum que incideix en ells no en pot escapar i queda continguda dins la molècula fins que és absorbida. Aquestes propietats fan que aquest nanomaterial sigui idoni per aquesta tasca.

El sensor de temperatura, conseqüentment, mesura la diferència de temperatura que s'ha produït en un període de temps en la placa de VANTAs, que ha estat produïda per la radiació incident. Un seguit de càlculs duts a terme a l'ordinador del CubeSat transformen aquesta dada en la radiació en W/m^2 .

Perquè la placa s'escalfi correctament i la diferència de temperatura sigui quantificada amb precisió és necessari que el radiòmetre segueixi un cicle de funcionament que es basa en dos passos:

-Estat obert o de mesura: en aquest estat, l'obturador del radiòmetre es troba obert, cosa que permet que la llum incideixi dins del cilindre, escalfi la placa, i el sensor prengui la mesura.

-Estat tancat o de referendament: en aquest estat, la placa és calenta i el sensor ja ha pres la mesura de la diferència tèrmica que permet el càlcul de la radiació. En aquest punt, la placa necessita refredar-se per a tornar a poder tornar a escalfar-se i prendre la mesura. Per refredar-se, un motor lateral al cilindre fa moure un eix on s'hi troben l'obturador, que tapa el cilindre i bloqueja l'entrada de radiació, i una peça connectora entre la placa de VANTAs i el pou tèrmic. Aquesta peça és responsable per al refredament, ja que al trobar-se al vuit la placa escalfada no perdria la seva calor, ja que no està en contacte amb aire. Per tant, aquesta peça actua de pont entre la placa i el pou tèrmic.

Com a resultat del funcionament, es pot concloure que el radiòmetre, a conseqüència de la seva simplificació respecte models anteriors, segueix un cicle que comporta que es prengui la mesura cada un període concret de temps, el temps que es triga a dur a terme els dos estats.

Com que en el CubeSat s'inclouen dos radiòmetres idèntics, el que seria idoni seria que el cicle es realitzes alhora, cosa que garantiria que la diferència entre la radiació solar i terrestre seria d'un moment concret, però tenint en consideració que la variància de la radiació en el temps que es realitza un cicle de mesura canviaria de forma insignificant, cosa que permetria que les mesures fossin preses en diferents moments.

El consum energètic d'aquest radiòmetre és el consum del motor accionador de l'eix, ja que el sensor rep la seva energia directament de l'ordinador a bord. Un motor d'aquestes característiques gasta al voltant de 0.3W.

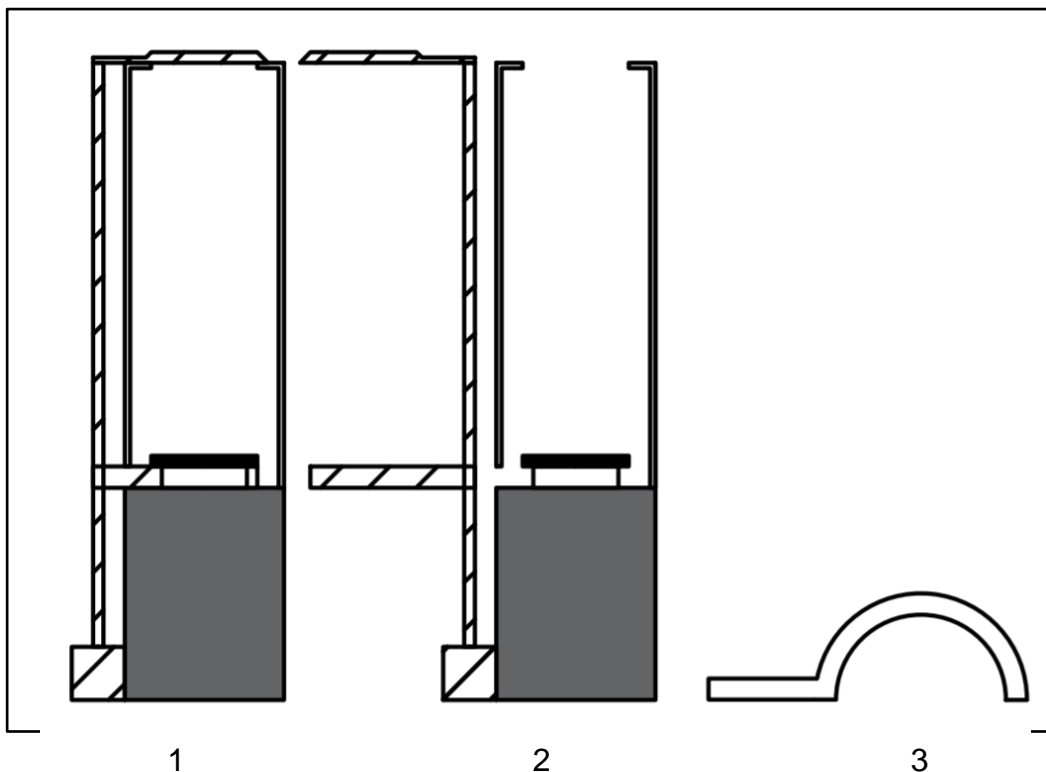


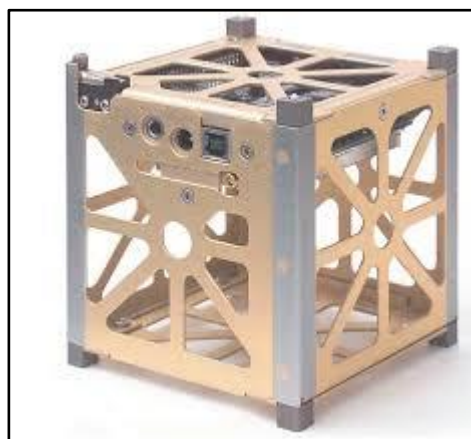
Figura 8.2 1:Radiòmetre en posició tencada o de refredament. 2:Radiòmetre en posició oberta o de mesura. 3:Peça que permet el contacte entre la placa i el pou tèrmic, a escala 2:1

10.2 COMPONENTS:

El nanosatèl·lit, a part de la càrrega principal del radiòmetre, necessita incloure elements que realitzin les funcions vitals de la nau. En apartats anterior, s'ha fet una comparativa entre diferents tecnologies que busquen resoldre aquestes necessitats. Per consegüent, s'ha fet una tria per a la millor opció tecnològica en cada component:

10.2.1 Estructura

L'objectiu d'aquest projecte és poder realitzar la tasca de mesura del balanç energètic dins d'un CubeSat de 1U. Per tant, l'estructura primària serà de mida 1U. A causa de la senzillesa del disseny del satèl·lit i de la imperant necessitat d'aprofitament òptim d'espai, l'opció més convenient és una estructura monocasc esqueletonitzada. Aquest cub tindrà els quatre costats laterals ocupats per plaques solars que proveiran amb l'energia necessària. Els altres dos costats, el posterior i l'anterior, són ocupats per plaques que protegeixen l'interior del satèl·lit i inclouen els orificis dels dos radiòmetres, un al costat posterior i l'altre a l'anterior. Aquests costats són formats per materials reflectants, ja que de no ser així la radiació solar escalfaria en excés a la nau provocant defectes en l'electrònica.



*Figura 8.3 CubeSat 1U esqueletonitzat.
Font: Alen Space*

10.2.2 Propulsió

A causa del tipus d'òrbita que segueix aquest satèl·lit, el moviment orbital és suficient per a mantenir la nau en una posició idònia per a prendre les mesures buscades, ja que en el transcurs de l'òrbita es passa pel punt on el satèl·lit queda alineat entre el Sol i la Terra de forma que els dos radiòmetres enfoquen als dos cossos respectivament. Tot i això, una petita desviació és possible, ja que si en el moment de la posada en òrbita la posició real és diferent de la teòrica, ni que sigui per una diferència ínfima, aquest error pot veure's incrementat. Ja que la correcta mesura de la radiació requereix una perfecta alineació, seria recomanable incloure algun tipus de sistema de correcció de posició.

Ja que el tipus d'impuls que es necessita és petit a causa del tipus d'operacions a realitzar, el component ideal requereix una mida petita com a principal prioritat i un baix cost energètic. La tecnologia més adient en aquest cas és la propulsió d'electrospray. Aquest tipus de propulsor ofereix unes dimensions

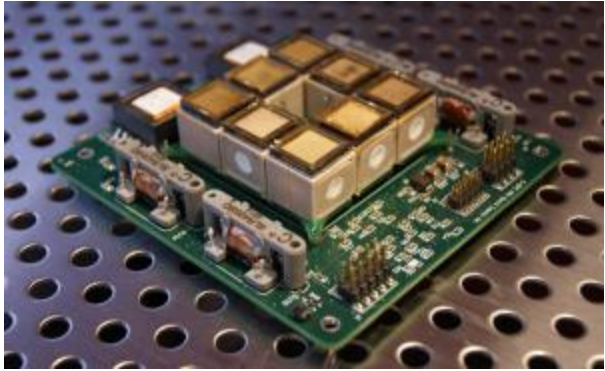


Figura 8.4 Electrospays S-iEPS col·locats sobre una placa electrònica. Font: MIT4

molt reduïdes i un impuls molt petit i controlable. El propulsor escollit per al disseny d'aquesta nau és el S-iEPS, desenvolupat pel MIT. Aquest component ofereix 74mN d'impuls, i consumeix un màxim de 1.5W. Per tant, permet generar un impuls minúscul i a un cost energètic molt baix.

Pel fet que les pertorbacions en la posició necessàries de corregir serien sobre l'eix z, es requeririen dos propulsors de sentit oposat que permetessin un gir sobre aquest gir. Són necessaris dos perquè en qualsevol propulsió és necessària una força contrària per a tornar a estabilitzar el moviment..

10.2.3 Control i comunicació

Una funció vital que no ha estat tractada prèviament ha sigut el control de la nau i la comunicació de les dades recollides. Aquestes dues tasques es fan en components separats. El control sobre la nau es fa en l'ordinador a bord o OBC per les sigles en anglès. Aquest és un ordinador miniaturitzat que realitza les funcions de control operatives de la nau, com ara els càlculs de la radiació o el control del cicle de funcionament del radiòmetre. Aquest ordinador porta incorporat la placa mare a la qual es connecten tots les altres components. Per altra banda, el sistema de comunicació transmet totes les dades ordenades per l'ordinador a bord a estacions situades a la superfície o a satèl·lits de comunicacions.

En aquest treball s'ha optat per no entrar en profunditat a analitzar aquestes tecnologies, ja que s'allunyen de l'objectiu científic principal del projecte i la seva implementació és necessària en totes les naus independentment de la seva finalitat, per tant no representen unes tecnologies dependents del tipus de missió i els seus objectius, sinó que acostumen a variar molt poc.

En aquest nanosatèl·lit en concret, l'ordinador a bord implementat és un Nanomind A712D, desenvolupat per GomSpace i que incorpora un processador ARM7. S'ha escollit aquest ordiandor per la seva mida compacta i pel seu baix consum energètic. Tot i no tenir molta potència, resulta suficient per a les operacions d'aquest satèl·lit. Té un consum de 0.45W

Respecte al sistema de comunicació, l'escollit ha sigut el UHF Antenna de NanoAvionics. Aquest sistema funciona emetent ones en la banda de freqüència coneguda com a UHF (ultra high frequency), que va dels 300Mhz als 3Ghz. Les característiques que fan que aquest sigui el component escollit han sigut la seva capacitat de transmetre informació a diversos punts del planeta i el seu consum energètic de 0.8W.

10.2.4 Energia

En referència a l'energia i els components que hi intervenen, podem diferenciar entre dos elements; l'administrador elèctric i la font d'energia.

L'administrador elèctric o EPS és un dispositiu electrònic que gestiona la generació, el consum, i sobretot la distribució d'energia en un sistema tancat. Aquest component, que al seu torn és controlat per l'ordinador, té una funció clau en el correcte funcionament de tot el dispositiu, ja que permet que cada component tingui l'energia necessària per a funcionar. L'EPS seleccionat és l'EPS1 de Pumpkin Inc., que ofereix gestió de fins a 4W i un consum de només 0.36W.

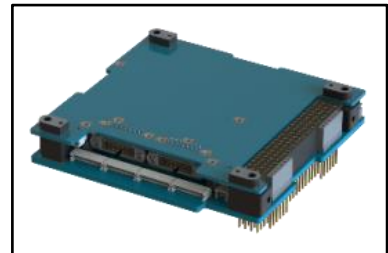


Figura 8.5 EPS1.

Font:

Pumpkin Inc.

Pel que fa a elements de generació elèctrica, la tecnologia més evident són les plaques solars. A causa de l'orientació i a l'estructura del nanosatèl·lit, els panells fotovoltaics incorporats en aquesta nau han de ser de tipus desplegable per als dos costats laterals i el superior i inferior. Per a desplegar els panells, el més eficient és fer ús d'un actuator desplegable de tub. Aquests dispositius són explicats en profunditat en apartats anteriors. Aquests actuadors no necessiten un impuls elèctric per a desplegar-se, ja que actuen com una molla que a l'alliberar al satèl·lit de la seva plataforma de llançament es despleguen.

Gràcies al disseny del satèl·lit, no es necessita energia auxiliar, ja que sempre que els panells solars reben energia constantment durant el període de presa de dades, i quan se situa en una posició de l'òrbita on no arriba llum, el satèl·lit no ha de prendre dades ni realitzar cap funció.

Per a escollir el tipus de panell solar necessari, ja falta primer valorar la quantitat d'energia requerida. Per això, s'ha elaborat una taula que representa el sumatori del consum elèctric de tots els components. Cal destacar en vermell que el propulsor elèctric només és necessari en situacions excepcionals de correcció de posició, i que per tant no se suposa una despesa constant. Per estalviar potència, quan el propulsor està encès l'antena es desactiva temporalment.

Element:	Consum:
Càrrega principal (2 radiòmetres)	0.6W
Propulsor d'elerctrospray	(1.5W)
Ordinador a bord	0.45W
Antena de comunicació UHF	0.8W
Administrador elèctric EPS	0.36W
Consum total:	2.21W (2.31W)

Podem determinar que el sistema de generació elèctric requereix generar un mínim de 2.31W per a fer funcionar el nanosatèl·lit. Tenint en compte que es disposen de quatre plaques de 90cm² de superfície cada una (9cm x 10cm), disposem de 360cm² de superfície útil, i que per tant el mínim de generació requerit és de 64W/m².

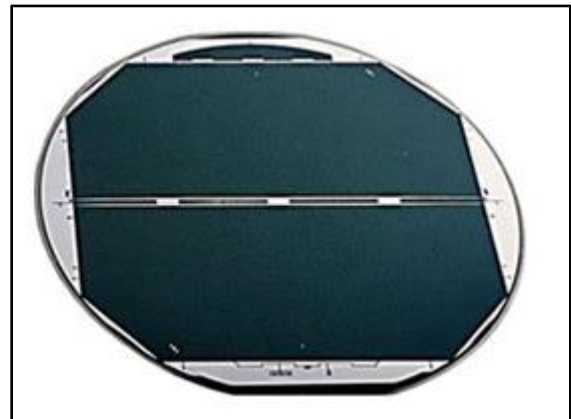


Figura 8.6 Placa solar XTJ. Font: Spectrolab

L'opció més econòmica que permet la generació d'aquesta potència és la cel·la solar XTJ de Spectrolab, cosa que la defineix com a la placa escollida.

10.3 ÒRBITA

Aquest nanosatèl·lit pretén obtenir una mesura simultània de la radiació del Sol i de la Terra. Això implica que, en el moment de la mesura, els dos radiòmetres han d'estar enfocant directament a la Terra i al Sol. A més, es pretén que un únic nanosatèl·lit prengui la mesura de diferents punts de sobre el planeta.

Per aquests motius, s'ha escollit una òrbita heliosincrònica o sincrònica al Sol. Aquest tipus d'òrbita, explicat més extensament en apartats anteriors, se situa entre els 600 i els 800km sobre la superfície de la Terra. L'altitud exacta hauria de ser la mínima possible dins del rang d'aquest tipus d'òrbita, ja que la darrera capa de l'atmosfera es situa als 500km sobre la superfície, i com més separat del final de l'atmosfera més dispersa serà la radiació sortint de la Terra.

Una òrbita heliosincrònica es caracteritza per mantenir sempre la mateixa orientació respecte al Sol. Això vol dir que, com es mostra en color rosat al diagrama següent, l'angle d'incidència de la llum provinent del Sol es manté igual.

Perquè l'angle d'incidència de la llum del Sol i de la radiació emetent de la Terra sigui paral·lel a la inclinació relativa del radiòmetre cada radiòmetre ha d'apuntar al centre de l'objecte que observa. En un nanosatèl·lit d'aquesta constel·lació que els dos radiòmetres siguin col·locats paral·lels entre si i respecte a la nau, aquest angle es correspon al pla que forma la Terra en la seva rotació al Sol, anomenant eclíptica. A causa de la inclinació natural de l'eix de gir de la Terra, aquest pla es troba amb la mateixa desviació, que és d'uns 23.5° .

Per tant, aquest nanosatèl·lit recorre una òrbita que es situa amb una inclinació de 23.5° respecte a l'equador, i a una altitud de 600km sobre la superfície de la Terra. Això comporta que el moviment permet una mesura de les dues radiacions

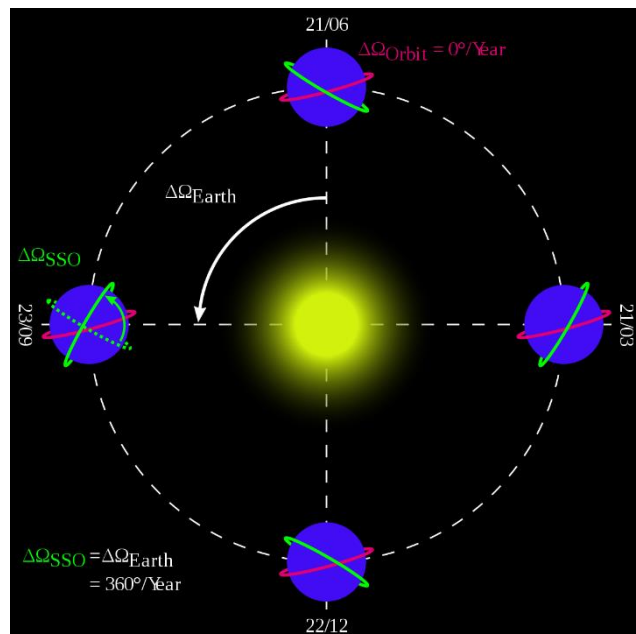


Figura 8.7 Diagrama en que es mostra una òrbita heliosincrònica (verd), que manté la posició respecte el Sol, en comparació a una òrbita ordinària (magenta). Font: Wikipèdia

quan el satèl·lit es troba en el punt de la seva òrbita situat justament entre la Terra i el Sol. A aquesta altitud, un satèl·lit recorre 15 òrbites per dia, cosa que implica que es prenen 15 mesures al dia de punt diferents.

Si es pretengués completar la constel·lació de satèl·lits amb naus que es trobessin amb una inclinació diferent del pla de l'eclíptica, és a dir a 23.5° de l'equador, els seus radiòmetres haurien de ser construïts amb una inclinació corresponent, per tal que apuntin directament al Sol o a la Terra.

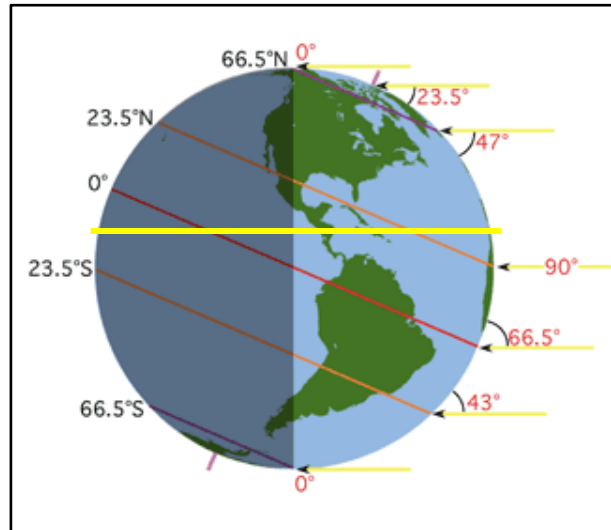


Figura 8.8 Diagrama de la terra amb la seva inclinació, de 23.5° , respecte el pla de gir sobre el Sol. Marcat en groc, la trajectòria del nanosatèl·lit. Font: Research Gate

11. RADIÒMETRE SOLAR

Com s'ha exposat en apartats anteriors, l'objectiu primordial del nanosatèl·lit dissenyat és la mesura del balanç energètic terrestre, per tant de la radiació solar i la de la Terra. Per tal de posar a prova la tecnologia que es voldria emparar en el nanosatèl·lit, s'ha proposat la construcció d'un radiòmetre semblant, adaptat per a mesurar la radiació rebuda a la superfície terrestre. La radiació rebuda per la Terra del Sol, com ha estat exposat en apartat anteriors, és del voltant de 342W/m^2 com a mitja, i 168W/m^2 arriben a la superfície del planeta.

La irradiació solar és una dada important en estudis meteorològics, i la majoria d'estacions meteorològiques incorporen aparells per a mesurar-la. La seva forma de mesura en àmbit meteorològic acostuma a ser MJ/m^2 al dia. És utilitzada per a poder preveure l'increment en temperatura i en condicions ambientals en general que tindrà la radiació solar que arriba a la superfície, a més de per alertar d'episodis d'alta radiació potencialment perillosos per a la salut sobretot per al que fa a malalties cutànies. Normalment, l'aparell que s'utilitza per a quantificar la radiació solar és el piranòmetre.

El piranòmetre, a diferència del radiòmetre proposat en aquest treball, quantifica l'energia rebuda en totes direccions, rep llum de 360 graus. Està format per un seguit de cúpules aïllants i el sensor al mig. El sensor pot ser fotovoltaic, i mesurar l'energia que es genera de la llum, o tèrmics, i mesurar la calor que genera.

És important entendre que el radiòmetre dissenyat i construït en aquest treball pretén servir de prototip adaptat a les condicions terrestres, i en cap cas es busca obtenir una precisió ni una utilitat directa com la que es dona als piranòmetres meteorològics.



Figura 9.1 Comparació entre un piròmetre (superior) i un heliopirometre (inferior). Font: Wikipèdia

11.1 DISSENY

El disseny del radiòmetre és un prototip del radiòmetre proposat per al nanosatèl·lit. El seu principi de funcionament, igual que la seva estructura, és molt semblant al d'un pirheliòmetre. Un pirheliòmetre és un instrument per a la mesura de la irradiància d'un feix de llum solar. La llum del Sol entra en l'instrument a través d'una obertura i és dirigida sobre una termopila, que converteix la calor en un senyal elèctric que es pot registrar. El voltatge del senyal és convertit a través d'una fórmula per mesurar watts per metre quadrat. S'utilitza juntament amb un sistema de seguiment solar per mantenir l'instrument orientat al sol.

El radiòmetre dissenyat està format de dos tubs concèntrics, un de 32mm de diàmetre i l'altre de 75mm. Al centre del tub més estret, a la seva base, s'hi situa l'aparell que mesura la radiació. Per la part superior del tub, la llum entra lineament i travessa fins a la base del tub. El material utilitzat tant per als tubs com per a l'aïllant que es troba entre si ha de ser molt poc conductor tèrmic per a evitar que la calor exterior interfereixi en la mesura del sensor interior. En aquest cas, s'ha utilitzat tubs de PVC i poliestirè expandit per a aquesta finalitat. A més, la base on es situa el sensor és de fusta, ja que també es tracta d'un bon aïllant. El sensor de radiació és comprès per una placa metàl·lica i un sensor de temperatura. La placa metàl·lica, situada a sobre del sensor, rep la llum irradiant i l'absorbeix en forma de calor. Aquesta calor representa una diferència de temperatura entre el metall en estat normal i en estat escalfat per la llum. Aquesta diferència tèrmica experimentada durant un període de temps concret és quantificada pel sensor de temperatura, en contacte directe amb la peça metàl·lica.

Per a l'elecció del metall és important tenir en consideració diversos factors. El primer i més important és l'absorció de la llum. No tots els materials interactuen de la mateixa forma amb la irradiància solar, i depenent de les seves propietats atòmiques absorbeixen una part major o menor de cada longitud d'ona. Per tant, un metall que absorbeixi una gran quantitat de llum d'ona curta i poca d'ona llarga no mostrarà una reacció tèrmica representativa a la llum rebuda. És per això que el metall escollit ha sigut el ferro pur. Aquest material mostra una absorció molt estable de llum, cosa que permet una millor precisió. L'absorció varia entre el 32 i el 38%, i es pot considerar el punt mitjà en 35%. Això significa que a l'absorbir un 35% de

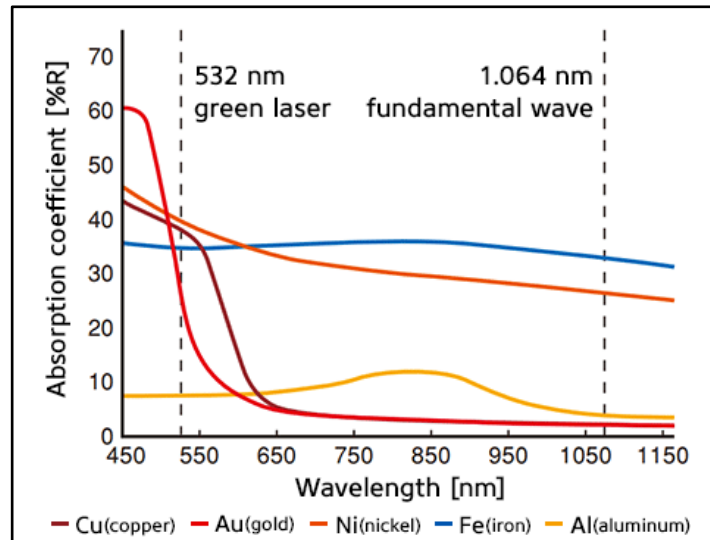


Figura 9.2 Gràfic en que es compara l'absorció de llum de diversos metalls. Com es pot veure, el ferro, en blau, absorbeix una proporció molt similar de totes les freqüències. Font: Keyence Sensors

tota la llum rebuda, la calor que el sensor detecta es correspon només a un 35% de la total rebuda, per la qual cosa aquesta dada és importantíssima per obtenir un resultat precís. Per altre banda, el sensor escollit també és important. Aquest sensor ha de tenir una superfície suficient com per quedar en contacte amb la placa metàl·lica, i una forma plana per a poder tenir un contacte més directe. En general, qualsevol sensor de temperatura que compleixi aquestes dues característiques és

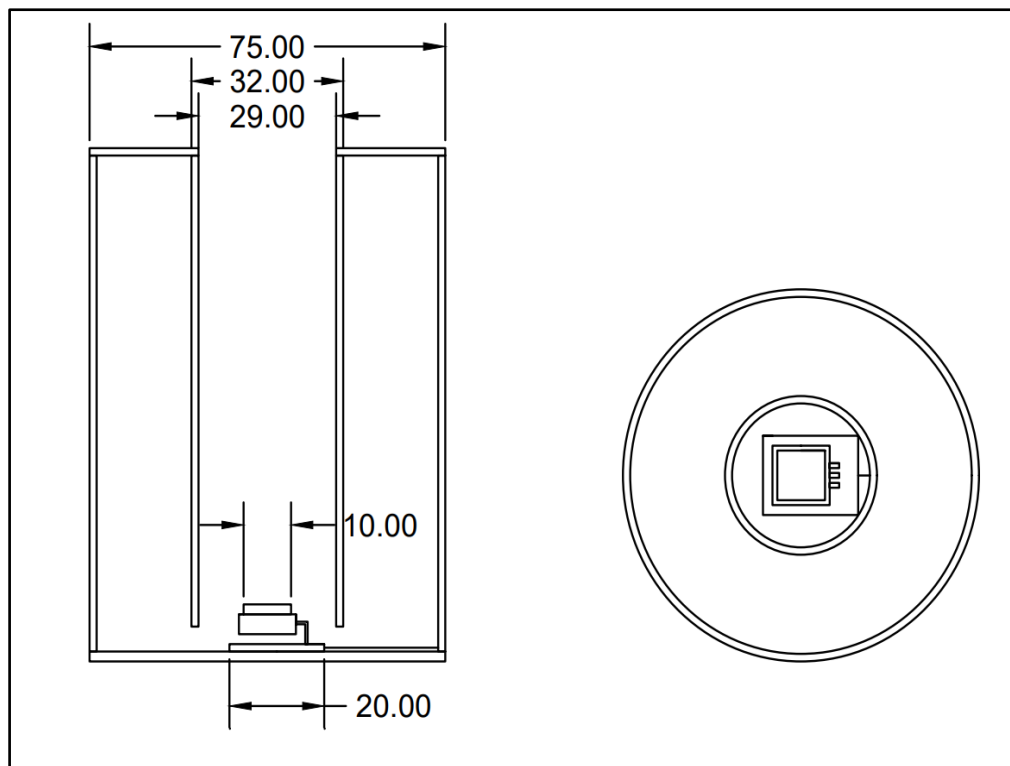


Figura 9.3 Dibuix esquemàtic del radiòmetre construït. A l'esquerra es veu una visió seccional lateral, i a la dreta una superior. 5

útil en el radiòmetre. Com és evident, la precisió i el marge d'error del sensor defineix enormement la capacitat i eficiència del radiòmetre, per tant ha de tenir una alta precisió per a un resultat idoni.

11.2 FUNCIONAMENT

Més enllà del seu disseny, és necessari que el radiòmetre segueixi un cicle de funcionament concret. Cal tenir en compte que aquest aparell requereix un suport addicional que permeti ser enfocat en direcció al Sol perquè la llum travessi en direcció al sensor a través del tub. Aquest suport permet que el radiòmetre giri enfocant a major o menor altitud. És compost per una taula sobre la qual dos braços sostenen el radiòmetre pels dos costats del tub, permeten que pugui girar i canviar la seva verticalitat.

Una part igualment important és el sistema de control i recollida de dades. L'opció escollida ha sigut connectar el sensor a una placa Arduino. Arduino és una plataforma de creació d'electrònica de codi obert, la qual està basada en maquinari i programari lliure, flexible i fàcil d'utilitzar per als creadors i desenvolupadors. Aquesta plataforma permet crear diferents tipus de microordinadors d'una sola placa als quals la



Figura 9.4 Placa Arduino Uno, similar a la utilitzada. Font: Arduino

comunitat de creadors pot donar-los diferents tipus d'ús. En aquest cas s'ha utilitzat una placa Arduino Uno, que permet executar programes des del hardware que s'hi connecta. Una varietat de plaques diferents podrien ser utilitzades per a les funcions necessàries, i de ser possible també es podria connectar un ordinador directament que fes les operacions, tot i que requeriria un sensor específic.

La placa Arduino se situa a la base de suport del radiòmetre, i queda connectada al sensor i a l'ordinador, des del qual rep alimentació i el programa a executar. Encara que el programa sigui executat des de l'Arduino, el codi ha estat escrit i és actuat des de l'ordinador.

Un cop s'ha obtingut la diferència de temperatura, s'ha d'introduir aquesta dada a un programa escrit en Python que dona com a resultat la irradiància solar en W/m^2 .

11.2.1 Cicle de funcionament tèrmic:

Aquest radiòmetre es basa en un funcionament tèrmic, i per tant, segueix un cicle que permet la presa de dades. Aquest cicle està format per un seguit de passos que són els següents:

1- La placa metàl·lica es troba a temperatura ambient. El cos del radiòmetre, després de la mesura anterior, no està enfocant al sol, i per tant no entra llum que pugui escalfar al sensor. Com que els materials són aïllants, la radiació circumdant que rep l'estructura no afecta la temperatura del sensor.

2- El sensor és enfocant cap al sol. La llum arriba a la peça metàl·lica que és escalfada.

3- Durant un període específic i controlat de temps, la llum escalfa la placa metàl·lica des del seu estat a temperatura ambient fins a una certa temperatura

4- Un cop passat el temps definit i presa la mesura final, el més adient és moure el cos del radiòmetre de tal forma que no hi incideixi llum. Això permet que, gradualment, la placa metàl·lica es vagi refredant i es millori les condicions per a prendre una mesura seguidament.

Com es pot veure, el cicle tèrmic que segueix el radiòmetre justifica que els materials escollits siguin aïllant. Encara que en aquest cicle hi hagin etapes d'escalfament i refredament de la placa interna, l'aïllant perjudica el referendament, però això no suposa una pèrdua en rendiment, ja que la mesura important es fa en escalfar-se la placa. Per tant, l'aïllant resulta útil perquè en l'etapa d'escalfament l'energia que transmet calor provingui exclusivament de la llum que incideix des de l'entrada del tub, i no de l'escalfament de l'estructura.

11.2.2 Càlcul de la irradiància

Com hem descrit prèviament, el principi de funcionament del nostre radiòmetre es basa l'escalfament d'una placa de metall i la consegüent mesura la diferència de temperatura. Un cop coneixem la diferència de temperatura, podem determinar l'energia que això ha suposat per mitjà de la fórmula de la calor específica:

$$Q = m \cdot ce \cdot \Delta T$$

En què Q és calor en J, m és massa en Kg i ce és la calor específica en J/kgC⁰

Com que sabem la massa de la peça és de 1,57g, és a dir de 0,00157kg, i la calor específica del ferro és de 440J/kgC⁰, només tenim la diferència de temperatura com a variable. És importantíssim però tenir en compte que el ferro només absorbeix un 35% de la llum que rep, cosa que vol dir que la calor generada serà només un 35% del que seria si s'absorbís tota la llum. Per tant, substituint, la formula tenim que:

$$Q = \frac{0,00157 \cdot 440}{0,35} \Delta T$$

A partir d'aquesta fórmula ja podem obtenir la quantitat de calor que s'ha generat en un període de temps a causa de l'absorció de llum. Amb la dada de calor, és necessari fer un seguit d'operacions per a aconseguir la potència de llum per unitat de superfície:

$$P = \frac{Q}{t}$$

En què P és potència en W i t és temps en segons. La potència resultant és per la superfície de la placa de ferro, que és de 1cm². Per passar-ho a W/m², l'operació anterior és la següent:

$$P = \frac{Q}{t} 10000 \left(\frac{W}{m^2} \right)$$

Ara, posarem un cas d'exemple, en què partim d'una diferència de temperatura de 2C⁰ durant 240 segons:

$$Q = \frac{0,00157 \cdot 440}{0,35} 2 = 3,947J$$

$$P = \frac{3,947}{240} 10000 = 164,458W/m^2$$

De resultat obtenim que la irradiació és de 164,458W/m².

Degut a la naturalesa de les operacions realitzades, la irradiància solar es pot expressar com una funció lineal si s'estudia per a un període constant de temps. Si el període és de 240s, el resultat és com l'expressat en la gràfica següent, en què la variable independent de l'eix x és la diferència de temperatura generada, en graus Celsius, i la variable dependent de l'eix y es correspon a la irradiància solar mesurada en W/m^2 .

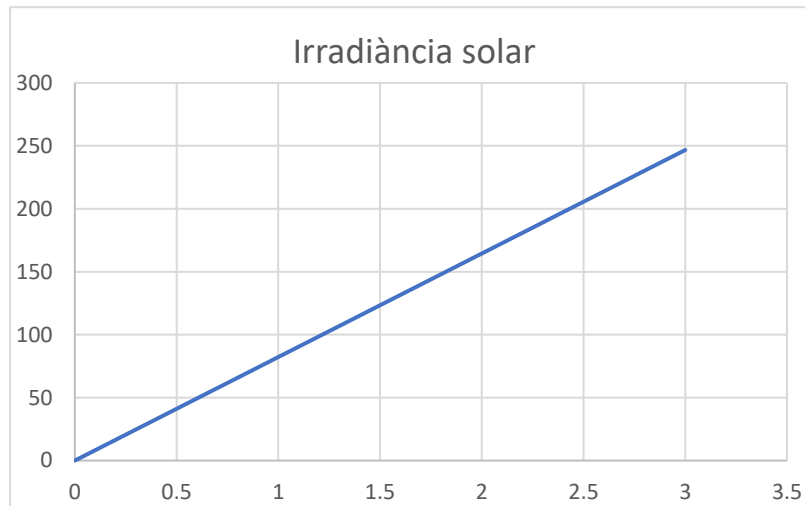


Figura 9.5 Gràfica en que es mostra la diferència de temperatura mesura, al eix x, i la irradiància solar corresponent, al eix y

11.2.3 Codi per al seu funcionament

Per al funcionament del radiòmetre i l'obtenció de la irradiància, s'utilitzen dos programes, el primer per a controlar l'Arduino i el segon per a executar els càlculs a partir de la diferència de temperatura.

El primer programa, escrit i executat des de la plataforma d'Arduino i amb el seu llenguatge propi, s'utilitza per a obtenir un seguit constant de lectures de la temperatura. El resultat obtingut, mostrat des del monitor d'Arduino, consisteix en la mesura del voltatge del sensor i de la temperatura corresponent cada segon. Gràcies al fet que la mesura sigui constant i no puntual, es pot definir el temps desitjat, ja que hi ha dades de cada segon. El codi és el següent:

```

int sensorPin = 0;
    //es defineix el pin analògic 0 com a entrada

void setup()
{
    Serial.begin(9600);
    //s'inicia la connexió amb el ordinador, les dades es mostren al monitor sèrie
}

void loop()                //el programa s'executa repetidament
{

    int reading = analogRead(sensorPin);
    //s'obté la lectura del sensor de temperatura

    float voltage = reading * 5.0;
    voltage /= 1024.0;
    //es converteix la lectura en voltatge sobre 5V

    Serial.print(voltage); Serial.println(" volts");
    //l'imprimeix el voltatge

    float temperatureC = (voltage - 0.5) * 100 ;
    //es converteix de voltatge a temperatura, cada grau equival 10mV menys 500mV

    Serial.print(temperatureC); Serial.println(" degrees C");

    //s'imprimeix la temperatura

    delay(1000);           //s'espera un segon a la següent mesura
}

```

Com es pot apreciar, el resultat mostra la temperatura i el voltatge a cada segon. Des del monitor sèrie, les dades mostren de la següent forma:

```

18:15:18.206 -> 0.68 volts
18:15:18.206 -> 18.36 degrees C
18:15:19.197 -> 0.69 volts
18:15:19.244 -> 19.34 degrees C
18:15:20.215 -> 0.72 volts
18:15:20.215 -> 21.78 degrees C
18:15:21.228 -> 0.73 volts
18:15:21.228 -> 22.75 degrees C
18:15:22.203 -> 0.74 volts
18:15:22.203 -> 23.73 degrees C
18:15:23.234 -> 0.73 volts
18:15:23.234 -> 23.24 degrees C

```

Un cop s'han obtingut aquest resultat de l'Arduino, es procedeix a fer el càlcul des d'un altre programa. Aquest programa està escrit en Python, i executa les operacions necessàries en funció de les variables introduïdes. Per fer-ho, cal

escollir dues mesures obtingudes de temperatura i determinar el període de temps entre si. El programa que realitza els càlculs és el següent

```
1  t1 = float(input("temperatura inicial: "))
2  t2 = float(input("temperatura final: "))
3  d = int(input("Temps entre mesures en segons: "))
4  |   #s'introdueixen les variables
5
6  dt = t2-t1
7  |   #es calcula la diferència de temperatura
8
9  i = (19737.14286/d)*dt
10 |   #es calcula la irradiància a partir de les variables
11
12 print (i)
```

El resultat, que es mostra al terminal, es visualitza de la següent forma:

```
temperatura inicial: 15.3
temperatura final: 20.1
Temps entre mesures en segons: 200
473.6914286400001
```

12. CONSTRUCCIÓ I OBTENCIÓ DE DADES DEL RADIÒMETRE

12.1 CONSTRUCCIÓ

En la construcció del radiòmetre s'han emparat els següents materials:

- Sensor de temperatura TMP36
- Placa de ferro de 10x10x2mm
- Cables amb connectors elèctrics
- Tub de PVC de 75mmø i 100mm longitud, amb un orifici a la base per als cables i forats de 8mm al punt mig dels dos laterals
- Tub de PVC de 32mmø i 100mm longitud, amb un orifici a la base per als cables
- Base de fusta de 200x200mm
- Dos llistons de fusta de 150mm de llarg amb forat de 8mm a la part superior
- Circumferència de 75mmø de fusta
- Circumferència de 75mmø amb orifici al centre de 32mmø de fusta
- Cargols de 8mm de diàmetre i 35mm llarg, amb femelles
- Boles de polipropilè expandit

Cal tenir en consideració que molt d'aquests materials reuerixen una modificació previa com perforacions o les ranures dels tubs.

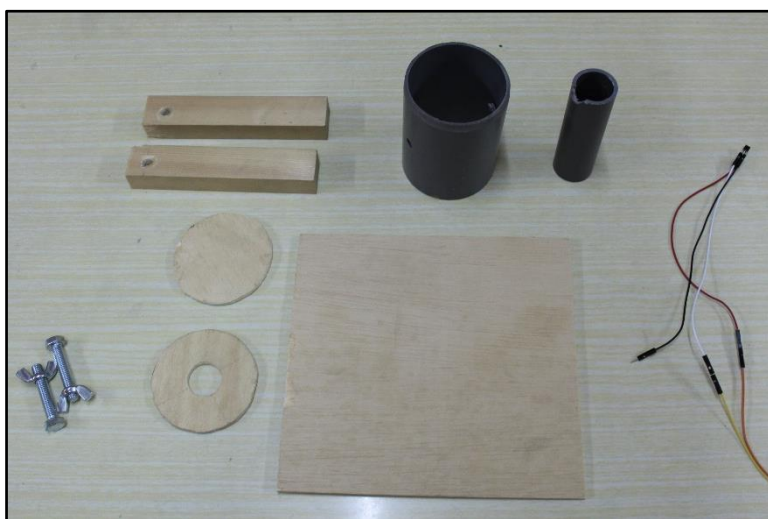


Figura 10.1 Materials necessaris per a la construcció, exceptuant el polipropilè expandit

12.1.1 Procediment:

Partint dels materials exposats prèviament, la construcció segueix els següents passos:

- 1- S'adhereix el cilindre de diàmetre superior a la base amb orifici al mig, procurant que quedi al centre. És molt important que la part amb la ranura a la base del cilindre no sigui adherida a aquesta fusta. Per fer-ho, es recomana cola d'impacte i la posterior subjecció amb serjants.
- 2- S'introdueixen els cargols pels orificis del tub de forma que la femella es colli des de fora del tub.
- 3- S'adhereix el tub de diàmetre inferior a la fusta on prèviament s'ha adherit el tub més ample, seguint el mateix procediment. És important que les dues ranures superiors quedin alineades.
- 4- El buit que queda entre el tub gros i el petit és emplenat amb les boles de polipropilè expandit.
- 5- D'altra banda, la placa metàl·lica és enganxada al sensor. Per a fer-ho és imprescindible que la cola adhesiva no estigui entre els dos elements, sinó als seus marges. És molt recomanable que la cola tingui una gran resistència a la calor, ja que de no ser així absorbiria la calor de la placa metàl·lica i el sensor perdria fiabilitat.
- 6- Posteriorment, es col·loca el sensor al centre de la rodona fusta sense l'orifici. Per a fer-ho, es pot utilitzar cola i enganxar directament el sensor, o preferiblement adherir els cables a la fusta de forma que el sensor quedi



Figura 10.2 Conjunt d'imatges de diversos passos del procés de construcció

subjecte sense necessitat d'entrar en contacte amb la cola i amb el risc que aquesta perjudiqui el rendiment del sensor.

- 7- Un cop es té els dos cilindres amb el polipropilè junts per la fusta amb l'orifici i el sensor amb la placa metàl·lica adherits a la fusta, es procedeix a l'unió de les dues parts. És en aquest procés en què les ranures resulten útils, ja que a través d'elles passen els cables fins a fora dels tubs. Per adherir les dues parts es du a terme el mateix procediment previ; s'aplica cola d'impacte entre els tubs i la fusta i es pressiona amb serjants.
- 8- Un cop el cos del radiòmetre està unit, procedeix a construir el suport. Primer de tot, es col·loca un dels llistons que actuen com a potes, amb el forat a la part superior. Idealment s'utilitza cola blanca i un cargol per unir el llistó amb la base de fusta.
- 9- Amb un únic llistó, es col·loca el cargol que surt del cos del radiòmetre en el forat que presenta el llistó, i s'hi enrosca la femella. Per l'altre costat, es posa el cargol que queda lliure dins de l'orifici del llistó amb la femella i aquest es situa a sobre la base, on és adherit de la mateixa forma que l'altra pota de suport.

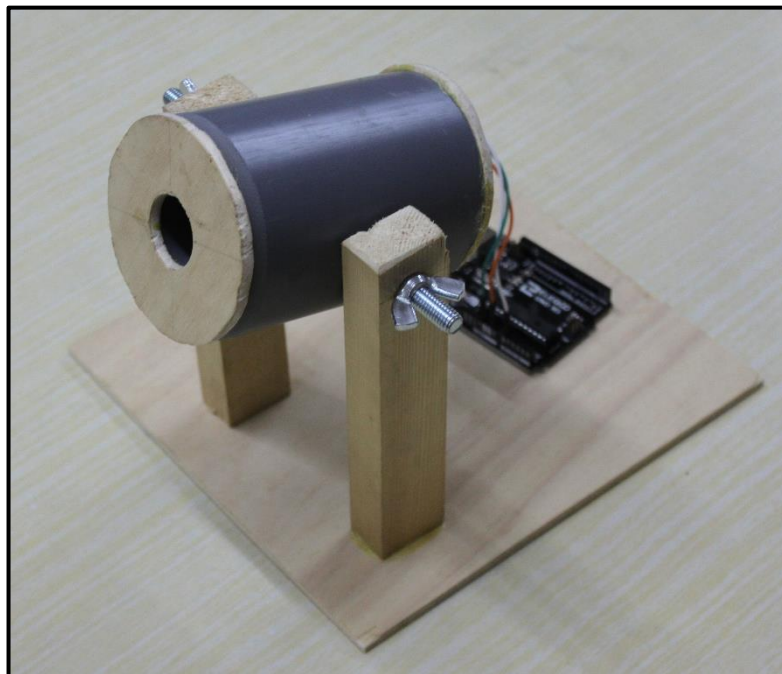


Figura 10.3 Radiòmetre construït

12.1.2 Connexió electrònica:

Per a connectar el sensor a la placa Arduino, s'ha escollit la configuració de cablejat més senzilla. Aquesta consisteix a connectar directament el sensor a la placa, sense necessitat de resistències ni d'altres components entremitjos.

Aquesta connexió consisteix en els tres pins del sensor connectat a la seva entrada corresponent: el pin esquerre es connecta a l'entrada de corrent de 5V, el pin central es connecta a l'entrada d'informació analògica i el pin dret a l'entrada GND, que és la sortida de corrent elèctric.

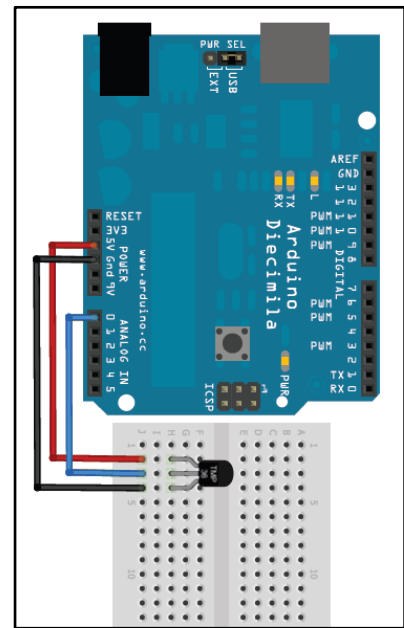


Figura 10.4 Connexió entre la placa base Arduino i el sensor de temperatura TMP36. Font: StackOverflow

13. PRESA DE DADES AMB EL RADIÒMETRE

El disseny i la construcció d'aquest radiòmetre tenia com a objectiu el prototipatge del radiòmetre utilitzat en el nanosatèl·lit dissenyat per a la mesura del balanç energètic de la Terra. Per a demostrar la fiabilitat d'aquesta tecnologia, s'ha fet un seguit de mesures de la irradiància solar a la superfície terrestre. Aquestes dades han consistit en la mesura durant tot un dia de la irradiació. Aquestes mesures han estat preses cada hora per mostrar la variació d'irradiància durant un dia i fer el càlcul de la irradiància mitjana i diària. Aquestes dades, posteriorment, són comparades amb estàndards meteorològics d'irradiància diària.

13.1 PARÀMETRES A CONSIDERAR

Per a fer aquestes mesures, hi ha un seguit de paràmetres que afecten directament a la irradiància. Primerament, la irradiància varia àmpliament durant l'època de l'any. Això és degut que durant la seva òrbita la Terra té punt en què està més allunyada o més pròxima al Sol, i per tant la irradiació varia àmpliament. A més, el recorregut del Sol sobre el cel terrestre varia durant l'any, i l'altitud a la qual arriba i les hores de llum diària són molt importants per a la irradiància que es rep a la superfície.

El segon paràmetre que influeix plenament és l'hora del dia en què es prengui la mesura. Això és degut al fet que en funció de l'altitud a la qual es troba el Sol sobre el cel, la llum incideix en un angle concret. Com més alt es trobi el Sol la distància que recorre la llum dins l'atmosfera i per tant serà absorbida serà menor.

Finalment, un paràmetre menys previsible i constant que afecta plenament a la radiació és la climatologia del moment. En un dia sense nebulositat i amb el cel clar, la llum incideix a través de l'atmosfera amb facilitat. En canvi, si l'atmosfera es troba amb núvols, boira o amb contaminació densa, la llum es troba amb aquests obstacles, que absorbeixen una gran part de la radiació i afecten molt significativament a la irradiància a la superfície.

Per a aquest experiment, les dades han estat preses a Vilafranca del Penedès el 6 de desembre, durant les hores en què hi havia llum solar. En aquest dia la sortida

del Sol era a les 8:16 i la seva posta a les 17:36. Per tant, s'ha considerat òptim prendre les mesures cada hora, partint de les 8:30 fins a les 17:30. Per a tal que les dades obtingudes fossin veraces, s'ha buscat que el dia en què es quantifiqués la irradiància tingués unes condicions climàtiques favorables, amb un cel clar. Això és a causa que, per culpa de la dissipació de calor de la placa metàl·lica a l'aire, els canvis lleus de temperatura que es produeixen quan la radiació és baixa no són mesurables amb precisió pel sensor de temperatura.

13.2 RESULTATS

Després de la mesura durant un dia, les dades obtingudes són les següents:

Hora	T inicial:	T final:	Diferència de temperatura:	Irradiància:
8:30	15,43	16,21	0,78	51,32
9:30	15,91	18,38	2,47	162,50
10:30	16,89	21,22	4,33	284,87
11:30	15,43	22,24	6,81	448,03
12:30	15,94	23,25	7,31	480,93
13:30	15,92	23,76	7,84	515,80
14:30	16,12	22,81	6,69	440,14
15:30	16,87	22,71	5,84	384,22
16:30	16,45	20,11	3,66	240,79
17:30	15,29	15,96	0,67	44,08
Irradiància mitja				339,19

Com era d'esperar, el valor de la diferència de temperatura, igual que els de la irradiació, és creixent durant el dia fins al migdia, i decreixent des d'aleshores fins

a la posta de Sol. Els valors més alts obtinguts han sigut entre les 12.30 i la 13.30, ja que els Sol es troba en el seu punt més alt. La irradiància mitjana durant les 9 hores de mesura ha sigut de 339,19 W/m². Aquesta dada, interpretada com a radiació solar diària, representa uns 10,99MJ/m² diaris.

Aquesta dada es pot comparar amb dades oficials de l'Agència Catalana de Meteorologia. Les dades que proporciona aquesta organització recull la mitjana de radiació diària de cada mes. L'estació meteorològica més propera a la ubicació de les dades és la de La Granada. Aquesta estació, durant el 2018, ha recollit les dades següents:

GEN	FEB	MAR	ABR	MAI	JUN	JUL	AGO	SET	OCT	NOV	DES	ANY
7,9	11,0	15,7	19,5	23,6	26,0	25,5	22,2	16,9	12,2	8,6	7,2	16,3

Si comparem la radiació mitjana del mes de desembre, de 7,2MJ/m², amb les obtingudes pel radiòmetre, de 10,99MJ/m², podem observar com les dades obtingudes són substancialment superiors a les registrades com a mitja del mes de desembre. Això és degut al fet que el dia en què es van obtenir aquestes dades, les condicions climàtiques eren significativament favorables i superiors a la mitja del mes de desembre.

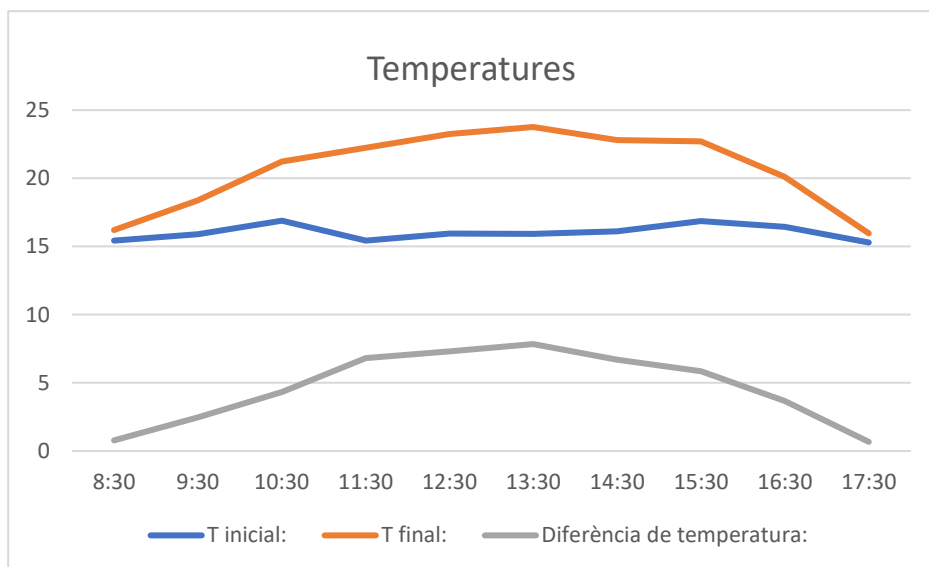


Figura 11.1 Gràfica en que es mostra la temperatura inicial, final i la seva diferència en l'eix y, sobre un període de 9 hores al eix x.

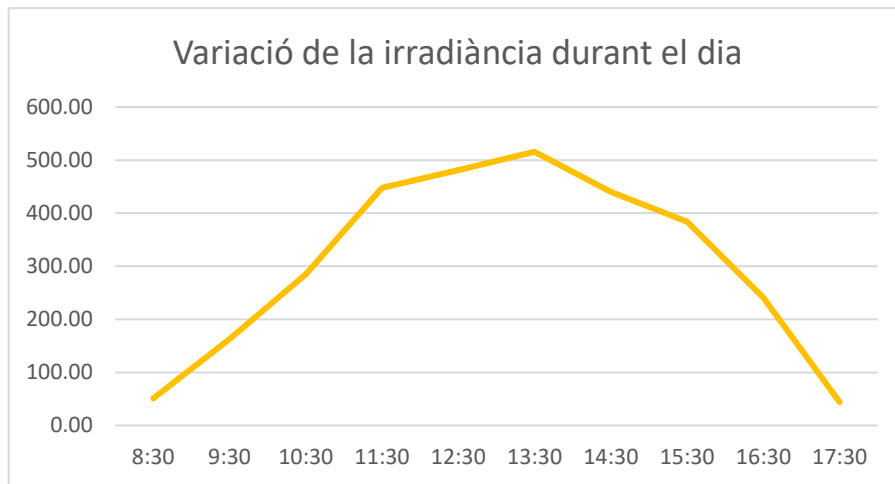


Figura 11.2 Gràfic de la irradiància en un període de 9 hores

13.3 OBSERVACIONS I CONCLUSIONS DEL RADIÒMETRE

Després de l'elaboració del disseny, la construcció del radiòmetre, i les dades d'irradiància preses, es pot arribar a unes observacions i conclusions sobre el seu disseny i funcionament.

Primerament, cal reiterar que la finalitat d'aquest radiòmetre era la construcció d'un prototip que demostrés el funcionament i la fiabilitat d'aquesta tecnologia aplicada a l'espai. Com era previsible, aquesta tecnologia inicialment ideada per a un ambient espacial perd fiabilitat i precisió al ser aplicada a la superfície terrestre.

El principal repte és la gestió tèrmica. La placa metàl·lica on incideix la llum i que és escalfada dissipa part d'aquesta calor a l'aire circumdant. Per intentar minimitzar aquest efecte s'ha instal·lat material aïllant al voltant del cilindre del radiòmetre. Idealment, es proposa crear una cambra de buit dins del cilindre per a evitar aquesta pèrdua de calor.

Una observació realitzada durant la presa de dades ha sigut que la temperatura inicial variava si el radiòmetre es movia d'un espai interior a un exterior o viceversa, ja que en espais diferents hi havia temperatures diferents. Per això, és recomanable prendre les mesures des d'un mateix lloc i evitant moure el radiòmetre entre espais diferents. La pèrdua d'exactitud en la mesura de les temperatures inicials i finals també podria ser corregida dins d'una càmera de buit, ja que no es veuria afectada per la temperatura de l'entorn.

14. CONCLUSIONS FINALS

Els objectius d'aquest treball de recerca eren l'elaboració d'un nanosatèl·lit que permetés la mesura del balanç energètic terrestre, una dada vital per a comprendre les implicacions del canvi climàtic. Per tal de desenvolupar aquest dispositiu, prèviament s'ha volgut fer una anàlisi teòrica de la tecnologia i la ciència implicada.

L'estudi que s'ha fet sobre el balanç energètic terrestre ha mostrat que aquesta dada és cada cop més necessària, ja que l'única forma de quantificar i valorar l'impacte de l'activitat humana sobre el clima és per mitjà de les dades científiques.

Per altra banda, després d'indagar sobre la tecnologia dels nanosatèl·lits, les seves aplicacions revolucionàries i el seu avenç exponencial, es pot afirmar categòricament que aquests dispositius presenten un potencial immens en la indústria i la investigació espacial. La seva petita mida, baix cost i popularitat han fet que sorgeixin oportunitats comercials prèviament inexistentes, i que la recerca científica i tecnològica a l'espai resulti accessible a institucions amb recursos més limitats.

Per tant, la democratització de la investigació i la presa de dades a l'espai ha permès que la realització d'un projecte que mesuri el balanç energètic terrestre des d'un satèl·lit sigui possible, sense grans complicacions tècniques ni econòmiques.

En referència al radiòmetre construït, s'ha pogut determinar que la idea fonamental de funcionament en què es basa dona resultats satisfactoris. Com és evident, aquest dispositiu ha presentat problemes, sobretot pel que fa a la manca de precisió a causa d'imprecisions derivades de la pèrdua de calor o d'absorció. La majoria d'aquests problemes, però serien corregibles amb millores tecnològiques i de materials utilitzats.

En general, aquest treball ha donat uns resultats positius, ja que s'han assolit els principals objectius de forma satisfactòria. Després de la recerca i el desenvolupament realitzat en aquest treball, es poden concloure diverses vies d'investigació derivades que serien interessant de tractar. Per començar, millors dades que reflectissin els processos tèrmics macroscòpics que es duen a terme a l'atmosfera permetrien un estudi més exhaustiu del canvi climàtic. Quant a la radiometria, seria molt interessant fer un estudi termodinàmic complet del

radiòmetre per avaluar-ne amb precisió l'eficiència i poder plantejar millores. Les tecnologies utilitzades en els components dels nanosatèl·lits, i els materials que emparen, representen un sector molt ampli en el que realitzar investigació tecnològica per a millorar-ne les prestacions, costos, i permetre la seva miniaturització.

En un aspecte més personal, la realització d'aquest treball ha sigut una oportunitat excel·lent d'indagar en un camp amb molt de potencial i que em genera un gran interès. La possibilitat de desenvolupar el disseny del nanosatèl·lit m'ha permès adquirir grans coneixements tècnics i científics. Igualment, el desenvolupament del radiòmetre ha suposat un repte que ha comportat l'adquisició d'habilitats com la programació i la utilització d'Arduino. El que més aprecio, però, és la llibertat donada per a investigar de la forma desitjada. M'haguera agradat poder prendre més mesures d'irradiància, millorar el codi i l'electrònica, i aprofundir més en l'estudi del funcionament del radiòmetre per a proposar-ne més millores.

Finalment, considero que desenvolupar aquest treball de recerca, tot i portar els seus alt i baixos, ha resultat molt satisfactori i enriquidor.

15. REFERÈNCIES

15.1 BIBLIOGRAFIA

CARROLL D et al. Propulsion Unit for CubeSats (PUC). *Space innovation Magazine* 2015.

HANSEN, James et al. Earth's Energy Imbalance: Confirmation and Implications. *Science magazine* 2005

MASSE RK, et al. Propulsion System Advances & Improvements. *NASA*, 2016.

MEFTAHAL et al. SOVAP/Picard, a Spaceborne Radiometer to Measure the Total Solar Irradiance. *Solar physics* 2014

REVELS J et al. In-Orbit Performance of AstroTube: AISat Nano's Low Mass Deployable Composite Boom Payload. *Science magazine* 2017.

SCHUCKMANN et al. An imperative to monitor Earth's energy imbalance. *Nature Magazine*, 2016

SHEN et al. Thermal Model of an Absolute Solar Radiometer Designed for Future Satellite Missions. *Journal of Solar Engineering*, 2009

SWAPNA Krishna. "The rise of nanosatellites". A: The Week 2018

MURPHY et al. An observationally based energy balance for the Earth since 1950 *Journal of geophysical research* 2009

15.2 WEBGRAFIA

Basic guide to nanosatellites – Allen Space <https://alen.space/basic-guide-nanosatellites/>

CubeSat – Wikipèdia <https://es.wikipedia.org/wiki/CubeSat>

CubeSat Kit Structures – Pumpkin Inc. <https://www.cubesatshop.com/vendor-information/pumpkin/>

CubeSat Standard – Cube Sat <http://www.cubesat.org/>

CubeSats – Space Magazine <https://www.space.com/34324-cubesats.html>

Database – Nanosats Database <https://www.nanosats.eu/>

Early Satellites – JPL <https://www.jpl.nasa.gov/jplhistory/early/firstsatellites.php>

Earth's energy imbalance – Climate Lab Book <https://www.climate-lab-book.ac.uk/2016/earths-energy-imbalance/>

<https://www.spectrolab.com/photovoltaics.html>

Integrated Solar Products - SolAero Technologies <https://solaerotech.com/>

List of Orbits – Wikipèdia https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_orbits

Measuring Earth's energy imbalance- Skeptical Science

<https://skepticalscience.com/Measuring-Earths-energy-imbalance.html>

NanoAvionics Structural Components – NanoAvionics <https://nanoavionics.com/>

Planet Labs – Wikipèdia https://es.wikipedia.org/wiki/Planet_Labs

Planet Labs Products/Markets – Planet Labs <https://www.planet.com/>

Satellite Applications – EURISY <https://www.eurisy.org/on-satellite-applications.php>

Satellite History - Wikipèdia <https://en.wikipedia.org/wiki/Satellite#History>

Satellite Orbit – Science Direct <https://www.sciencedirect.com/topics/earth-and-planetary-sciences/satellite-orbit>

Satellite Orbits – ESOA <https://www.esoa.net/technology/satellite-orbits.asp>

Satellites – Space Magazine <https://www.space.com/24839-satellites.html>

Space launch market competition – Wikipèdia

https://en.wikipedia.org/wiki/Space_launch_market_competition

Spectrolab Space Products – Spectrolab <https://www.spectrolab.com/>

Types of orbits – ESA

https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits

Vertically aligned carbon nanotubes – Wikipèdia

https://en.wikipedia.org/wiki/Vertically_aligned_carbon_nanotube_arrays

Vilafranca del Penedès

2019