

-Títol: Estudi de la trajectòria d'un nou satèl·lit d'observació oceànica

-Autor: Martí Sala Casanovas

-Tutora: Carme Martínez

-Data de presentació: 8 de gener de 2014

ÍNDEX

0	Introducció	6
0.1	Motius per l'elecció del tema	6
0.2	Hipòtesis i preguntes inicials	7
0.3	Objectius i acotament de la investigació	8
0.4	Mètode de treball i recerca de la informació.....	9
0.5	Dificultats.....	10
0.6	Agraïments	11
1	Kepler i Newton.....	13
1.1	Johannes Kepler	13
1.1.1	Lleis de Kepler.....	13
1.2	Isaac Newton.....	16
1.2.1	Biografia.....	16
1.2.2	Llei de la Gravitació Universal	17
1.2.3	Tres lleis del moviment	18
1.3	Formulació de Newton de la III Llei de Kepler.....	19
2	Òrbites	20
2.1	Definició	20
2.2	El·lipses.....	22
2.3	Òrbites planetàries	24
3	Paràmetres d'una òrbita.....	25
3.1	Longitud del node ascendent	25
3.2	Inclinació de l'òrbita.....	28
3.3	Argument del periastre	28
3.4	Semieix major.....	30

3.5	Excentricitat.....	31
3.6	Anomalia mitjana.....	31
4	La Terra.....	33
4.1	Òrbita de la Terra	33
4.2	Forma.....	34
4.2.1	Radi	34
4.2.2	Aplatament.....	34
5	Satèl·lits artificials	36
5.1	Tipus de satèl·lits	38
5.2	Satèl·lits d'observació terrestre	41
5.3	Femto satèl·lits.....	42
6	Subsistemes d'un satèl·lit.....	44
6.1	Estructura.....	45
6.2	Sistema de potència.....	46
6.2.1	<i>Power budget</i>	47
6.2.2	Panells fotovoltaics.....	48
6.2.3	Bateries.....	50
6.2.4	Control i distribució	51
6.3	<i>AOCS (Attitude and Orbit Control Subsystem)</i>	52
6.3.1	Propulsors.....	54
6.3.2	Mesura absoluta	54
6.4	Telecomunicacions TT&C (Telemetry, Tracking & Command).....	56
6.5	C&DH (Command and Data Handling/On-Board Data Handling).....	58
6.5.1	Instruments.....	59
6.6	Subsistema tèrmic.....	59
6.6.1	Tecnologia	61
6.7	Resolució espacial d'un sistema sensor.....	63

7	PART PRÀCTICA.....	65
7.1	Introducció.....	65
7.2	Problema o necessitat a cobrir.....	65
7.3	Condicions i requeriments del satèl·lit.....	66
7.4	Introducció teòrica a la Radiometria Oceànica de HABs.....	66
7.4.1	HAB.....	66
7.4.2	<i>Remote-Sensing, Radiometry & Temperature</i>	67
7.4.3	Espectre electromagnètic.....	70
8	Subsistemes i Estructura.....	71
8.1	Introducció.....	71
8.2	<i>Payload</i>	71
8.2.1	Centre de banda → 6 canals (UR7).....	72
8.2.2	Distribució de la llum.....	73
8.3	Subsistemes genèrics.....	74
8.3.1	AOCS.....	75
8.3.2	Power.....	76
8.3.3	Tèrmic.....	76
8.3.4	Telecos.....	76
8.3.5	On-Board Data Handling.....	77
8.3.6	Comentaris.....	78
8.3.7	Conclusió Cost, Massa i Consum.....	78
8.4	Estructura.....	79
9	Estudi de l'òrbita per al satèl·lit.....	82
9.1	Introducció.....	82
9.2	Òrbita circular o el·líptica?.....	82
9.3	Inclinació de l'òrbita.....	84
9.3.1	Two-Line Element Set.....	85

9.4	Altura del satèl·lit.....	85
10	Velocitat del satèl·lit i energia mecànica	89
11	Latitud i longitud de l'òrbita.....	91
11.1	Coordenades cartesianes i polars.....	91
11.2	Coordenades esfèriques	91
11.2.1	Relació entre coordenades esfèriques i cilíndriques	94
11.3	Ground Track a partir de les coordenades esfèriques	95
11.4	Expressions coordenades cartogràfiques	96
11.5	Part entera	101
11.6	Canvis en la inclinació (Gràfics).....	105
11.7	Temps necessari per cobrir l'oceà Atlàntic.....	108
12	Projeccions cartogràfiques.....	110
12.1	Projecció cilíndrica	112
12.1.1	Miller cylindrical projection.....	112
12.2	<i>Tracking</i> sobre la projecció de Miller.....	115
12.2.1	Propietats de la fotografia.....	116
12.2.2	Retoc de la funció (Transportar i Escalar)	116
12.2.3	Imagemagick	120
13	Nodal precession (Pertorbació del node).....	122
13.1	Coordinació amb el Sol.....	124
13.2	Satèl·lit heliosíncron.....	125
14	Análitical Graphics, Inc.	128
14.1	Systems Tool Kit.....	128
14.2	Tracking 3D i 2D utilitzant STK 10	129
15	Anàlisi dels resultats hipotètics	131
16	Entrevistes	133
16.1	<i>NanoSatisfi</i>	133

16.1.1	Introducció:.....	133
16.1.2	Conclusions.....	136
16.2	SSTL (Surrey Satellite Technology Limited)	136
16.2.1	Introducció.....	136
16.2.2	Dr. Stuart Eves	137
16.2.3	Entrevista	137
16.2.4	Conclusions.....	139
16.3	Nil Anglí (Enginyer aeronàutic)	140
16.3.1	Introducció.....	140
16.3.2	Entrevista	141
17	Conclusions	143
18	Bibliografia	146

0 Introducció

De ben segur que moltes vegades utilitzem tot tipus d'instruments sense preguntar-nos com han estat construïts. Per exemple, diàriament mirem la previsió meteorològica a la televisió, planifiquem la ruta al GPS per anar a una destinació desconeguda o simplement escoltem a la ràdio el partit del nostre equip preferit. Aquestes activitats no serien possibles sense l'existència de satèl·lits artificials, que s'han pogut desenvolupar gràcies a la investigació de la mecànica espacial. Per enviar un satèl·lit a l'espai cal conèixer la seva trajectòria per així planificar les diverses etapes al girar al voltant de la Terra com també per saber quins instruments faran falta per cobrir amb els requeriments establerts.

En aquest treball intentarem aprofundir en el tema de l'espai i sobretot en les òrbites que segueixen tant els satèl·lits artificials en concret com tots els astres de l'espai i així podrem finalment determinar la trajectòria òptima per a un instrument hipotètic.

Per una banda caldrà l'estudi de la matemàtica necessària per entendre la trajectòria del satèl·lit projectada al nostre planeta. Per l'altra, també es vol investigar en la tecnologia de les estructures a l'espai, això és, l'enginyeria dels satèl·lits.

0.1 Motius per l'elecció del tema

La investigació de l'espai i la indústria aeroespacial són els temes generals dels quals he triat el treball de recerca. Sempre m'ha interessat molt l'espai, les seves condicions i la tecnologia desenvolupada per explorar-lo, així com la creació de satèl·lits artificials i d'altres artefactes que recorren l'espai amb algun objectiu per la humanitat.

Anteriorment havia tingut altres idees relacionades amb l'enginyeria aeroespacial, però la possibilitat de rebre un seguiment per part d'un professor de matemàtiques de la Universitat Politècnica de Catalunya em va acabar de convèncer per decidir fer el meu treball de recerca aplicat a les òrbites dels satèl·lits artificials i la seva trajectòria. Així podria investigar en la tecnologia

espacial que és el que més m'interessava i a més fer un estudi més matemàtic de les òrbites que aquests segueixen.

En un principi pensava dedicar el meu treball solament a les òrbites i al disseny d'una òrbita òptima per a un satèl·lit, però al veure que m'anava prou bé vaig decidir incloure un estudi més extens pel que fa a l'enginyeria d'aquest.

Quan vaig començar a fer el treball de recerca no tenia clars els objectius finals ja que el tema és molt ampli i complex. Podia orientar la meua recerca cap a diferents àmbits, però al començar a veure quines eren les meves opcions vaig decidir un camí que he anat seguint des d'aleshores. Així doncs, l'objectiu del meu treball seria finalment l'estudi de la trajectòria d'un satèl·lit amb una finalitat concreta, que hauria de passar per la fase inicial de desenvolupament i la creació d'uns dissenys esquemàtics.

0.2 Hipòtesis i preguntes inicials

Les preguntes bàsiques que cal formular per a començar amb bon peu podrien ser les següents.

Pel que fa a la part matemàtica:

- Quina és la mecànica dels astres i els cossos en general a l'espai?
- Quines òrbites segueixen i quins són els principis matemàtics que les determinen?
- Com hem aconseguit veure quin és el comportament dels cossos a l'Univers i quines aplicacions hem tret d'això?

Els satèl·lits:

- Quines són les seves parts?
- Com es pensa en els components per un satèl·lit?
- Quin procés segueixen fins a estar llestos per ser enviats a l'espai?
- Quins sistemes fan d'un satèl·lit un instrument eficient i útil?

La part pràctica comença a partir de les preguntes següents:

- Quina és l'òrbita òptima per a un satèl·lit determinat (Observació oceànica)?

- Quins paràmetres cal tenir en compte a l'hora de dissenyar l'òrbita d'un satèl·lit?
- Com utilitzem aquests paràmetres per a fer un seguiment sobre un mapamundi segons una projecció cartogràfica?
- Quins són els elements tecnològics necessaris per aconseguir una missió espacial?
- Com ha de ser l'estructura del satèl·lit perquè la missió tingui èxit?

La hipòtesi principal és que hi ha una òrbita òptima per aconseguir una missió d'observació oceànica a partir d'un satèl·lit de no més de 100kg, i caldrà investigar a fons aquest satèl·lit i l'òrbita esmentada.

0.3 Objectius i acotament de la investigació

La intenció del meu treball de recerca és, primer, investigar la ciència a l'espai i els paràmetres per a definir una òrbita concreta, de la mateixa manera recercar les estructures dels satèl·lits artificials per fer-nos una idea general i prou important del què són els satèl·lits i les seves parts o subsistemes.

Aquesta recerca anterior inclou, òbviament, l'estudi dels diversos elements orbitals, com l'explicació dels subsistemes d'un satèl·lit que cal cobrir perquè aquest funcioni correctament. D'aquest últim objectiu se'n deriva la necessitat de trobar els mètodes tecnològics més eficients per a cadascuna de les necessitats.

Seguidament, per a la part pràctica, es provarà de dissenyar l'òrbita òptima per a un nou satèl·lit, després de marcar unes necessitats prèvies. Ja veurem quins paràmetres faran variar l'aspecte d'una òrbita, però és important remarcar que la part pràctica consisteix en aplicar alguns mètodes matemàtics per veure les necessitats d'un procés de seguiment orbital. Per a determinar l'òrbita es farà l'estudi de la trajectòria amb mètodes matemàtics. També es provarà finalment de fer un esbós per al nostre satèl·lit hipotètic, que passaria la primera etapa del disseny. En conclusió, si aconseguim un disseny del nostre satèl·lit i unes conclusions sòlides sobre l'òrbita d'aquest ja hauré assolit els objectius del treball de recerca.

0.4 Mètode de treball i recerca de la informació

En aquest capítol explicaré breument el mètode que he seguit a l'hora de realitzar el treball, com també la meua metodologia per a la recerca de la informació.

Abans de començar vaig concretar amb la meua tutora, la Carme Martínez, una primera entrevista. En aquesta vam parlar sobre els objectius del treball i es va realitzar un índex i la planificació fins al mes de Juny. També vaig tenir el primer contacte amb el Josep M^a Cors i el Nil Anglí. Durant la primera etapa la feina es va basar en l'aprenentatge, mitjançant llibres i d'altres recursos relacionats, i es van fer trobades constants amb la meua tutora per anar explicant què anava fent i com s'anaven estructurant els objectius del meu treball.

Quan s'apropava el mes de Juny ja havia fet diverses trobades tant amb la Carme com amb el Josep M^a i sabia que la meua intenció era la de fer el disseny de l'òrbita. A partir d'aquí la forma de treballar va ser força constant. A l'estiu vaig aprofundir molt en el tema pràctic de les òrbites, vaig tenir algunes trobades amb el Josep M^a amb la intenció de solucionar la majoria de problemes i arribar al segon curs amb la part pràctica bàsica assolida.

A partir del setembre vaig acabar de definir els aspectes dels gràfics (òrbita heliosíncrona i seguiment). D'aquesta manera vaig tenir temps d'aprofundir en els subsistemes del satèl·lit, que ho vaig fer amb el suport del Nil Anglí i amb contactes a diverses empreses de satèl·lits. Tot s'anava comunicant a la Carme, sobretot la part d'enginyeria. A l'última etapa del treball es va acabar de retocar els aspectes que no quedaven prou explicats i es va preparar la presentació final del treball.

Degut a l'amplitud del tema, és important acotar i posar límits al què es vol recerca, doncs sinó la recerca no acabaria mai. Per aquest motiu sempre que buscava informació s'havia de fer en pàgines especialitzades i amb una constant revisió del què s'estava aprenent. Un cop enteses les idees principals es podia provar de redactar sobre el treball allò que era més important. Pel que fa a la part pràctica, el disseny de l'òrbita ha comportat les trobades constants amb el Josep M^a per entendre els conceptes i els procediments necessaris

(Com la Part Entera o l'escala de Miller...). Tot i així a poc a poc també es va anar consolidant un objectiu general (cobrir l'oceà Atlàntic), i des d'aquesta idea anaven sorgint els càlculs necessaris i els objectius. Al topar-me amb dificultats, el què ha calgut fer ha estat pensar en els possibles errors d'aquestes i parlar amb el Josep M^a, que com he dit m'ha ajudat a superar aquells problemes que no podia trobar-hi solució.

Les fonts d'informació principals han estat trobades a la xarxa, ja que com he dit el tema és molt especialitzat i costa trobar llibres efectius a llibreries properes que no siguin les de la Universitat. Tot i així, s'ha treballat força amb llibres electrònics que m'han permès accedir a continguts molt interessants, com també es fan referències a alguns articles i revistes relacionades amb el món de l'enginyeria de satèl·lits.

0.5 Dificultats

Un cop acabat el treball de recerca puc parlar de les nombroses dificultats que m'han sorgit durant el procés. Per a poder fer la part pràctica en condicions i assolir l'objectiu de l'òrbita per al satèl·lit dissenyat he hagut d'aprendre nous conceptes matemàtics durant el camí (Coordenades esfèriques, transportar funcions i escalar...) i la complexitat de les equacions ha comportat una despesa de temps important en el fet de trobar les igualtats correctes de latitud i longitud per al satèl·lit. Aquest punt s'explica amb la dificultat de les operacions amb coordenades esfèriques i la seva conseqüent aplicació a l'hora de crear gràfics, com també els problemes que sorgeixen a l'hora d'inserir el gràfics de *Tracking* del conjunt en un mapa del món. Aquestes petites dificultats s'han anat solucionant amb el temps, però en un principi van suposar obstacles davant l'evolució del meu treball. Quan sorgien aquestes dificultats era difícil saber cap a on tirar, ja que és lògic que informació d'aquest estil no es trobi a Internet, doncs el seguiment d'un satèl·lit actualment es fa amb programes altament sofisticats, sense haver de recórrer al càlcul matemàtic (latitud i longitud) dels paràmetres a cada un dels moments determinats.

Una altre petit problema que he tingut ha estat la recerca d'informació. Tot i disposar d'una gran xarxa a Internet és difícil trobar informació adaptable als meus coneixements actuals i per això he hagut de recórrer a llibres, i sobretot a

gent experta que m'ha recolzat. Un apunt a fer, és que òbviament gairebé tota la informació ha estat en anglès, tenint en compte que es tracta d'un tema específic i desenvolupat bàsicament en projectes internacionals. Això, però, ha acabat essent un avantatge per a mi, ja que m'ha forçat a buscar la informació directament amb anglès, beneficiant el meu nivell i potenciant-ne l'ús.

L'última cosa que m'agradaria comentar és el fet de tenir diverses opcions de treball a fer i acotar la recerca. Un satèl·lit és un instrument que requereix la col·laboració d'una gran quantitat d'enginyers de diverses especialitats. Per aquest motiu el meu treball d'ajuntar diverses disciplines només s'ha pogut realitzar dins d'uns límits. Si tingués més temps o l'oportunitat de fer un altre treball d'aquestes magnituds m'agradaria aprofundir en el disseny del satèl·lit, pensant en la part estructural d'aquest i en els seus components de forma concreta, doncs l'enginyeria del satèl·lit és una cosa que també m'apassiona i de fet és el que més m'agradaria fer si se'm presentés l'oportunitat.

0.6 Agraïments

M'agradaria aprofitar aquestes pàgines inicials per donar les gràcies a unes persones que m'han ajudat molt durant el procés del treball:

- **Josep Maria Cors Iglesias**, professor de la Universitat Politècnica de Catalunya de matemàtica aplicada que ha estat durant tot el procés fent-me el seguiment del treball, ensenyant-me nous conceptes i vetllant per la bona creació del treball, sobretot pel que fa a la part de matemàtica aplicada mitjançant equacions de posició i coordenades esfèriques.
- **Nil Anglís**, enginyer aeronàutic d'SSTL (empresa de petits satèl·lits d'altres prestacions) a Guildford, Londres. M'ha proporcionat bibliografia i informació molt important com els requeriments del satèl·lit que m'ha ajudat a entendre els sistemes del satèl·lit. La part d'enginyeria del treball ha estat realitzada amb el constant suport del Nil, que m'ha presentat programes i informació molt important.
- **Jordi Barrera Ars**, un altre enginyer de l'empresa del Nil que m'ha donat suport en la part mecànica, més concretament explicant-me els subsistemes tèrmics i estructurals del satèl·lit, amb informacions de

primera mà del què és la creació d'un satèl·lit i els materials que l'acompanyen.

- **Carme Martínez**, tutora del meu centre, que m'ha fet el seguiment del treball i m'ha ajudat a l'hora de redactar-lo de la millor manera possible.

A part d'aquestes tres persones que he nombrat explícitament m'agradaria també donar les gràcies a totes aquelles altres persones que m'han ajudat, com per exemple els entrevistats:

- **Empresa NanoSatisfi (California, EUA)**. Que no només m'ha contestat una entrevista (l'enginyer i cap de l'empresa Chris) sinó que m'ha proporcionat informació posterior per a petits problemes estructurals que m'anaven sorgint (Mida de les plaques solars, *power budget*...)
- **Dr Stuart Eves d'SSTL** per donar-me el permís per a fer-li una entrevista sobre l'empresa i els seus objectius.
- **Part Aeronàutic de Catalunya** que m'ha donat informació
- **Agrupació ASTER**.

Òbviament no em puc oblidar dels meus pares, que m'ha donat suport, en el fet de seguir treballant amb el què m'interessava i del meu germà.

1 Kepler i Newton

Les primeres dècades del segle XX donaren lloc a la millor època pel que fa a l'estudi astronòmic. Feia un segle que la humanitat creia que l'Univers es limitava a la Via Làctia. No va ser fins que Edwin Hubble i altres científics demostraren que hi havia més galàxies quan s'obrí el camí de l'astrofísica contemporània. El fet de conèixer que hi ha moltes altres galàxies a l'Univers ha marcat un abans i un després revolucionari en el món de l'exploració de l'espai. No sabem on acaba l'Univers, fins i tot a vegades qüestionem que només n'hi hagi un, cosa que demostra el gran trajecte que s'ha de recórrer per arribar a saber completament això que ens intriga. L'astrofísica moderna podria estar basada en els descobriments de la mecànica clàssica, la Teoria de la relativitat general, la llei de Hubble i el model estàndard de física de partícules, que fou demostrat principalment durant el segle XIX.

1.1 Johannes Kepler

Johannes Kepler va néixer a Weil der Stadt, del Sacre Imperi Romanogermànic el 27 de desembre de 1571 i va morir a Ratisbona el 15 de novembre de 1630.

Kepler va ser professor de matemàtiques en una escola d'Àustria, com a assistent de l'astrònom Tycho Brahe. Va realitzar un exhaustiu treball en el camp de l'astrofísica com també de l'òptica, on destacà per haver inventat un millor telescopi refractor, anomenat telescopi de Kepler. Va ajudar al matemàtic coetani Galileo Galilei a fer legítims els descobriments amb els seus telescopis.

En l'època de Kepler no hi havia una divisió clara entre astronomia i astrologia, cosa que va marcar les seves investigacions de forma directa. Kepler incorporà, doncs, arguments religiosos i va provar de treure raonaments creient que Déu havia creat el món. Partint, doncs, de la seva creença supeditada a un gran creador, va intentar crear un model accessible des de la raó.

1.1.1 Lleis de Kepler

Mentre Kepler estava fent d'assistent del professor Tycho no va tenir mai accés a les dades que el professor havia recollert referents als moviments aparents dels planetes. Aquestes dades havien estat protegides per Tycho i es negava a donar tal informació. A la mort del seu mestre, però, Kepler va poder

accedir a les dades de les òrbites dels planetes que durant anys havia anat guardant.

D'acord amb la informació esmentada, el jove aprenent va anar deduint les òrbites reals planetàries. Primer, es centrà en una possible òrbita circular, pel fet de ser la més perfecta de les trajectòries possibles, però va descontentar a l'investigador al veure que no era possible de cap de les maneres. Finalment, però, va veure que les el·lipses encaixaven perfectament en les deduccions del professor.

1.1.1.1 Llei de les el·lipses

- **Els planetes tenen òrbites el·líptiques i el Sol és en un dels focus.**

Després d'aquest important salt, quan per primera vegada en tota la seva història d'investigació els fets eren més clars que els desitjos o les idees religioses de Kepler pel que feia a la naturalesa del món, el científic va recollir dades i es limitava a treure conclusions sense cap idea establerta prèviament ni cap base comprovable. Abandonà lleugerament les seves potents arrels religioses i observà les trajectòries de les òrbites i en calculà les velocitats de les mateixes, cosa que el portà al descobriment de la segona llei de Kepler o llei de la igualtat de les àrees.

1.1.1.2 Llei de la igualtat de les àrees

- **Els planetes no es mouen uniformement, sinó que el radi vector que uneix el centre del planeta amb el Sol escombra àrees iguals en temps iguals.**

Segons aquesta segona llei, doncs, els planetes viatgen a menys velocitat quan són més lluny del Sol, tal i com podem veure a la Figura 1.1

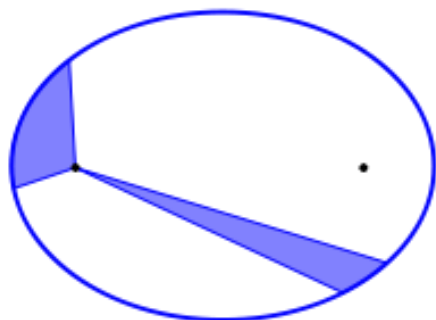


Figura 1.1

Representació de la primera i la segona lleis de Kepler. Podem veure, en primer lloc, com el Sol se situa en un dels focus. Per altra banda, veiem que en temps iguals les àrees escombrades per el planeta són iguals, com les àrees pintades de blau demostren. Per tant, el planeta es mourà de pressa a prop del Sol i lentament lluny.

En un temps petit dt el planeta comprèn l'àrea següent.

Equació 1.1

$$dA = \frac{1}{2} r * r d\theta$$

La llei de les àrees és equivalent a la constància del moviment angular, és a dir, quan el planeta està més allunyat del Sol, la seva velocitat és menor que quan està més a prop del Sol.

Equació 1.2

$$L = m \cdot r_1 \cdot v_1 = m \cdot r_2 \cdot v_2$$

Durant molt de temps, Johannes Kepler va concentrar-se en comprovar les dues primeres lleis en la resta de planetes. Això va ser un èxit molt gran, però faltava una tercera llei que relacionés les trajectòries dels planetes en si. Al cap d'uns anys, va descobrir la importantíssima tercera llei de Kepler sobre el moviment planetari.

1.1.1.3 Llei harmònica

- **El quadrat dels períodes dels planetes són proporcionals al cub de la distància mitjana al Sol.**

Per a qualsevol planeta, el quadrat del seu període orbital o temps que tarda a donar un retorn al Sol, és directament proporcional al cub de la distància mitjana amb el Sol o el cos al voltant del qual gira un altre cos: $T^2 = k \cdot R^3$. (sent T el període orbital; R la distància mitjana; k aproximadament igual a 1

any²/UA³). Com major és la distància mitjana entre un planeta i el Sol, més temps tarda a completar la seva òrbita. Una UA és una unitat astronòmica. És una unitat de distància, aproximadament igual a la distància mitjana entre el Sol i la Terra. Equival, aproximadament, a 150 milions de quilòmetres.

És important saber que aquestes lleis s'apliquen a qualsevol cos orbitant al voltant d'un altre (com per exemple la Lluna orbitant la Terra o els satèl·lits artificials orbitant qualsevol planeta). Quan no parlem d'orbitar al voltant del Sol, la constant *k* esmentada a la tercera llei prendrà un altre valor, que serà proporcional a la massa del cos central.

Per a qualsevol planeta, el quadrat del seu període orbital és directament proporcional al cub de la longitud del semieix major de l'òrbita, tal i com veiem a l'Equació 1.3.

Equació 1.3

$$\frac{T^2}{L^3} = K$$

On L és la distància del centre al cos que orbita.

1.2 Isaac Newton

1.2.1 Biografia

Sir Isaac Newton va néixer el 4 de gener de 1643, tretze anys més tard de la mort de Johannes Kepler, i morí el 31 de març de 1727. Newton va ser un físic, matemàtic i filòsof anglès. És sobretot conegut per ser l'autor del llibre *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica*, on apareixen alguns dels descobriments més importants de la mecànica clàssica. Al llibre es descriu la llei de la gravitació universal i les tres lleis del moviment o lleis de la inèrcia.

Newton postulà la idea que les lleis de la naturalesa governen tots els moviments de la Terra, revolucionant les antigues idees sobrenaturals. També és la mateixa naturalesa que manté els moviments dels objectes celestes com són, i la mateixa que els varia. Va ser molt important la seva demostració matemàtica de les lleis de Kepler dels moviments dels planetes basant-se en la seva llei de la gravitació universal. Aquesta va permetre ampliar les possibilitats de les òrbites, arribant a conèixer que no només podien tenir una forma

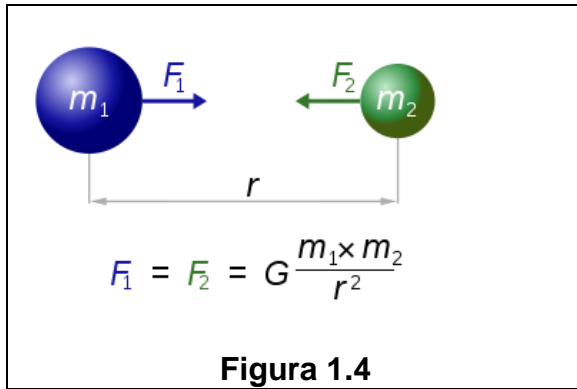
el·líptica, sinó que també podien ésser hiperbòliques o parabòliques, altres formes còniques.

Newton també va fer grans descobriments en altres camps, com en el camp de la mecànica, l'òptica o les matemàtiques, com el telescopi de la Figura 1.2. En mecànica, va enunciar els principis de la conservació de la quantitat de moviment i del moviment angular. En òptica, també va descobrir la teoria de la composició de la llum blanca mostrat a la Figura 1.3, trobant que la llum blanca es composava en els sis colors de l'espectre visible. Finalment, en el camp de les matemàtiques, va inventar, juntament amb Leibniz, el càlcul infinitesimal.

	
<p align="center">Figura 1.2</p> <p>Telescopi reflector Ritchey de 24 polzades. L'objectiu dels telescopis reflectors és un mirall còncau. Isaac Newton el va dissenyar amb la idea d'evitar les aberracions cromàtiques dels telescopis refractors.</p>	<p align="center">Figura 1.3</p> <p>Descomposició de la llum blanca. La llum blanca es dispersa al passar per un prisma en els sis colors de l'espectre visible: Vermell, Taronja, Groc, Verd, Blau i Violeta.</p>

1.2.2 Llei de la Gravitació Universal

Newton formulà la llei de la gravitació universal. Això permetrà explicar el per què dels moviments dels astres i de tots els cossos subjectes a un centre de gravetat. Aquesta llei diu que la força d'atracció entre dos cossos, amb masses m_1 i m_2 respectivament, és proporcional al producte de les masses m_1 i m_2 i inversament proporcional al quadrat de la distància que separa els dos cossos.



A la Figura 1.4, F és el mòdul de la força de la gravetat, G es la constant gravitacional, m_1 i m_2 són les masses dels dos objectes que originen la força, i r és la distància entre els dos centres de gravetat.

La constant gravitacional no s'ha de confondre amb el valor de g , que és

l'acceleració causada per la gravetat a la superfície de la Terra a nivell del mar i que té un valor de 9.80665 m/s^2 . La constant gravitacional, denotada G , té un valor en el Sistema Internacional d'Unitats de:

$$6.67 \times 10^{-11} \frac{\text{m}^3}{\text{kg} \cdot \text{s}^2}$$

Així doncs, dues masses d'un kilogram cada una separades a una distància d'un metre s'atreuen entre elles amb una força de $6,67 \times 10^{-11}$ newtons, aproximadament.

1.2.3 Tres lleis del moviment

Les lleis del moviment de Newton, també conegudes com les lleis d'inèrcia de Newton, són les lleis que Isaac Newton va formular amb l'objectiu de descriure les causes del moviment dels cossos i les formes d'aquests moviments. Aquestes lleis seran la base de la mecànica clàssica. Newton va publicar les lleis l'any 1687. Va combinar aquestes amb la llei de la gravitació universal amb la intenció de mostrar matemàticament les que aleshores eren només empíriques lleis de Kepler, sobre els moviments dels planetes.

- **1ª Llei. Principi de la inèrcia:**

Tot cos lliure, sobre el qual no actua cap força, manté el seu estat de moviment, ja sigui en repòs, o ja sigui en moviment rectilini uniforme.

El principi d'inèrcia sempre es compleix quan no hi actuen sobre el cos altres forces o quan les forces que hi actuen es contraresten entre elles, i per tant la suma total dels vectors de les diverses forces equival a zero. En aquests casos esmentats diem que el cos es troba en una situació d'equilibri.

- 2^a Llei. La llei fonamental de la dinàmica

Tot cos sobre el qual actua una força es mou de tal manera que la variació de la seva quantitat de moviment respecte el temps és igual a la força que produeix el moviment.

Equació 1.4

$$F = m \cdot a$$

- 3^a Llei. Llei d'acció i reacció

Sempre que un cos exerceix una força sobre un altre, aquest segon cos exerceix una força igual i de sentit contrari sobre el primer. Podria ser expressat de la forma següent:

Equació 1.5

$$F_{iq} = -F_{ji}$$

Aquesta força es troba situada sobre la línia que uneix els centres de massa dels dos cossos, per tant tenen la mateixa direcció. Tot i això, aquestes forces no són contrarestades doncs actuen sobre cossos diferents. Un exemple d'aplicació d'aquesta força a la Figura 1.5.



Figura 1.5

Els transbordadors espacials fan servir la llei d'acció i reacció per posar-se en òrbita. En aquests hi ha un motor o una cambra on es crema un combustible. Els gasos produïts en la combustió són expulsats cap enfora amb una força igual a la que fan els gasos cap al coet.

1.3 Formulació de Newton de la III Llei de Kepler

Com hem dit abans, Newton va tenir un paper important en la interpretació i complementació de les lleis formulades per Kepler un segle anterior a la seva vida. Les lleis de Kepler no varen ser presentades de forma explícita i aquestes no van quedar de forma concisa. Aquestes reposaven en diversos llibres amb grans quantitats de dades i informacions. Algunes d'aquestes obres van ser

Astronomia Nova i *De Fundamentis Astrologiae Certioribus* (Quant als fonaments veritables de l'astrologia).

Isaac Newton va ser l'encarregat d'analitzar i treure les lleis dels seus escrits i de relacionar-les amb els seus propis descobriments, al tercer volum del seu llibre més famós ja comentat abans. Va aconseguir dotar de sentit pròpiament físic a les deduccions de Kepler.

Equació 1.6

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{G \cdot M}}$$

on:

- **T** és el període orbital
- **a** és el semieix major de l'el·lipse (element orbital detallat més endavant)
- **G** és la constant gravitatòria universal
- **M** és la massa del cos central.

Newton va descobrir la llei de la gravitació universal i va poder desenvolupar, a partir d'aquesta, la 3a llei de Kepler a la seva manera, i per tant, actualitzada.

2 Òrbites

És el moment d'entrar en l'estudi de les òrbites. És una òrbita la que el nostre planeta segueix al voltant del Sol, la Lluna al voltant del nostre planeta o qualsevol dels més de 8300 satèl·lits que ens envolten dia a dia (segons últimes dades al primer de Març del 2011).

2.1 Definició

Podríem definir el concepte d'òrbita com el camí recorregut per un objecte a l'espai quan recorre l'espai al voltant d'un altre objecte. El moviment per seguir l'òrbita està provocat per la força centrípeta del cos al girar seguint trajectòries no rectilínies. Aquest objecte, a més a més, no s'allunya del recorregut de l'òrbita a causa de la força d'atracció del cos amb més massa o cos *orbitat*. Vegem un gràfic de l'energia potencial a la Figura 2.1. En les ciències de l'espai en concret, s'entenen les òrbites en un sentit més específic, doncs els cossos són substituïts per astres, cossos celestes o d'altres objectes a l'espai, aquests moguts sota la influència de la gravetat, segons la llei de la gravitació universal.

A l'orbital, els cossos segueixen la forma de les corbes còniques, a la Figura 2.2, Figura 2.3 i Figura 2.4.

Equació 2.1

$$\vec{F} = -G \frac{m_1 m_2}{r^2} \vec{u}$$

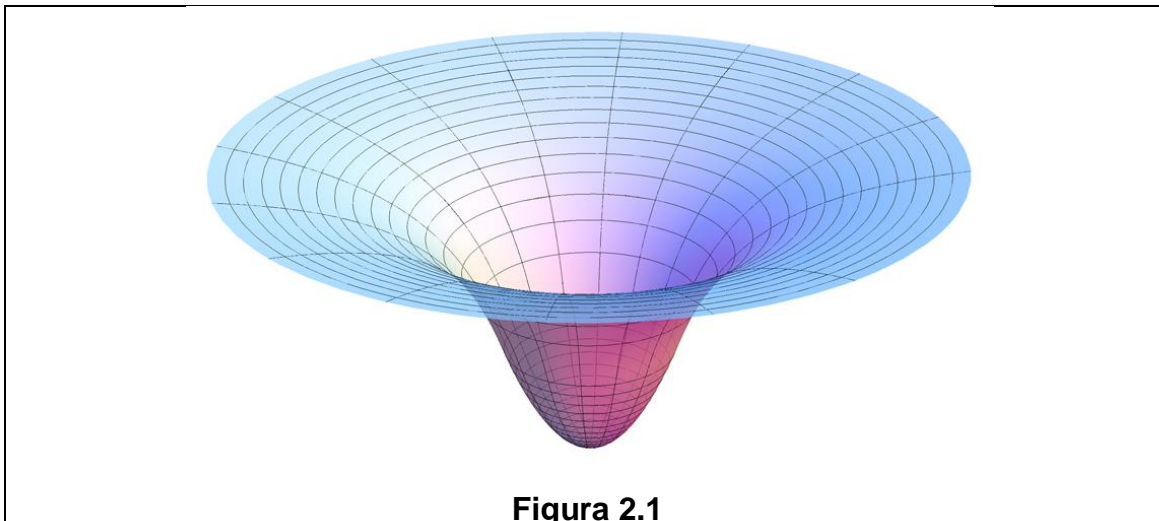
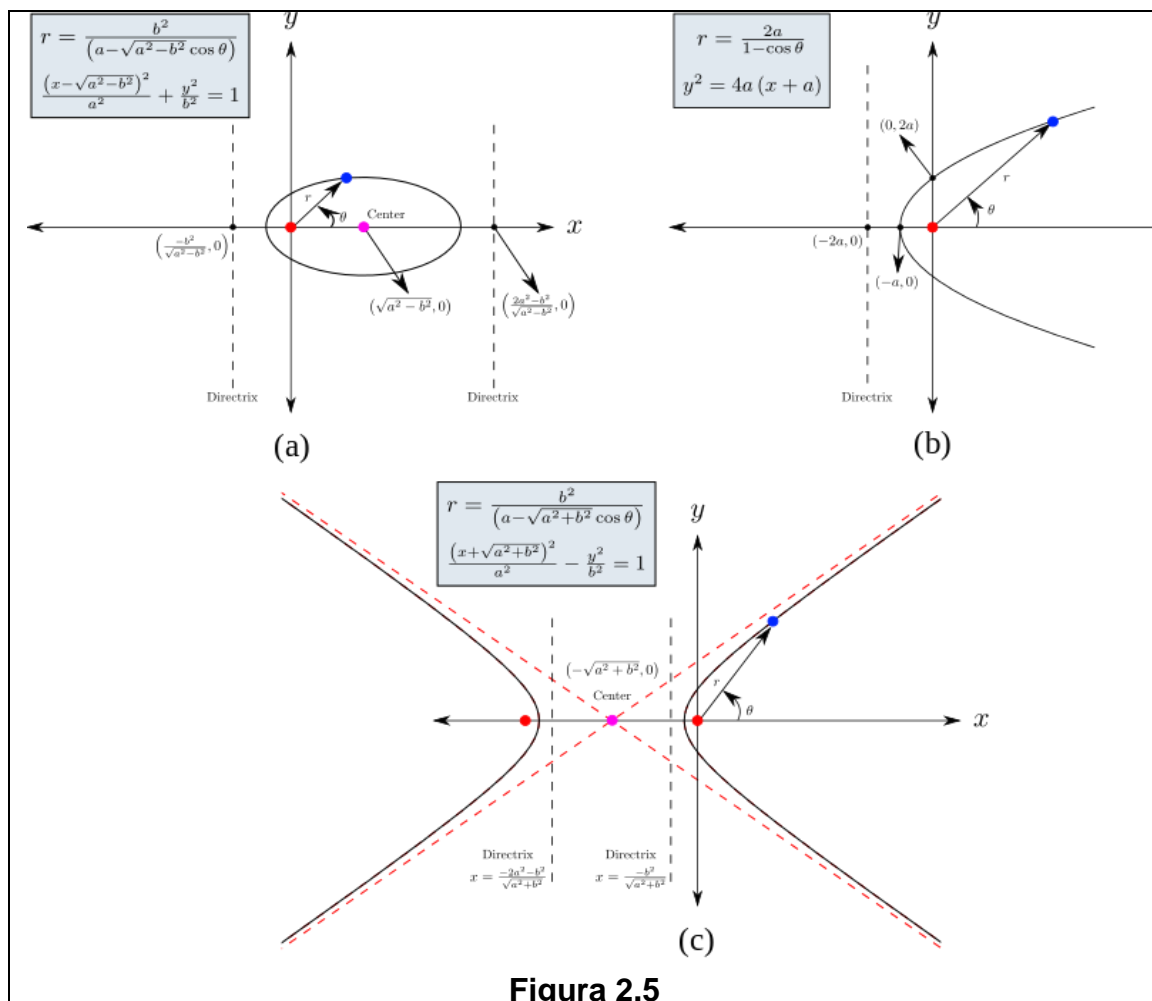


Figura 2.1

Gràfic 3D del potencial gravitatori al voltant d'un cos uniforme. Un cos que es situï en una de les circumferències que es descriuen podria girar indefinidament ja que l'energia potencial és la mateixa, i per tant no es fa treball.

<p>Figura 2.2</p>	<p>Figura 2.3</p>	<p>Figura 2.4</p>
<p>El·lipse. Lloc geomètric format a partir de la intersecció d'un pla oblic a l'eix del con i sense que aquest sigui paral·lel a cap de les generatrius del con.</p>	<p>Paràbola. Lloc geomètric format a partir de la intersecció d'un pla paral·lel a la generatriu del con, que és la <i>hipotenusa</i> del triangle que el forma.</p>	<p>Hipèrbola. Lloc geomètric format a partir de la intersecció d'un pla paral·lel a l'eix del con en qualsevol de les posicions.</p>



Representació de les seccions còniques i les seves equacions. Per a òrbites circulars, en què els dos focus s'uneixin fins a formar un sol punt que coincidirà amb el centre, el semieix major serà equivalent al radi d'aquesta nova circumferència descrita per l'òrbita.

2.2 El·lipses

Qualsevol dels punts de l'el·lipse té una distància constant amb els dos focus d'aquesta, detallats amb la lletra *f* a la Figura 2.2. Això determina l'excentricitat de l'el·lipse. Una el·lipse és el lloc geomètric dels punts del pla per als quals és constant la suma de les distàncies a dos punts interiors fixos denominats **focus**, que regeixen l'excentricitat de l'el·lipse:

L'equació d'una el·lipse centrada en el punt (0,0) és:

Equació 2.2

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1$$

on a és la semi distància de l'eix d'abscisses de l'el·lipse, mentre que b és la semi distància sobre l'eix d'ordenades.

L'àrea d'aquesta el·lipse és:

$$A = \pi * a * b$$

Si $a=b$, l'el·lipse és un cercle, i llavors la seva àrea és simplement $\pi \cdot a^2$.

L'excentricitat de l'el·lipse (ε), es defineix com:

$$\varepsilon = \frac{c}{a}$$

On:

$$c^2 = a^2 - b^2$$

L'el·lipse és la corba cònica tancada que s'obté en la intersecció d'una superfície cònica amb un pla oblic a l'eix del con.

L'el·lipse també pot estar representada en coordenades polars (Veure 91), a partir de l'Equació 2.2, com:

Equació 2.3

$$r = \frac{p}{1 + \varepsilon \cos \theta}$$

On les (r, θ) són les coordenades polars des del focus de l'el·lipse, p és la secció cònica i ε l'excentricitat, que definirem més endavant. Si la ε val 0 l'el·lipse no té excentricitat i és un cercle.

Al periheli, on la distància és mínima:

$$r_{min} = \frac{p}{1 + \varepsilon}$$

A l'afeli, la distància és màxima:

$$r_{max} = \frac{p}{1 - \varepsilon}$$

L'excentricitat és també el coeficient de variació entre r_{min} i r_{max} .

2.3 Òrbites planetàries

Primer de tot, cal dir que el fet que les òrbites presentin una corba o una altra dependrà de l'energia orbital específica del cos que es troba en òrbita. Aquesta energia serà la suma de totes les energies presents en el cos en cada moment, és a dir, l'energia mecànica per unitat de massa. Les energies que formaran l'energia mecànica seran la cinètica i la potencial, i l'energia orbital total anirà determinada per la següent expressió.

Equació 2.4

$$K = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r}$$

- K és l'energia orbital (la que hem anomenat anteriorment i que defineix el tipus de corba cònica que seguirà l'òrbita)
- V és la velocitat del cos en òrbita (expressada en mòdul)
- μ és la constant gravitacional del cos massiu, és a dir el cos al voltant del qual s'està orbitant. És igual al producte de la constant de la gravitació universal (G), que ja hem definit anteriorment i que cal diferenciar (com ja hem dit) de l'acceleració degut a la força de la gravetat amb la massa d'aquest cos (M), és a dir:
- i finalment r és la distància entre els dos cossos (el que orbita i el cos massiu)

La forma de l'òrbita està determinada per l'energia orbital. Si l'energia orbital és negativa ($K < 0$) l'òrbita serà el·líptica, si és nul·la ($K = 0$) l'òrbita serà parabòlica i si és positiva ($K > 0$) l'òrbita serà hiperbòlica. En el Sistema Solar, però, la majoria dels cossos que orbiten segueixen òrbites el·líptiques. Són pocs els cossos que segueixen òrbites hiperbòliques i sovint són o bé cometes o bé sondes artificials.

3 Paràmetres d'una òrbita

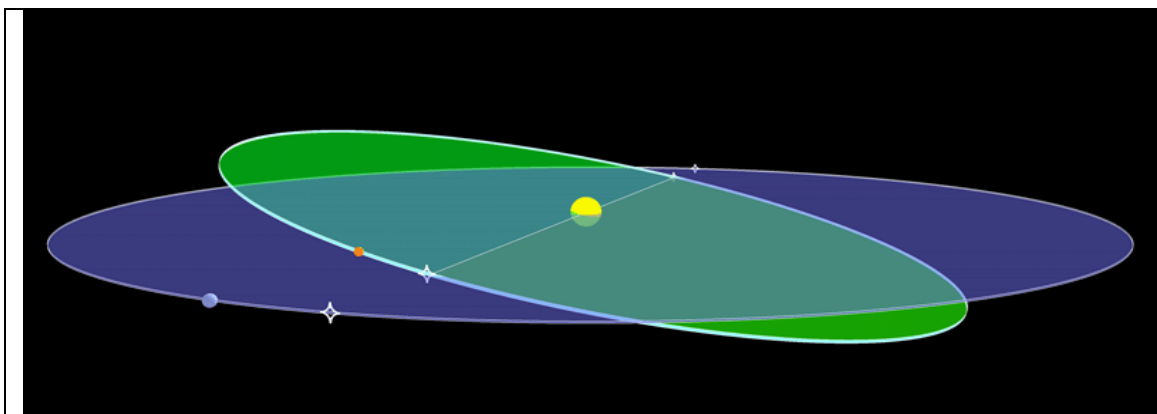
Cal conèixer amb exactitud quina és la trajectòria de qualsevol òrbita concreta que volem estudiar. Així doncs, hi ha d'haver alguna manera per definir una òrbita en totalitat. Això es farà a partir dels paràmetres orbitals, que s'hauran de conèixer per determinar una trajectòria de forma específica i precisa.

Aquests paràmetres s'anomenen elements orbitals, i mitjançant un conjunt de sis valors es pot definir l'òrbita d'un cos de forma unívoca. D'aquests elements n'hi ha que defineixen la forma de l'òrbita i d'altres defineixen la posició de l'òrbita en l'espai.

Forma de l'òrbita	Orientació
<ul style="list-style-type: none"> • Excentricitat (e) • Semieix major (a) 	<ul style="list-style-type: none"> • Inclinació • Longitud del node ascendent • Argument del periheli

3.1 Longitud del node ascendent

Per parlar del primer elements orbital que estudiarem, cal entendre què són els nodes i com els diferenciem. Un node orbital és un dels dos punts on una òrbita inclinada, i per tant diferent al pla de referència, creua aquest mateix pla. Hi ha diversos plans que podem usar de referència, però per a satèl·lits aquest pla correspondrà al pla de l'equador del cos que orbiten. Les òrbites amb inclinació igual a zero, com que no hi ha punt de creuament, no tenen nodes. Com podem suposar, hi ha dos nodes o punts de tall entre l'òrbita i el pla de referència, i els diferenciem entre node ascendent i node descendent.

**Figura 3.1**

Nodes orbitals. Marcats amb una creu. Cal tenir en compte que en aquest cas el pla de referència és l'òrbita de la Terra al voltant del Sol

En la Figura 3.1 els dos nodes són els punts extrems de la línia que travessa el Sol (línia de nodes), ja que són els dos punts que tallen l'òrbita de l'astre que està orbitant el Sol amb l'òrbita de la Terra (també anomenada eclíptica). La inclinació, que després explicarem, serà la que hi ha (en graus), entre els dos plans representats per les dues òrbites (el verd i el blau).

Tota òrbita té dos nodes respecte a un pla qualsevol:

- El **node ascendent** (símbol Ω) és el punt on l'objecte creua el pla de referència movent-se cap al nord des de l'hemisferi sud celeste.
- El **node descendent** (símbol ω) és el punt on l'objecte creua el pla de referència movent-se cap al sud des de l'hemisferi nord celeste.

Així doncs, els nodes dependran del sentit de gir del cos orbitant. Segons aquest sentit també diferenciarem entre òrbita directa o retrògrada. Per a un objecte que orbita el Sol, La longitud del node ascendent és l'angle que va des del punt vernal fins al node ascendent de l'objecte, amb vèrtex en el Sol, mesurat en el pla de referència determinat i en sentit directe. Ho podem veure a la Figura 3.2.

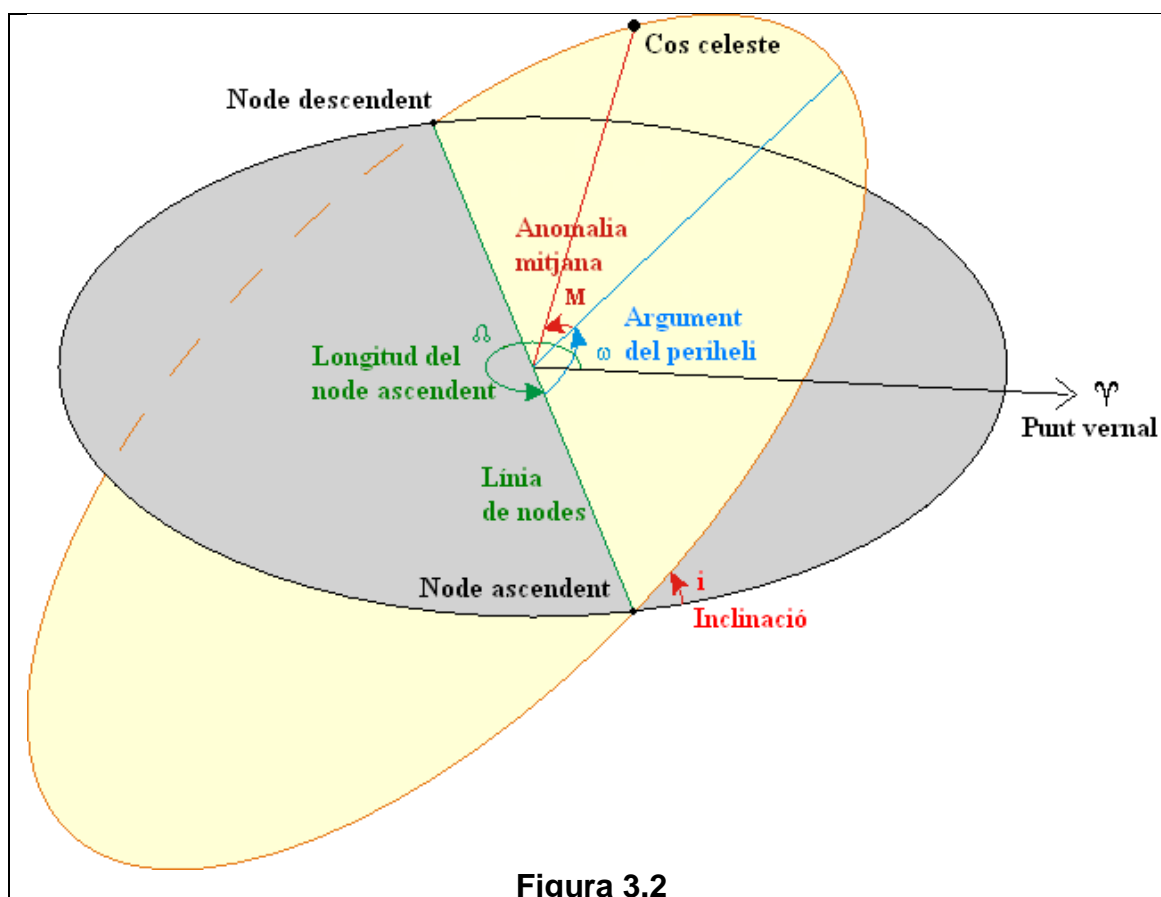


Figura 3.2

Longitud del node ascendent en verd. La longitud del node ascendent és l'angle que va des del punt vernal, que és fix, fins al node ascendent de l'òrbita.

El punt vernal, també anomenat punt d'Àries, és un punt de l'esfera celeste que queda fixat per la intersecció de l'eclíptica amb l'equador celeste. L'esfera celeste és una esfera de radi imaginari, concèntrica amb l'esfera terrestre, que permet representar la posició dels diversos estels i astres de l'univers respecte la nostra Terra. L'equador celeste, doncs, és la projecció de la circumferència formada per l'equador del nostre planeta cap a l'exterior, que permet localitzar els altres elements a l'espai segons un punt de referència determinat. Finalment, i per entendre com trobem el Punt d'Àries, cal recordar que l'eclíptica és el pla de l'òrbita de la Terra. Per tant, és fàcil definir l'eclíptica i després l'equador celeste mitjançant l'equador de la Terra. D'aquests dos plans podrem trobar el punt Vernal.

El més important és entendre que la longitud del node ascendent augmentarà quan l'òrbita del satèl·lit giri sobre l'eix del cos central. Per aquest motiu la longitud del node ascendent no canvia la forma de l'òrbita sinó la situa d'una altra manera a l'espai.

3.2 Inclinió de l'òrbita

La inclinió de l'òrbita és un altre paràmetre important a detallar per a determinar la posició d'un satèl·lit. En el Sistema Solar, la inclinió de l'òrbita d'un planeta es defineix com l'angle entre el pla de l'òrbita del planeta i l'eclíptica, que és el pla de l'òrbita de la Terra. En el sistema de referència primer, doncs, la inclinió de la Terra és de 0 graus, ja que l'òrbita de la Terra coincideix amb el pla de l'òrbita d'aquesta. La inclinió, com a un dels sis paràmetres orbitals, es mesura en graus, i generalment s'expressa amb la lletra "i".

Per a satèl·lits artificials, que és el que ens importa més a nosaltres, la inclinió es mesura respecte un altre sistema de referència. Aquesta es mesura respecte el pla equatorial de la Terra, que és l'extensió del pla definit a partir de la circumferència corresponent a l'equador. Aquest pla és perpendicular a l'eix rotatiu de la Terra. Per aquest motiu una òrbita geostacionària té inclinió zero (es troba a l'equador). Les òrbites polars, per altra banda, tenen inclinió de 90 graus, ja que passen pels pols

- una inclinió de 90 graus indica una òrbita polar, en la qual el satèl·lit passa sobre els pols nord i sud del planeta.
- una inclinió de 180 graus indica una òrbita retrògrada. Una òrbita retrògrada és aquella que té un sentit oposat al de rotació del planeta, tal com podem veure si anem inclinant una òrbita fins als 180 graus.
- una inclinió de 0 graus indica que el satèl·lit orbita el planeta en el seu pla equatorial, i en el mateix sentit que la rotació del planeta.

3.3 Argument del periastre

El tercer element orbital del qual parlarem per definir l'òrbita és l'argument del periàpside, o argument del periastre. Es tracta d'un angle i per tant es mesura en graus.

És l'angle que va des del node ascendent, que ja hem explicat abans, fins al periàpside. El periàpside és el punt més proper al centre de masses que s'orbita. En el cas d'una el·lipse, doncs, és l'extrem de l'eix major que està més

a prop del cos orbitat localitzat en un dels dos focus. En tota el·lipse serà aquest el punt més proper a l'objecte orbitat o centre de masses, ja que aquest estarà localitzat a un dels focus de l'el·lipse que forma el sistema.

El punt de l'òrbita en què l'objecte estigui més allunyat del cos orbitat s'anomena apoàpside o apoapsi. Ho podem apreciar a la Figura 3.3. Aquest serà oposat en línia recta al periàpside i es localitzarà a l'altre extrem de l'eix major de l'el·lipse, com podem suposar. Així doncs, la línia que uneix els dos àpsides de l'el·lipse (periàpside i apoàpside), formaran l'eix major d'aquest.

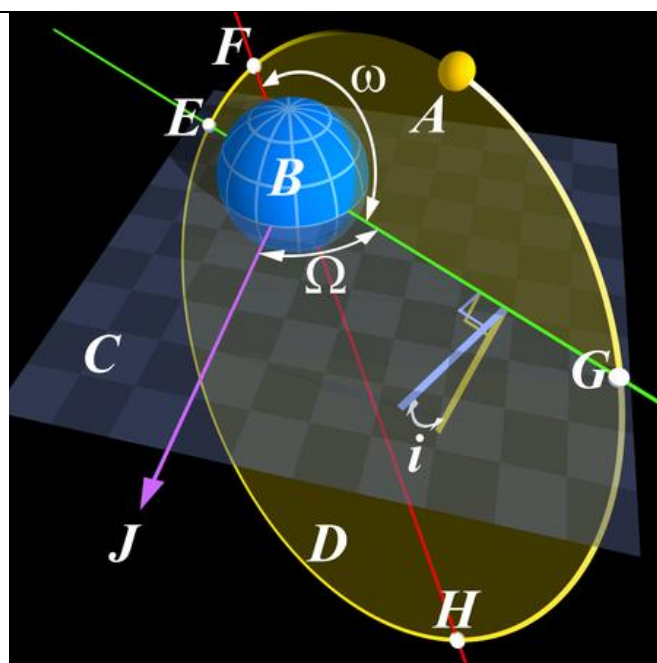


Figura 3.3

En la imatge anterior els punts F i H són els dos àpsides de l'òrbita, que estan constituïts pels dos extrems de l'eix major de l'el·lipse que forma l'òrbita. Aquesta òrbita és la que segueix el cos de color groc al voltant del cos de color blau. De color verd s'ha representat la línia de nodes que és on s'encreuen els dos plans que defineixen la inclinació de l'òrbita (lletra i) i el seu argument del periastre (símbol ω).

L'argument del periastre, doncs, ens indica la rotació de l'òrbita el·líptica damunt del pla que defineix. Com podem suposar, en òrbites circulars l'argument del periastre està indefinit o és 0. Això és degut a que una circumferència no té periàpside, ja que tots els punts d'aquesta estan a igual distància del centre de masses que orbiten. En el cas d'òrbites equatorials,

encara que siguin el·líptiques, també estarà indefinit, ja que no tenen nodes, doncs no hi ha dos punts de tall definits entre l'òrbita i el pla que representa l'equador ja que són infinits.

3.3.1.1 Paràmetre gravitacional estàndard

És el producte de la constant de la gravitació universal per la massa del cos central. Per a òrbites circulars, i tenint en compte que el cos que orbita és considerablement més petit que el central, tenim:

$$m \ll M$$

Equació 3.1

$$\mu = rv^2 = r^3\omega^2 = 4\pi^2r^3/T^2$$

3.4 Semieix major

El semieix major és utilitzat per descriure la grandària o les dimensions de les el·lipses, no la seva posició a l'espai com són les dues característiques explicades anteriorment. Es tracta, com hem vist abans en la teoria d'el·lipses (fonamental per entendre la representació d'òrbites a l'espai), de la meitat de l'eix major de l'el·lipse.

Es pot calcular el semieix a partir de:

Equació 3.2

$$a = \frac{-\mu}{2E}$$

On la E és l'energia del cos que orbita.

El semieix major és el valor mitjà de les distància més llargues i les més petites des de qualsevol punt al focus. En coordenades polars.

Equació 3.3

$$r(1 + e \cos \theta) = l$$

Cal notar que per totes les el·lipses amb el mateix semieix major, el període orbital és el mateix, sense tenir en compte l'excentricitat d'aquesta, que definirem a continuació.

3.5 Excentricitat

Seguidament parlarem sobre l'excentricitat. En matemàtiques, l'excentricitat és un paràmetre associat a les seccions còniques (el·lipses, hipèrboles, paràboles). El podríem entendre pel grau en què una figura es desvia de la circumferència.

- L'excentricitat d'una circumferència és zero,
- L'excentricitat d'una el·lipse és superior a zero i inferior a 1,
- L'excentricitat d'una paràbola és igual a 1,
- L'excentricitat d'una hipèrbola és superior a 1,
- L'excentricitat d'una recta és igual a infinit.

Un cop sabem això, anem a mostrar el càlcul d'aquesta magnitud i la justificació gràfica quan l'òrbita és una el·lipse, doncs és el cas de la majoria de les òrbites. En qualsevol el·lipse, on la longitud del semieix major és a i el semieix menor és b , l'excentricitat ens és donada per:

Equació 3.4

$$\varepsilon = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}}$$

L'excentricitat és el quocient de distàncies entre els focus (F_1 i F_2) i l'eix major. Per aquest motiu, també és pot expressar amb la fórmula següent:

$$\frac{\langle F_1 F_2 \rangle}{AB}$$

3.6 Anomalia mitjana

L'anomalia mitjana (símbol M) és un dels elements orbitals. S'utilitza per a especificar la posició d'un cos celeste en la seva òrbita. Es podria definir com la fracció del període orbital (volta completa a l'òrbita) que ha transcorregut des de l'últim pas de l'objecte pel periàpside, expressat com un angle. En el cas d'òrbites circulars, doncs, podem agafar com a punt inicial qualsevol punt del cercle doncs no hi ha periàpside i serà a partir d'aquell punt que calcularem

l'anomalia mitjana del cos en un moment determinat. En mecànica celeste i astrodinàmica, l'anomalia mitjana M es pot calcular de la forma següent:

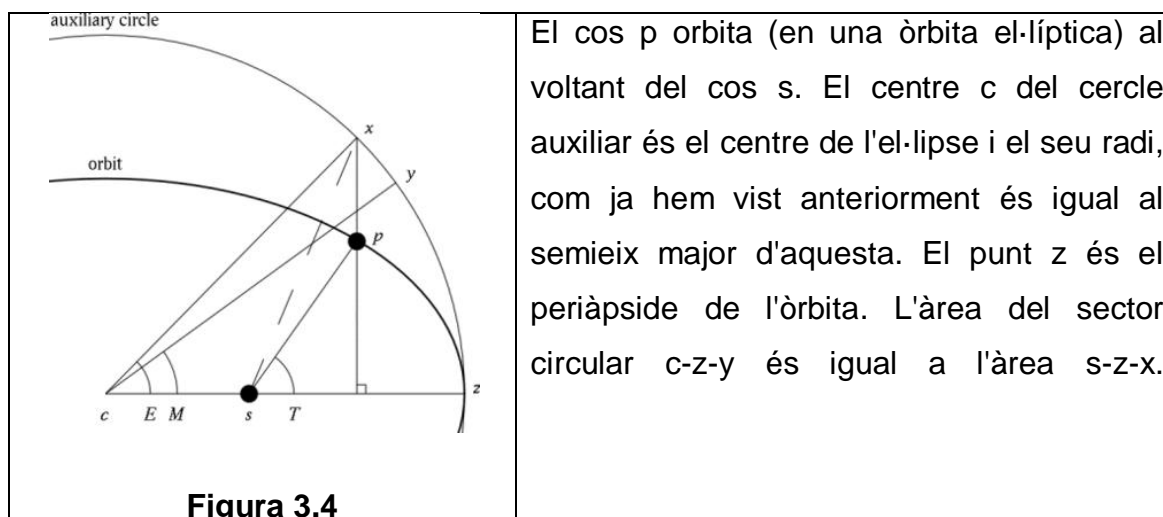
Equació 3.5

$$M - M_0 = n(t - t_0)$$

on:

- M_0 és l'anomalia mitjana al temps t_0 ,
- t_0 és el temps inicial
- t és el temps que ens interessa
- n és el moviment mitjà.

Normalment s'agafa el temps inicial com a 0 i es simplifiquen els càlculs.



A la Figura 4.6, l'angle E és l'anomalia excèntrica i l'angle S és l'anomalia veritable, paràmetres que a vegades també s'usen en comptes de l'anomalia mitjana. L'anomalia mitjana incrementa uniformement des de 0 fins a 2π radians durant cada òrbita. De la fórmula anterior podem determinar:

$$M = nt = \sqrt{\frac{G(M)}{a^3}} t$$

La posició del cos que orbita a l'òrbita es pot relacionar amb els càlculs corresponents amb els paràmetres orbitals, així com la seva velocitat.

$$(x_1, x_2, x_3, v_1, v_2, v_3) \leftrightarrow (a, e, i, \Omega, \omega, T)$$

És important concloure dient que els elements orbitals es poden relacionar amb els paràmetres de posició i velocitat a l'espai en tres dimensions amb expressions corresponents. D'aquesta manera, es necessiten 6 elements orbitals per a trobar 6 paràmetres de posició i velocitat com es mostra més amunt.

4 La Terra

Ja hem vist que hi poden haver òrbites de molts tipus diferents, i el cos central pot variar, però pel nostre treball veurem algunes característiques de la Terra com a cos central.

4.1 Òrbita de la Terra

La Terra realitza els següents moviments de forma simultània, és a dir, tots alhora i de forma mecànica:

- **Translació** sobre la seva òrbita al voltant del Sol. Aquest moviment assoleix una volta completa al voltant de l'estrella cada 365 dies, aproximadament. Cada quatre anys l'any dura 366 degut a la duració del procés, que dura una mica més de 365 dies cada any. Tot i això, nosaltres tindrem en compte que la Terra tarda 365 dies a fer una volta al Sol per a fer els nostres càlculs. La Terra gira al voltant del Sol en una òrbita el·líptica que fa variar la direcció per la qual el Sol incideix en la Terra (creant les estacions).
- **Rotació** sobre el seu propi eix. Aquest moviment determina el dia i la nit i al cap de 24 hores ha fet una volta completa sobre el seu eix. Cal tenir en compte que el satèl·lit no girarà juntament amb la Terra durant aquesta rotació, i per tant afectarà a les zones visibles del satèl·lit a mesura que orbiti la Terra. Així doncs, el satèl·lit a l'orbitar al voltant de la Terra no rotarà com la Terra, i per tant les zones que vegi al llarg del temps aniran determinades per aquesta rotació.

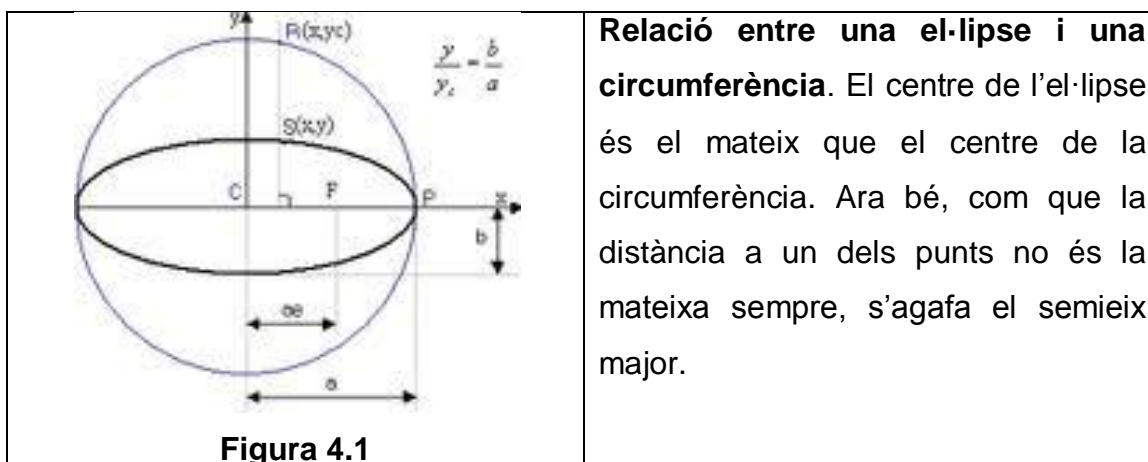
4.2 Forma

4.2.1 Radi

El nostre planeta no és una esfera perfecta. Així doncs, caldrà tenir en compte que el radi polar no és el mateix que el radi equatorial.

- **Radi polar.** 6356,8 kilòmetres.
- **Radi equatorial.** 6378,1 kilòmetres.
- **Radi mitjà.** 6371,0 kilòmetres.

El radi de la Terra és important ja que el semieix major de l'òrbita del nostre satèl·lit serà la suma del radi de la Terra i la distància entre la superfície del centre de masses i aquest. L'altura d'aquest sempre està determinada des de la superfície però el semieix major va des del centre del cos orbitat. En el cas que sigui una circumferència, el semieix major passarà a ser el radi de l'òrbita, que es mantindrà constant.



4.2.2 Aplatament

L'aplatament és una característica dels planetes que cal tenir en compte. Per entendre millor el fenomen, cal començar sabent que la Terra no és una esfera, doncs no es genera fent girar un semicercle al voltant del seu diàmetre. Això ho podem saber ja que si mirem la Terra des de l'espai no veiem un cercle, sinó que veiem una el·lipse molt proper a un cercle, però no un cercle perfecte. Podem mesurar el grau en què un planeta s'apropa a la perfecció d'una esfera amb la magnitud que entenem per aplatament.

També podem entendre aquesta magnitud com l'aixafament del pol geogràfic en direcció a l'equador, ja que sempre els planetes estan aixafats per les dues

zones del pol de forma simètrica, formant un esferoide oblat. Un esferoide és un el·lipsoide (cos de revolució de l'el·lipse), perfectament simètric en els seus dos pols.

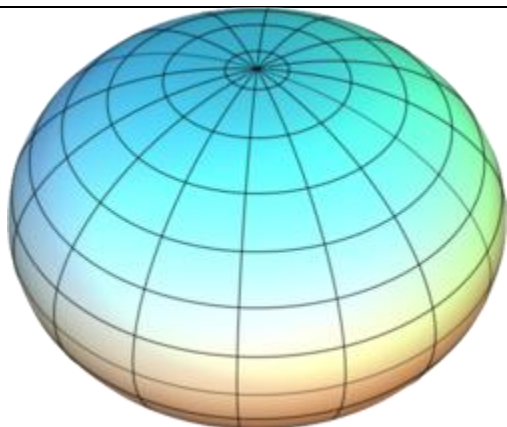


Figura 4.2

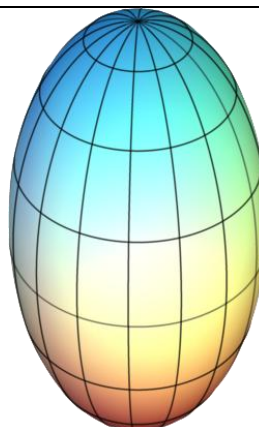


Figura 4.3

Esferoide oblat, a l'esquerre, i **esferoide prolat**, a la dreta. Un esferoide oblat és aquell que té l'eix dels pols més curt que el diàmetre equatorial. En els esferoides prolats passa justament el contrari. Els planetes, com la Terra, són esferoides oblats doncs tenen els pols lleugerament "aixafats", degut principalment a la **gravetat** i a la **força centrífuga** de la rotació del planeta.

A la Terra, el valor de l'aplatament és de 0,0033528. L'aplatament f és el versinus de l'excentricitat angular de l'esferoide, a l'Equació 4.1, igual a la diferència relativa entre el seu radi equatorial i el seu radi polar.

Equació 4.1

$$f = \operatorname{ver} \alpha = 2 \sin^2 \left(\frac{\alpha}{2} \right) = 1 - \cos \alpha = \frac{a - b}{a}$$

La superfície d'un esferoide oblat és la següent:

Equació 4.2

$$S_{oblat} = 2\pi a^2 \left(1 + \frac{1 - e^2}{e} \tanh^{-1} e \right)$$

I el volum :

Equació 4.3

$$V_{oblat} = \frac{4}{3} \pi a^2 b$$

5 Satèl·lits artificials

Durant aquestes primeres pàgines del treball ens hem introduït en l'estudi de les òrbites i els seus elements més importants. Podem començar a parlar del satèl·lits artificials, com a cossos que utilitzen les propietats de les òrbites. Dins el context del vol espacial, un satèl·lit és un objecte artificial creat per restar dins una òrbita, i dur a terme una funció.

El primer satèl·lit artificial del món va ser l'Sputnik 1, a la Figura 5.1, llançat per la Unió Soviètica el 1957. Des d'aleshores milers de satèl·lits han estat llançats a l'espai. Algunes sondes espacials han estat llançades cap a òrbites d'altres cossos centrals, com la Lluna, Mercuri, Venus, Mart, Júpiter, Saturn o el Sol.

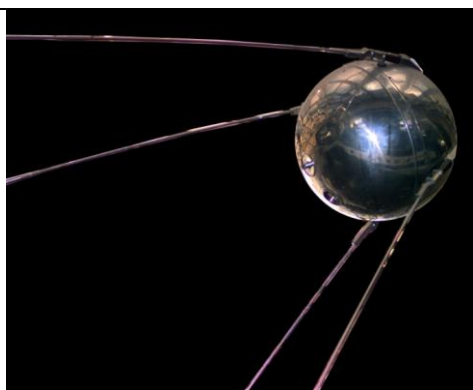



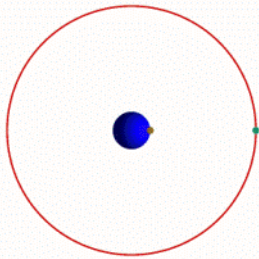

Figura 5.1

Sputnik 1. Amb una massa d'uns 84 kg, es va convertir en el primer satèl·lit artificial de la història de la humanitat.

Els satèl·lits són usats per propòsits molt diversos. Alguns d'ells són l'observació, la comunicació, la navegació (GPS), els satèl·lits meteorològics, satèl·lits de recerca... Les estacions espacials es consideren també satèl·lits, tot i que majoritàriament entenem per satèl·lits els instruments no tripulats que orbiten algun cos central.

Els satèl·lits, doncs, no són més que instruments desenvolupats per l'home que tenen una situació un tant privilegiada, *l'espai*. Aquesta localització permet a aquests instruments dur a terme missions que serien difícils o impossibles en terra ferma, d'una manera molt més eficaç. Aquestes raons que el fan tant important pel sol fet de trobar-se a l'espai varien molt segons la funció del satèl·lit o la seva naturalesa, però sovint distingim tres avantatges principals:

- **L'alçada a què es pot trobar un satèl·lit.** Com més alt estigui un instrument, més abast tindrà a la superfície del planeta. Tal com les antenes de comunicació es situen en llocs elevats perquè arribin a més població, els satèl·lits poden aprofitar la seva alçada per tenir un abast molt més gran que qualsevol dels mètodes tradicionals.
- **El desplaçament del satèl·lit al llarg de la seva òrbita.** El fet que els satèl·lits es desplacin periòdicament al llarg de la seva òrbita sense cap tipus de consum de combustible permet aprofitar aquest moviment per abastar grans extensions de terreny en poques hores.
- **Les característiques del medi espacial.** Moltes de les característiques de l'espai són difícils o no es poden reproduir de cap manera a la Terra, per tant es converteixen en una font d'experimentació bàsica. Un exemple a la Figura 5.4.

		
<p align="center">Figura 5.2</p>	<p align="center">Figura 5.3</p>	<p align="center">Figura 5.4</p>
<p>Espanya des d'un satèl·lit. La imatge ha estat extreta del <i>MeteoSat</i>, un satèl·lit meteorològic de la ESA que proveeix imatges a Europa seguint una òrbita geostacionària per sobre de l'oceà Atlàntic.</p>	<p>Òrbita geostacionària. Des de la Terra, un satèl·lit que segueix una òrbita geostacionària sembla quiet, degut al seu període orbital, exactament igual al de la Terra.</p>	<p>Astronauta de la ISS. A la fotografia podem veure a l'astronauta canadenc Chris Hadfield, de la 34^a expedició de l'Estació Espacial Internacional en un dels seus experiments. A l'espai les condicions de gravetat nul·la permeten estudis i experiments molt interessants.</p>



5.1 Tipus de satèl·lits

- **Astronòmics.** Figura 5.10. Són dissenyats per observar galàxies distants, planetes i altres objectes espacials. Aquests, en forma de sondes espacials, aprofiten les òrbites per estudiar des d'una posició molt exclusiva alguns elements de l'univers. Aquests han de seguir un procés d'inserció orbital quan van destinats a orbitar un altre astre que no sigui la Terra, doncs sovint el llançament d'una òrbita a una altra provoca una velocitat major a la correcta per orbitar de forma estable i s'ha de recórrer a unes maniobres determinades per aconseguir la posició correcta.
- **Bio satèl·lits.** Porten organismes vius, generalment per a experiments científics.
- **Satèl·lits de comunicació.** Figura 5.8. Es situen en l'espai amb el propòsit de les telecomunicacions. Les comunicacions modernes fan servir òrbites geosíncrones, Molniya o LEO.
- **Mini satèl·lits.** Són satèl·lits amb baixes masses i mides petites. Les noves classificacions organitzen els satèl·lits de la següent manera segons la seva massa.
 - **Grans:** el pes del qual sigui major a 1000 kg
 - **Mitjans:** el pes del qual sigui entre 500 i 1000 kg
 - **Mini satèl·lits:** entre 100 i 500 kg
 - **Micro satèl·lits:** entre 10 i 100 kg
 - **Nano satèl·lits:** entre 1 i 10 kg
 - **Pico satèl·lits:** entre 0,1 i 1 kg
 - **Femto satèl·lits:** menor a 100 g
- **Satèl·lits de navegació.** Utilitzen senyals de radio per permetre als receptors mòbils del terra determinar la seva posició exacta.

El GPS pot funcionar correctament gràcies a una xarxa de 24 satèl·lits en òrbita per damunt del nostre planeta, que segueixen cada un d'ells una òrbita determinada que es sincronitza amb les altres per cobrir íntegrament la superfície de la Terra. Quan es vol determinar la posició de qualsevol subjecte s'han de localitzar com a mínim tres satèl·lits de la

xarxa, dels que rebrà unes senyals indicant el satèl·lit i l'hora del rellotge en cada un d'ells.

- **Satèl·lits de reconeixement.** Son satèl·lits d'observació terrestre o de comunicació amb un objectiu militar o d'intel·ligència. Se sap molt poc sobre aquests satèl·lits, ja que els governs que els operen els acostumen a mantenir en secret.
- **Satèl·lits meteorològics.** Capten informació sobre el clima de diverses zones de la Terra. Un satèl·lit meteorològic és un tipus de satèl·lit artificial que s'utilitza principalment per supervisar el temps atmosfèric i el clima de la Terra. Els satèl·lits moltes vegades poden veure moltes més coses de la Terra que s'aparten de l'objectiu inicial de la seva missió, com les llums, els focs, la contaminació... Hi ha satèl·lits que s'especialitzen en els fenòmens naturals que poden posar en perill les persones i les seves imatges són molt importants, tenim dos exemples a la Figura 5.5 i a la Figura 5.6.
- **Naus tripulades.** Són grans satèl·lits que poden contenir humans en el seu interior. Un exemple a la Figura 5.7.

	
<p>Figura 5.5</p>	<p>Figura 5.6</p>
<p>Imatge satèl·lit d'un foc a Colorado. Imatge de la NASA del Parc Natural Roosevelt.</p>	<p>Huracà Katrina. Un fenomen natural que posà en perill la població al continent americà.</p>

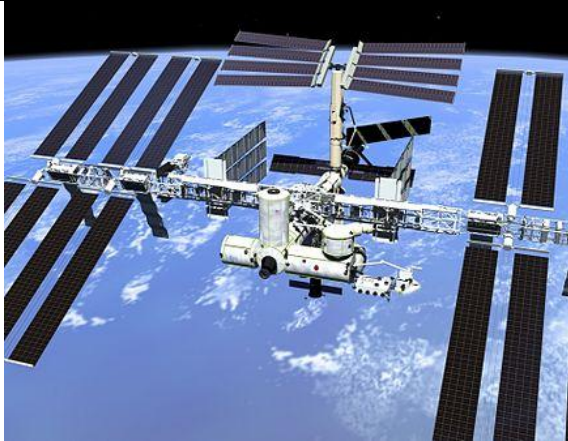


Figura 5.7

ISS des de l'espai. L'estació espacial internacional conté una tripulació de 6 persones que és renovada cada sis mesos, amb l'objectiu de protegir la salut dels astronautes, que es degrada a l'espai.



Figura 5.8

MILSTAR. Un satèl·lit de comunicació, que forma part d'una constel·lació de satèl·lits de l'USAF.

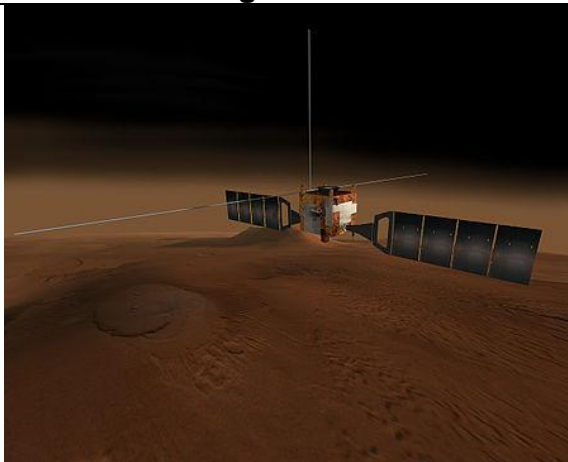


Figura 5.9

L'Agència Espacial Europea (ESA) té una sonda astronòmica orbitant actualment a Mart, i s'anomena Mars Express.

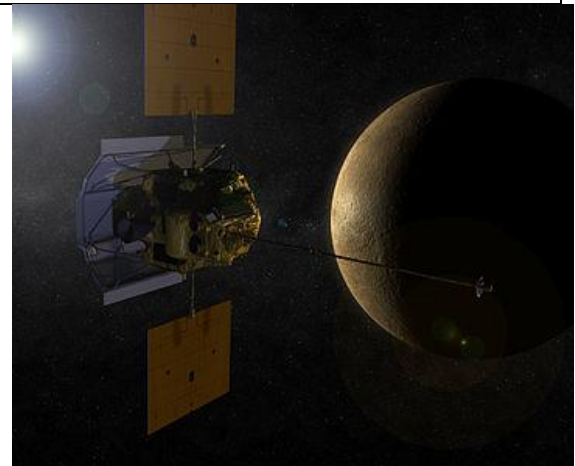




Figura 5.10


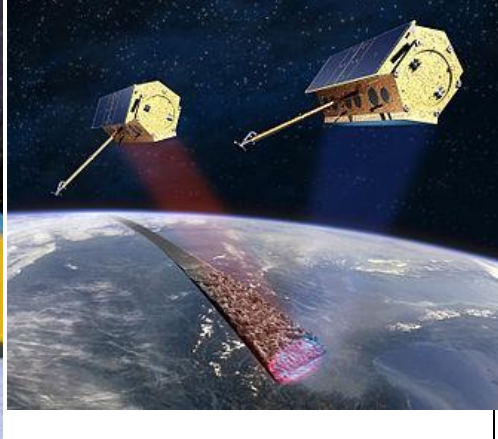
La sonda espacial **MESSENGER** és un projecte de la NASA per investigar el planeta Mercuri.

5.2 Satèl·lits d'observació terrestre

Els satèl·lits d'observació terrestre són dissenyats per observar la Terra des d'una òrbita. Alguns d'aquests satèl·lits poden detectar canvis en la vegetació de la Terra, l'estat del mar, el color de l'oceà o les zones nevades. Hi ha dos tipus d'òrbites per als satèl·lits d'observació terrestre: òrbites geosíncrones o òrbites LEO (Low Earth Orbit). Exemples de satèl·lits d'observació terrestre de la Figura 5.11 a la Figura 5.14.

Hi ha satèl·lits meteorològics d'òrbita geosíncrona, i tenen l'avantatge de localitzar-se en tot moment en el mateix lloc damunt de la Terra. A nosaltres ens interessa més aprendre sobre l'altre tipus de satèl·lits meteorològics, els LEO. Els LEOs varien en un rang de típicament 200-1200 km sobre la superfície terrestre, el que significa que tenen períodes compresos entre 90 minuts i 5 hores i per tant són excel·lents candidats per realitzar exploracions exhaustives de la superfície terrestre.

 <p style="text-align: center;">Figura 5.11</p>	 <p style="text-align: center;">Figura 5.12</p>
<p>TRMM (Tropical Rainfall Measuring Mission).</p>	<p>SMOS (Soil Moisture and Ocean Salinity).</p>

	
Figura 5.13	Figura 5.14
CryoSat-1.	TerraSAR-X i TanDEM-X que utilitzen la tecnologia del radar.

Els satèl·lits d'òrbita polar envolten la Terra a una altitud mitjana de 850 km de nord a sud o a l'inrevés, passant sobre els pols en el seu vol. A més, els satèl·lits d'òrbita polar ofereixen major resolució que els seus homòlegs geoestacionaris a causa de la seva proximitat amb la Terra.

5.3 Femto satèl·lits

Per molt extraordinari i impossible que pugui semblar en un principi, hem d'afirmar que actualment és possible construir un satèl·lit de 20 grams, i totalment vàlid com un satèl·lit convencional.

Per arribar a aconseguir aquestes masses tant baixes s'utilitzen dues tècniques. Els primers s'anomenen *Satellite on a board* i els segons *Satellite on a chip*. Els primers són més grans però més fàcils de fer. Els segons, en canvi, són molt més cars però alhora molt més petits. Els enginyers aeroespacials i electrònics han provat de minimitzar els costos de les fins ara milionàries operacions espacials. Aquest és un pas important quan ens adonem de la gran despesa que comporta la recerca de l'espai exterior.



Figura 5.15

Quatre exemples reals de femto satèl·lits: El Kumar, el PocketQub, l'Sprite i el WikiSat. És important saber que perquè un femto satèl·lit pugui ser considerat com a tal és necessari que pugui realitzar una sèrie de funcions dins d'una missió i que justifiquin la seva construcció.

- **Comunicació.** Han de ser capaços d'enviar informació ja sigui a d'altres satèl·lits com a la Terra.
- La segona funció és la **supervivència**, doncs el satèl·lit ha d'ésser capaç de resistir el viatge fins a l'òrbita establerta. Un cop a l'espai, han de suportar els constants canvis a l'ambient.
- **Determinació** de posició i orientació.
- **Observació.** El satèl·lit ha de servir per alguna cosa, com per exemple l'observació terrestre. Això requerirà memòria i processadors.

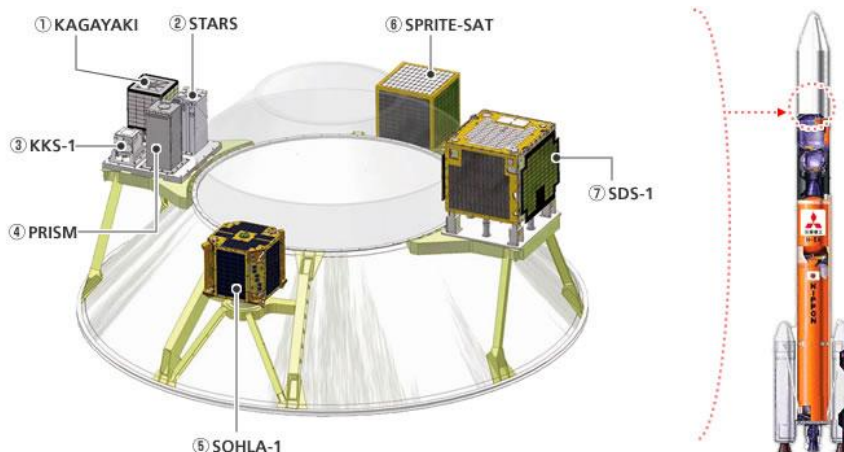
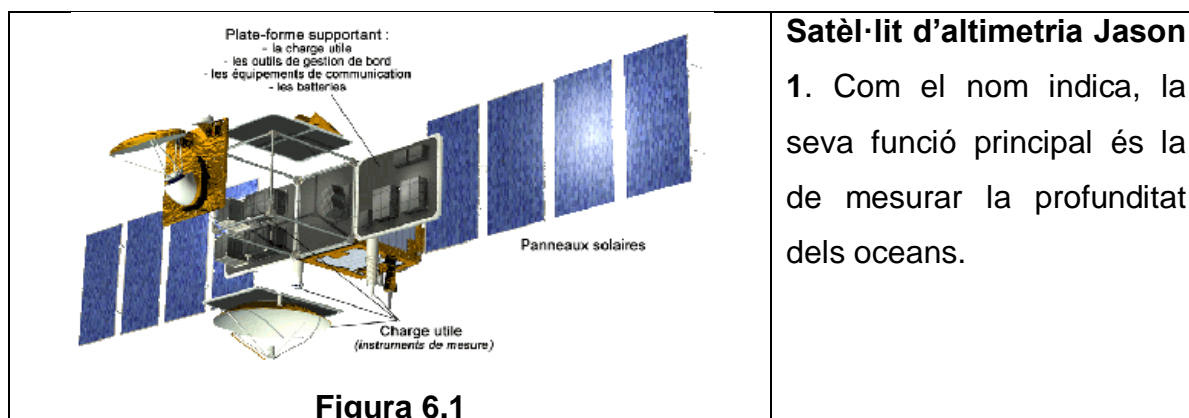


Figura 5.16

Llançament de 4 mini satèl·lits en un sol coet (H-11A Launch Vehicle Nº15). Aquesta és una pràctica habitual per a minimitzar els costos de llançament de satèl·lits de dimensions petites. Es proposa la utilització d'un sol coet, amb capacitat de llançament molt superior, per a llançar diversos satèl·lits petits que han estat realitzats per una empresa privada o una universitat. L'objectiu és ampliar la base del desenvolupament espacial.

6 Subsistemes d'un satèl·lit

La versatilitat funcional d'un satèl·lit s'aconsegueix a través dels seus components tècnics i les seves característiques operacionals. Mirant l'anatomia de diversos satèl·lits és fàcil determinar mòduls diferents, tal i com es mostra a la Figura 6.1. Cal notar que alguns conceptes arquitectònics més recents trenquen aquesta norma general de construcció, com els satèl·lits fraccionats.



El mòdul principal està constituït pels següents subsistemes.

- **Estructura.** L'estructura proveeix la base mecànica del satèl·lit, protectors a extremes temperatures i danys de meteorits.
- **C&DH Command and Data Handling.** El sistema de control de dades està format per aquells instruments que processen les grans quantitats de dades produïdes a causa de la investigació del satèl·lit. Per aquest motiu és necessari l'ús d'un ordinador a bord del satèl·lit i d'altres instruments.
- **Potència.** El sistema de potència consisteix de plaques solars (a base de cèl·lules fotoelèctriques) i bateries per emmagatzemar l'energia en situacions d'ombres i penombres. L'energia principal del satèl·lit és proporcionada per les plaques fotovoltaïques, sense les quals el satèl·lit no podria operar.
- **Control tèrmic.** El subsistema de control tèrmic ajuda a protegir l'equipament d'extremes temperatures degut a la intensitat de la llum o la falta de Sol.
- **AOCS (*Attitude and Orbit Control Subsystem*).** Aquest sistema està format per petits aparells que mantenen el satèl·lit en la posició orbital correcta i les antenes posicionades en les direccions apropiades.

- **Telecomunicacions.** Aquest sistema s'encarrega de transmetre les dades recollides pel satèl·lit a la Terra com de rebre informació del centre de control, o ordres per ajustar algun sistema del satèl·lit.

6.1 Estructura

Els satèl·lits poden tenir moltes formes diferents, com ja hem vist en algunes fotografies anteriors. Tot i així, la forma més comuna és una caixa rectangular. La raó principal és la simplicitat que ofereix aquest disseny. És més fàcil muntar les coses a dins, ja que geometries més estranyes (cilíndriques o hexagonals) creen alguns espais difícils d'emplenar. També és més fàcil el procés de muntatge i anàlisi del satèl·lit. Si algun satèl·lit té una altra geometria, és degut al *payload* (Instruments científics) o degut al sistema de potència. Per exemple: El telescopi CHRIS és un sistema hiperespectral, que ofereix la màxima resolució possible per a un aparell d'aquest tipus. La seva forma, degut a l'aparell científic, no pot ésser cúbica ni rectangular.

Si ens centrem en les estructures cúbiques, o de caixa rectangular, un dels aspectes més important d'aquesta és el material de la caixa. Molts satèl·lits utilitzen materials comuns, degudament tractats, per a la seva construcció. Materials molt utilitzats, i especialment per a satèl·lits de baix cost, són l'alumini i la fibra de carboni. Els dos materials anteriors són elegits bàsicament per temes estructurals.

Fibra de Carboni	Alumini
<ul style="list-style-type: none"> • Molt elevada resistència mecànica. • Baixa densitat. • Resistència a agents externs. • Gran capacitat d'aïllament tèrmic. • Resistència a les variacions de temperatura, conservant la seva temperatura. 	<ul style="list-style-type: none"> • Metall lleuger. • Baix punt de fusió. • Reflexa bé la radiació magnètica. • Bon conductor tèrmic. • Tou i mal·leable

Degudament tractat o amb aliatges els materials milloren molt les seves propietats. Per a muntar els elements en l'estructura principal, cal tenir en compte l'optimització de l'espai. Normalment s'utilitza una base *honeycomb*.



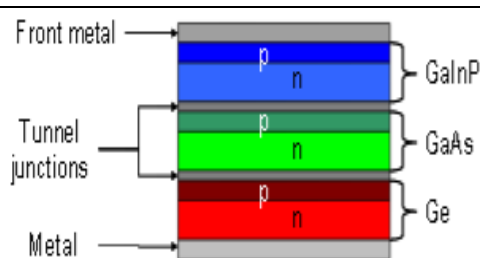
L'**alumini honeycomb** és una estructura de l'alumini que té la geometria d'un rusc d'abelles. Amb això es minimitza l'ús de material, minimitzant el pes i el cost.

Figura 6.2

6.2 Sistema de potència

Les funcions del sistema de potència són les següents:

- Proporcionar energia elèctrica a les càrregues del satèl·lit
- Controlar i distribuir l'energia elèctrica
- Proporcionar condició energètica i conversió
- Protegir la nau de un possible error EPS (Electric Power Steering)
- Proporcionar energia per a les fases d'eclipsi



Cèl·lula solar triple junction. Per a aplicacions espacials aquestes han de ser molt eficients, capaces d'aguantar milers de cicles termals ja que poden variar de -150°C fins a 120°C . Cada unió s'ajusta a una longitud d'ona diferent.

Figura 6.3

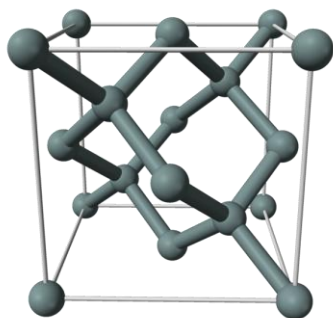


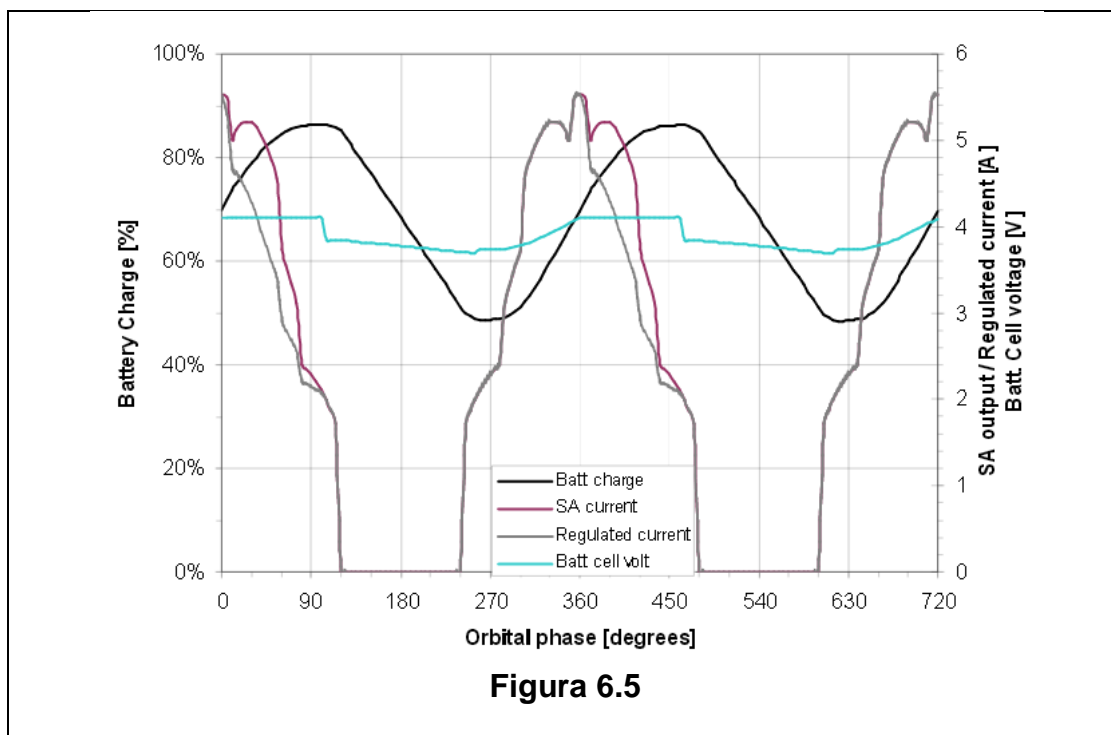
Figura 6.4

Per aconseguir la màxima eficiència a l'espai s'utilitzen panells de silici monocristal·lí. Aquests es diferencien respecte el silici policristal·lí en la disposició dels àtoms en l'espai.

Per a conèixer el tipus de sistema de potència que cal utilitzar i determinar la mida i el tipus de les bateries, així com la quantitat de plaques solars necessàries, cal fer un *power budget*. Aquest consisteix en calcular el còmput total d'energia necessària que necessita el satèl·lit, així com els moments d'eclipsi de la Terra amb el Sol, que deixaran al satèl·lit sense energia i per tant haurà de recórrer a les bateries. Una òrbita LEO, que és la més utilitzada per a missions d'observació terrestre, té un període orbital de 88 a 127 minuts, i un eclipsi d'uns 20 a 35 minuts. Es produeixen al voltant de 37000 cicles de càrrega i descàrrega de la bateria en un període de vida de 7 anys.

6.2.1 Power budget

Les mides del panell solar vénen determinades per l'energia mitjana en una òrbita, el ràtio Sol/Eclipsi i les pèrdues del sistema. La mida de les bateries ve determinada per l'energia necessària durant l'eclipsi, la duració d'aquest i les pèrdues del sistema.



Simulació del comportament de l'energia en una òrbita LEO.

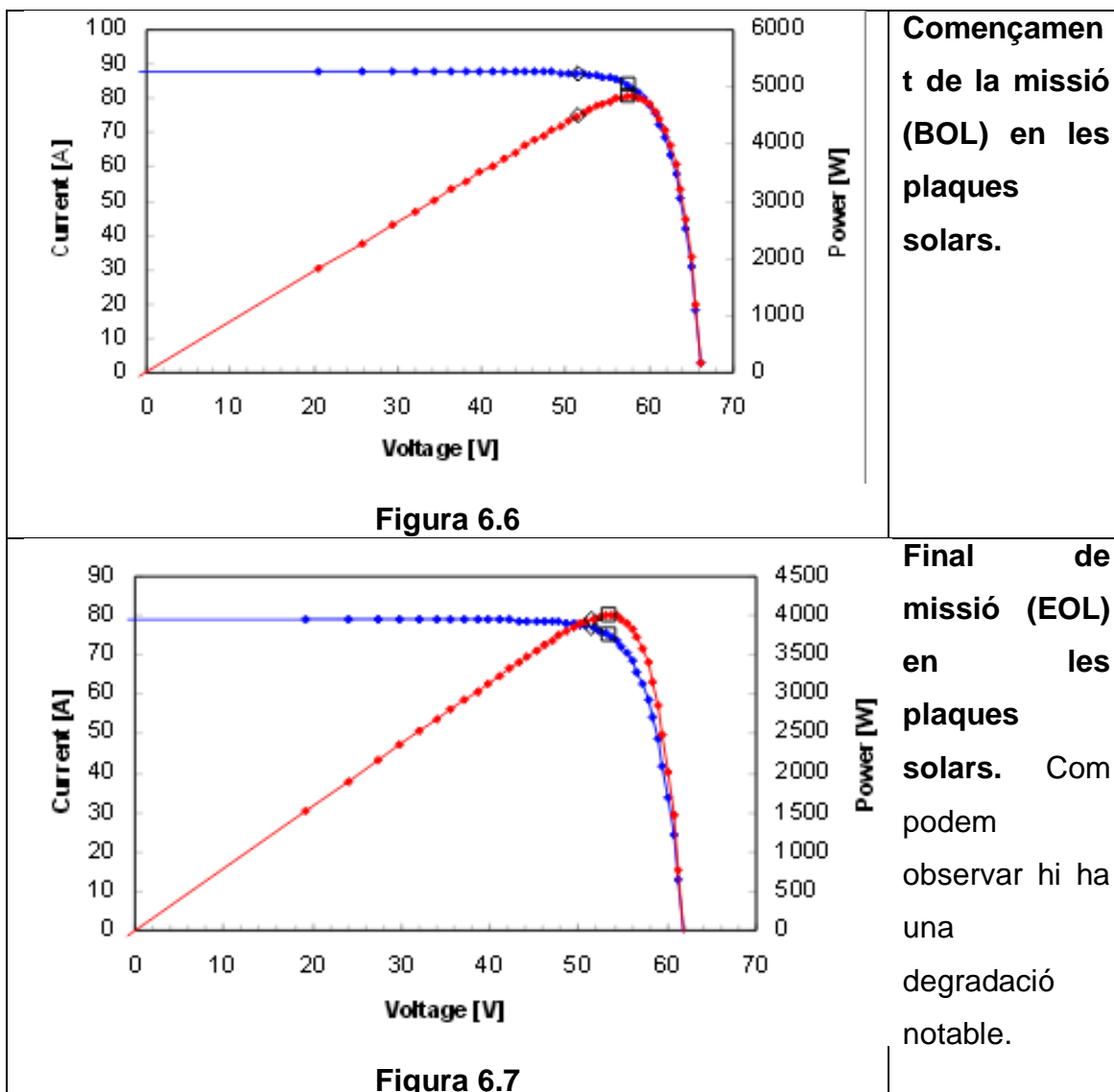
Com podem veure:

- El *Solar Array* produeix un gràfic sinusoidal.
- L'estratègia del corrent és CCCV (Constant Current-Constant Voltage). El corrent, tot i així, varia per millorar l'eficiència.

6.2.2 Panells fotovoltaics

L'eficiència del panell solar ve determinada per:

- **Tipus de cel·la.** Pot ser de silicó o de gal·li/arseni.
- **Mètode de captació de l'energia.** MPPT(Max Power Point Tracking)¹ o DET (Direct Energy Transfer).
- **Temperatura.** Òrbites LEO és de 90 graus centígrads.
- **Degradació de la radiació còsmica.**
- **Eficiència de la cel·la.**



Les plaques solars poden ser rotatòries (satèl·lit en direcció a la Terra), fixes (direcció al Sol) o fixes sobre l'estructura del satèl·lit (direcció variable) com mostra la Figura 6.8.²

¹ Ús d'un programa informàtic per calcular la inclinació òptima de les plaques



Figura 6.8

SlosSat. Exemple d'un satèl·lit amb les plaques solars sobre el seu propi cos. Desenvolupat per la Universitat de Colorado Nord.

Quan parlàvem del mètode de captació de l'energia hem parlat del *Max Power Point Tracking*. Com veiem a la Figura 6.9, la radiació solar que afecta als mòduls fotovoltaics té un caràcter molt variable segons la latitud, l'orientació del camp solar, la estació i l'hora del dia. Com que la quantitat d'energia produïda per cada cèl·lula depèn de la radiació i de la temperatura, és necessari determinar constantment aquell punt particular en què l'energia sigui màxima.

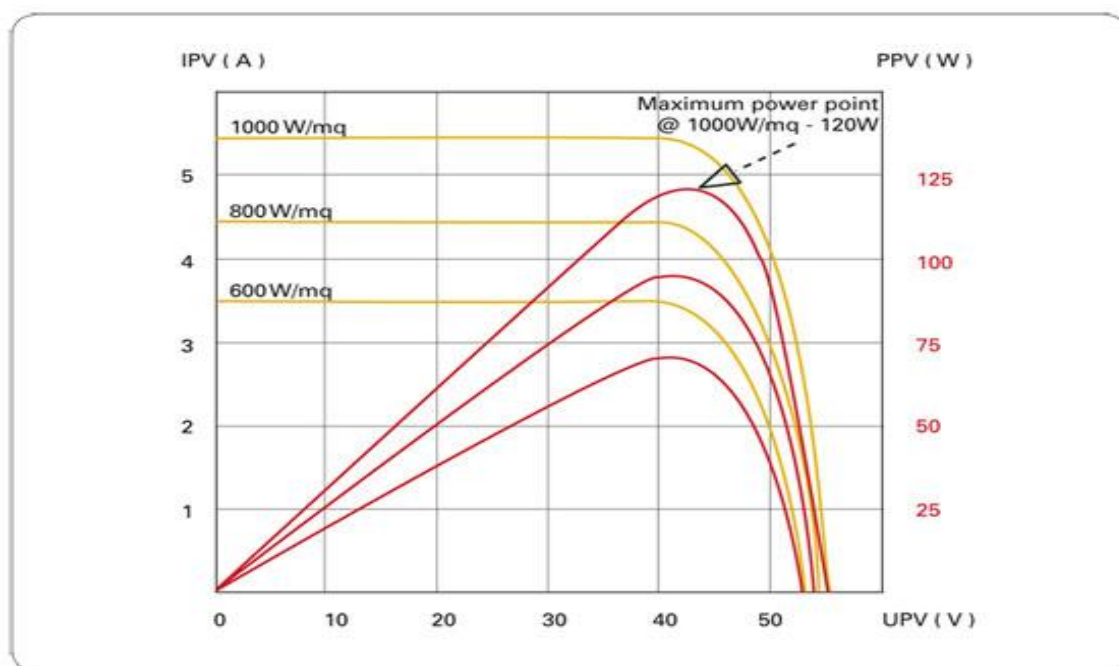


Figura 6.9

Gràficament, el punt de màxima potència correspon al punt de tangència entre la característica del generador i la hipèrbola corresponent. Com es veu al gràfic, el punt de tangència varia segons les condicions de radiació.

² Un exemple de satèl·lit amb les plaques solars rotatòries és l'Estació Espacial Internacional

Sabent aquest punt en particular es pot utilitzar aquesta informació per ajustar de manera dinàmica i en temps real la càrrega que es transfereix, sempre a la màxima potència possible.

La majoria de l'energia que arriba al nostre planeta ve del Sol. El Sol emet radiació electromagnètica. Aquestes radiacions es distingeixen per les seves diferents longituds d'ona. L'energia que arriba a l'exterior de l'atmosfera terrestre ho fa en una quantitat fixa (sempre que sigui perpendicular a la superfície determinada) anomenada constant solar (1353 W/m^2 segons la NASA) variable durant l'any un 3% a causa de que l'òrbita terrestre és el·líptica.

Actualment, els panells fotovoltaics d'ús comú tenen una eficiència baixa, típicament entre 20 i 30%. Això equival a uns 270 W/m^2 d'energia que es transmet al satèl·lit, realment. S'ha de dir que hi ha panells fotovoltaics actuals amb rendiments superiors al 40%, però són alhora molt més cars.

6.2.3 Bateries

Les bateries poden ésser de tecnologies molt diferents. Una de les més comunes és la basada en el níquel.



Figura 6.10



Figura 6.11

Níquel-Hidrogen. Missions GEO, ja no s'utilitzen

Níquel-Cadmi. Missions LEO, no implantades en els nous dissenys.

Per altra banda, tenim les bateries amb tecnologia de liti, que són les utilitzades actualment i molt més efectives que les anteriors, vegem la Figura 6.12.

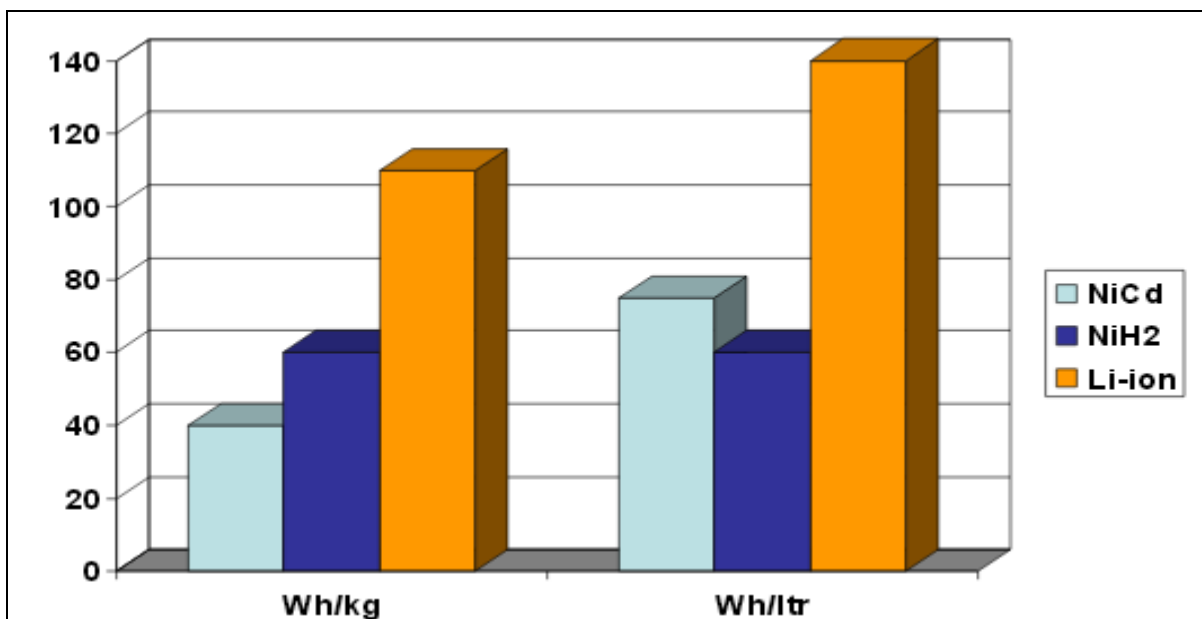


Figura 6.12

Comparació bateries NiCd, NiH2 i Li-ion. Com podem observar les bateries de Li-ion ofereixen molt més altes densitats energètiques.

6.2.4 Control i distribució

A part de les plaques solars, el sistema de potència necessita disposar d'un sistema de control i de l'estructura de distribució.

- **PCU (Power Control Unit).** Condiciona el panell solar, regula els cicles de càrrega/descàrrega i comunica a l'ordinador principal.
- **Distribució de l'energia (PDU).** Protegeix el circuit i activa o desactiva els sistemes segons conveniència, mentre envia l'energia a les zones necessàries.



Figura 6.13

Petit PCU (80W). Es pot entendre la seva tasca com l'organitzador del sistema de potència complet. L'energia passa pel PCU abans de ser enviada a les bateries o al PDU.

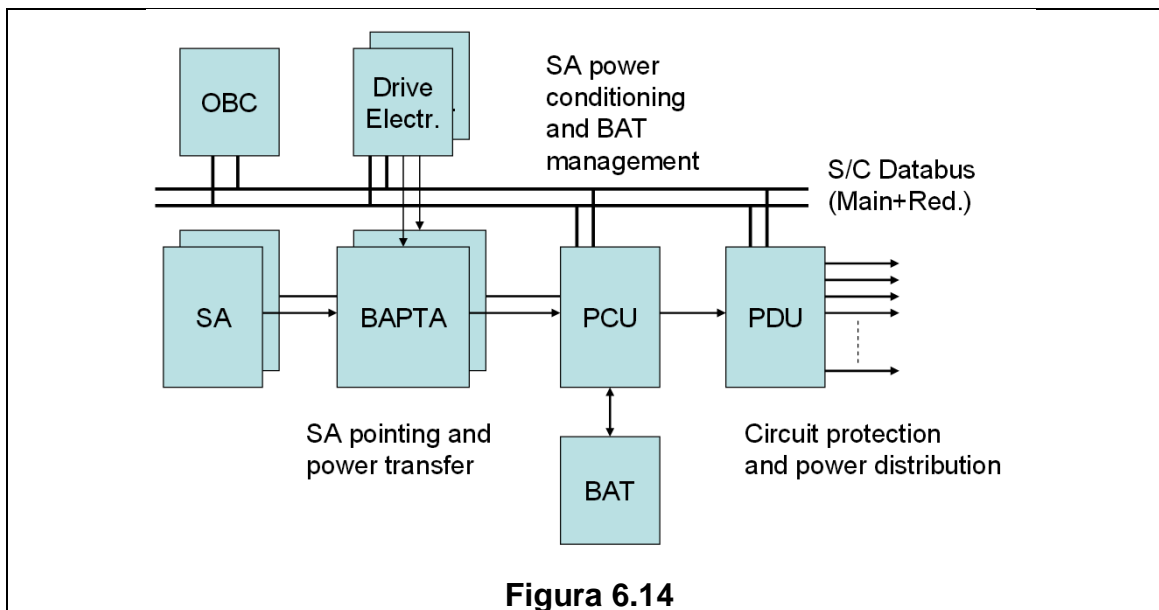


Figura 6.14

Esquema d'un sistema de potència típic.

Els SA (Panells solars) estan regulats pel BAPTA (que funciona amb electricitat). L'energia recollida es transmet al PCU (petit ordinador que regula el sistema i fa d'eix) i decideix la quantitat que s'envia a les bateries, i la quantitat que s'envia al PDU (distribueix l'energia al voltant del satèl·lit).

6.3 AOCS (*Attitude and Orbit Control Subsystem*)

El control d'actitud és l'exercici de control sobre l'orientació d'un objecte respecte un marc inercial de referència o alguna altra entitat (esfera celeste, camps, objectes propers...). El subsistema de control d'actitud i de l'òrbita es pot diferenciar fàcilment en dos tipus de components: els sensors i els mecanismes d'acció. A l'hora de dissenyar el sistema de determinació d'actitud i control d'òrbita no podem pensar que el satèl·lit és un punt sense dimensions. Un objecte té forma física i per tant rota i es transporta a la vegada a l'espai.

Figura 6.15. La dinàmica dels satèl·lits està caracteritzada per la llibertat de moviment en tots els eixos de l'espai. El camp d'estudi que estudia la combinació d'aquests sistemes i algorismes és anomenat "Guia, Navegació i Control" (GNC). Tradicionalment, el sistema AOCS estava configurat per giroscopis i *star trackers* (seguidors d'estrelles).

L'actitud d'un satèl·lit ha d'ésser estabilitzada i controlada per tal que les antenes apuntin a la Terra per les comunicacions, perquè els experiments apuntin al lloc desitjat, perquè els efectes d'escalfor i fred siguin controlats correctament i intel·ligentment pel control tèrmic, i també per a guiar el satèl·lit.

- **Spin.** L'estabilització s'aconsegueix amb el vehicle girant, com el Pioneer 10 i 11. Aquesta acció giroscòpica fa estabilitzar el mecanisme.
- **3-axis.** Alternativament, la nau pot ser dissenyada per l'estabilització activa dels seus tres eixos. Hi ha diversos mètodes:
 - Un mètode és l'ús de petits sistemes de propulsió.
 - Un altre mètode és l'ús de rodes de reacció, també anomenades *momentum wheels*. Aquestes són situades en tres eixos ortogonals de la nau. Així doncs, per girar el satèl·lit cap a una direcció cal girar les rodes en un sentit oposat. Per rotar el satèl·lit enrere cal reduir la velocitat de la roda.
 - *Magnetorquers* que reaccionen al camp magnètic terrestre. Utilitzant una triada de tres eixos poden conèixer la direcció del camp magnètic respecte el satèl·lit en qualsevol moment.

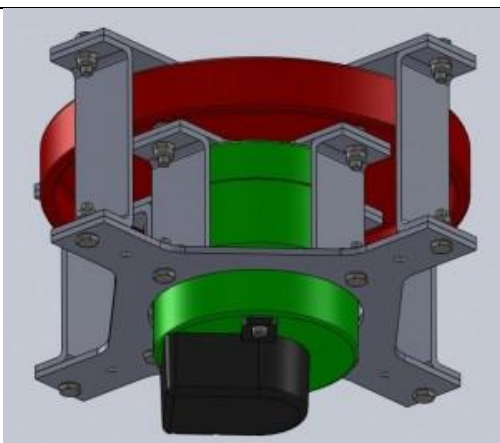


Figura 6.15

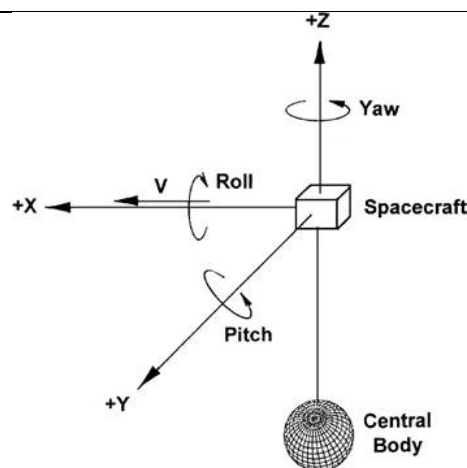


Figura 6.16

<p>Roda de reacció (esquema SketchUp).</p>	<p>Eixos de rotació d'una nau espacial respecte el cos central.</p>
--	---

En ocasions en què la nau es veu interferida per pressions o pel gradient de la gravetat, cal permetre a les rodes adquirir una velocitat adequada sota control informàtic. Són molt útils quan l'aparell ha de rotar en petites quantitats, com per exemple al mantenir un objectiu apuntant a la Terra, com el nostre cas. Les rodes a reacció són capaces de girar la nau sobre el seu centre de masses, però no són capaces de moure la nau d'un punt a un altre (força de translació). L'efecte d'això és l'estabilització de la nau respecte un punt fix (per exemple apuntar sempre a nadir).

L'error d'una roda de reacció pot provocar la pèrdua de la capacitat de mantenir una posició correcta i per tant la pèrdua de la missió. Al 2004, per exemple, durant la missió Hayabusa, una roda d'un eix va fallar. Per aquest motiu la nau va haver de recórrer a propulsors químics per mantenir el control de posició.

Hi ha avantatges i desavantatges de l'*spin* i del *3-axis*. Aquells satèl·lits que han de tenir un objectiu apuntant a un lloc, com els satèl·lits d'observació, no poden utilitzar el mètode de l'*spin*. El problema del sistema en tres eixos és que s'han de portar instruments extres per a fer aquesta funció. Les rodes de reacció donen estabilitat i precisió, però afegeixen massa considerable a la nau i alhora tenen temps de vida limitat.

6.3.1 Propulsors

Els propulsors s'utilitzen molt durant les primeres etapes després del llançament, quan el satèl·lit s'ha de col·locar en l'òrbita apropiada. El problema dels combustibles emprats (hidrazina) és que són cars, poc precisos sobretot per a satèl·lits petits, i embruten les òptiques. De totes maneres és necessari un gas ja que les rodes de reacció no poden fer un moviment de translació.

Uns 2 kg de gas s'hauran de guardar per a les etapes finals de la missió, per tal que el satèl·lit es pugui allunyar a una òrbita cementiri o bé retornar-lo a la Terra. Si no es fes així, contribuiríem a augmentar el problema de la brossa espacial.

6.3.2 Mesura absoluta

Per altra banda, en un satèl·lit calen instruments de mesura absoluta de la posició a l'espai. Alguns d'aquests instruments són els *star trackers*, els sensors de Sol, els sensors de Terra o els sensors d'horitzó. Com podem imaginar, aquests sensors permeten detectar la posició d'un cos conegut (com la Terra, el Sol o d'altres estrelles) per predir la posició del satèl·lit a l'espai sobre els seus eixos principals. Els sensors de Terra ja no s'utilitzen tant amb els grans avenços en els programes de detecció d'altres estrelles com l'STARS a la Figura 6.17, que és un *software* de detecció d'estrelles molt precís.

Els *star tracker* tenen tres mòduls principals. El mòdul de processament és el responsable de calcular l'actitud derivada a partir d'imatges de camps

d'estrelles guardades. El mòdul d'electrònica de la càmera, per la seva banda, genera el senyal necessari per dirigir l'òptica de la càmera i processar les dades pel mòdul final. Junts, els mòduls són capaços de coordinar les dades provinents del sistema amb els altres components del satèl·lit (OBDH i GPS).

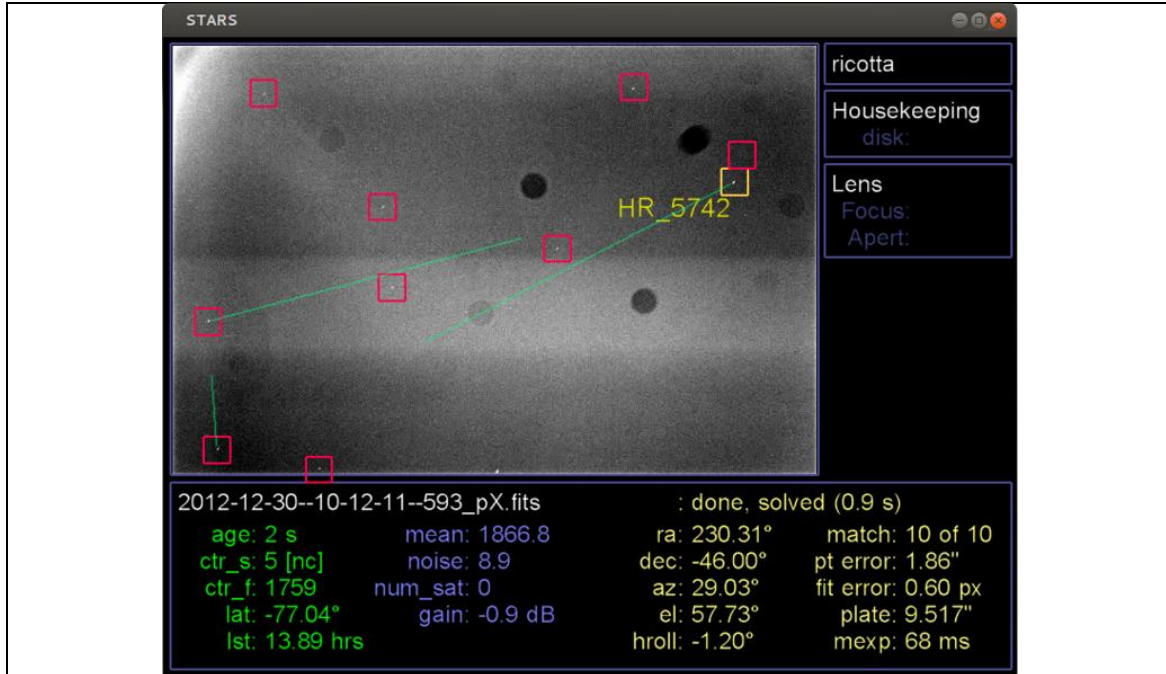


Figura 6.17

STARS Software. Aquest programa permet dur a terme l'operació *d'star tracking* que permet detectar la posició de diverses estrelles com a manera de predir la posició de la nau. La fotografia prové de l'experiment EBEX 2012, un globus cosmològic.

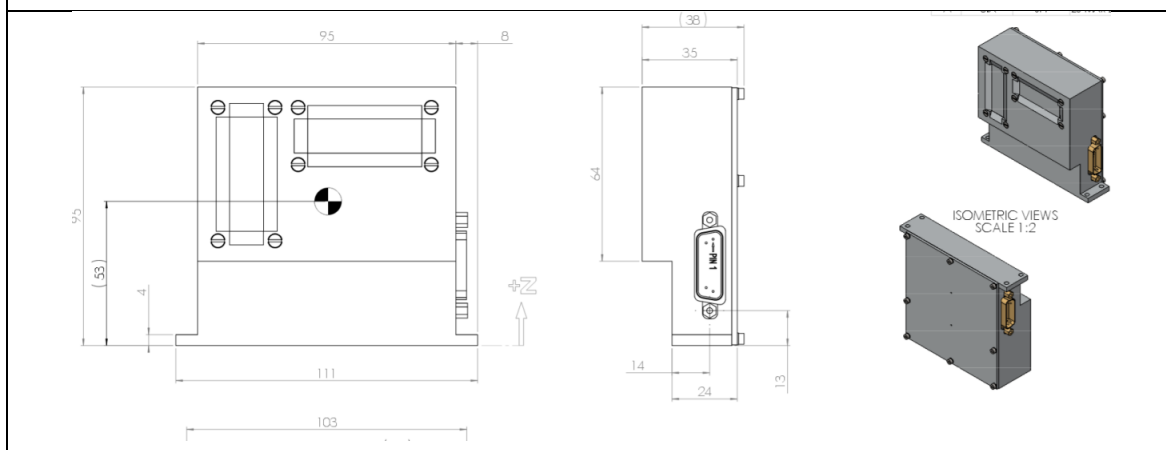


Figura 6.18

Vistes en CAD (perspectiva isomètrica i dièdrica) dels Sun Sensors. Aquests sensors també donen una posició absoluta de la nau.

6.4 Telecomunicacions TT&C (Telemetry, Tracking & Command)

Aquest subsistema serà l'encarregat de mantenir contacte des de la nau a l'estació terrestre. Un satèl·lit té dues connexions principals: la de pujada (Uplink) i la de baixada (Downlink). El satèl·lit pot rebre ordres de la Terra per a qualsevol canvi o ordre en el seu funcionament, i des del satèl·lit s'enviaran les dades de "salut" de la nau com els resultats de les investigacions. En un satèl·lit d'observació terrestre, s'hauran d'enviar moltes dades (en forma de fotografies) cap a la Terra mitjançant diverses freqüències. Les telecomunicacions seran les úniques formes de comunicació entre el satèl·lit i la Terra i és l'única manera de controlar les funcions de la nau i les seves condicions des de la superfície.

Les funcions del sistema i els aparells bàsics són les següents:

- Codificació/Descodificació
- Missatges
- Interfície dels altres subsistemes
- Sensors i transductors
- ADC (Control de Missió)
- Modulació i transmissió

Operacions:

- Rebre ordres del subsistema OBDH (On-board data handling)
- Donar dades de l'estat general al centre de control
- Dur a terme els posicionaments de l'antena
- Dur a terme missions relatives al software intern
- Seleccionar les antenes quan la nau està perduda
- Detectar errors en la comunicació i solucionar-los
- Pujar programes de l'estació de control
- Canviar els modes operatius del satèl·lit
- Interpretar les dades rebudes i rebutjar-les si no són apropiades

- *Pulse Code Modulation (PCM)*³
- *Phase Shift Keying (PSK)*⁴
- *Frequency Shift Keying (FSK)*
- *Error Detection and Correction (EDAC)*

Les freqüències amb què s'opera en la majoria dels satèl·lits són les següents.

- S-band (1.6 a 2.2 GHz)
- X-band (5.9 a 6.5 GHz)
- Ku-band (14 a 14,5 GHz)

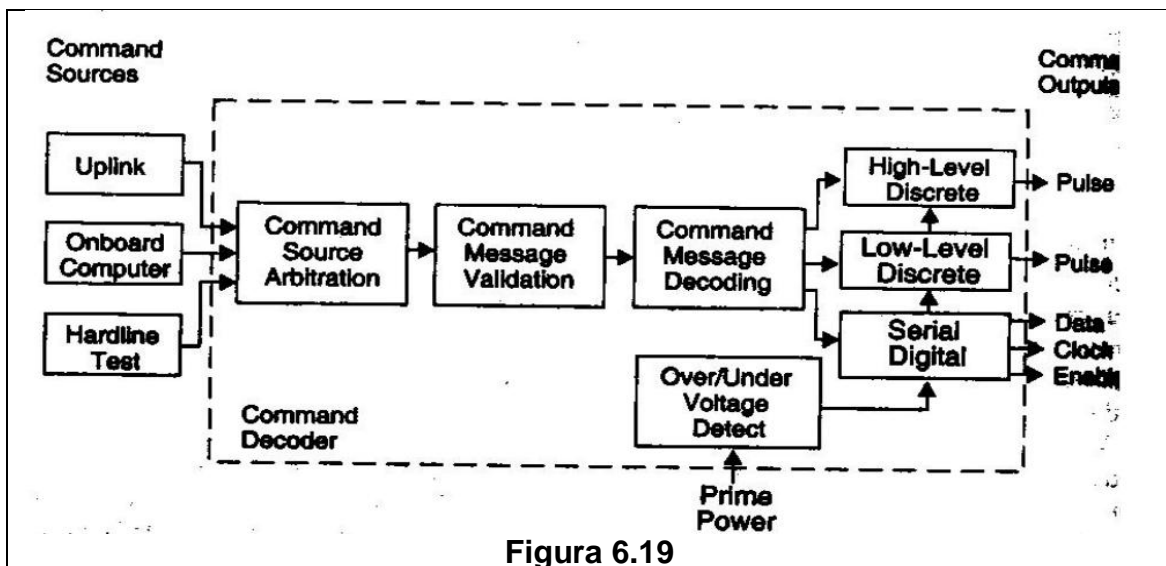


Figura 6.19

Sistema de validació EDAC.

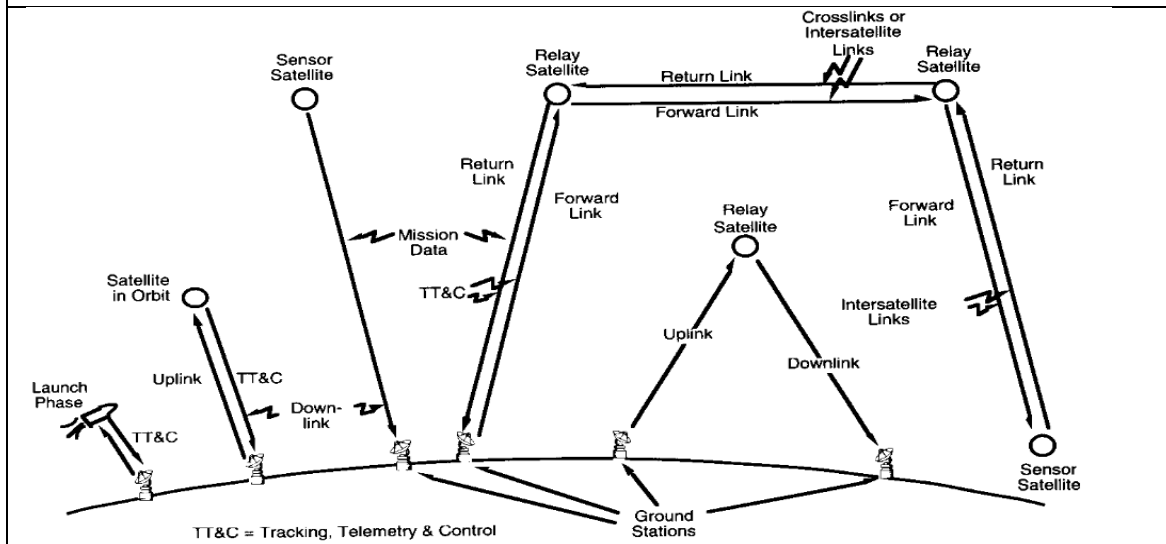


Figura 6.20

Diverses etapes on la connexió és necessària.

³ Transforma la senyal analògica en una seqüència de bits

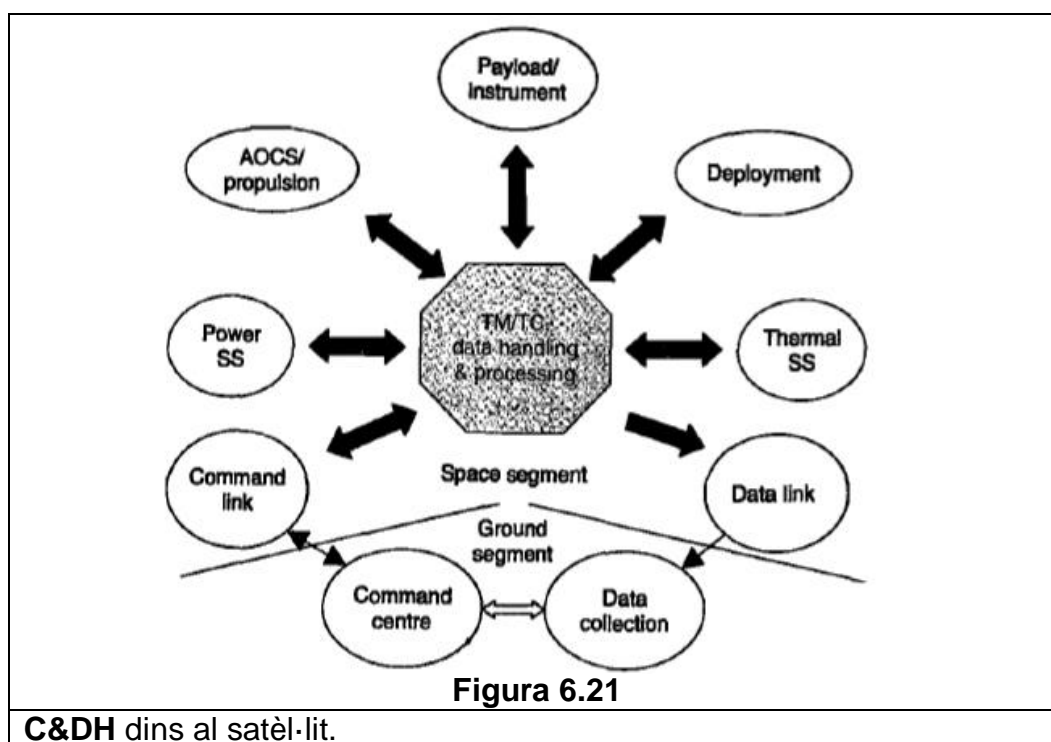
⁴ Fer variar la fase del senyal portador

6.5 C&DH (Command and Data Handling/On-Board Data Handling)

El subsistema del processament de les dades recollides està constituït per diversos elements. La forma i el tipus d'òrbita juguen un paper clau en l'elecció del tipus de sistema en qüestió. Això és degut a que dependrà dels moments i la durada d'aquests en què el satèl·lit sigui visible des de l'estació terrestre. Les funcions principals que fa el sistema de processament de dades són les següents:

- Permetre el moviment de dades a través del satèl·lit
- Processar les ordres que venen dels diferents subsistemes
- Distribució de les dades de sincronització del satèl·lit
- Proporcionar un magatzem de dades
- Qualificar l'estat de "salut" del satèl·lit
- Fer decisions autònomes
- Comprimir les dades

Com podem veure a la llista anterior, aquest subsistema juga un paper clau en el bon funcionament del satèl·lit ja que la resta d'elements connecten amb aquest i a l'inrevés.



Un satèl·lit modern pot tenir centenars de paràmetres que s'han de regular. La gran majoria d'aquests només es mesuren en intervals de 30 segons. Però a vegades les dades d'actitud canvien molt ràpid, i més mesures són necessàries (fins a 4 vegades per segon). Pel que fa al *payload* dependrà del tipus de missió. Les missions d'observació terrestre, especialment mitjançant imatges, generen grans quantitats de dades, però el seu *rate* o velocitat de dades arriba a pocs Gbits per segon.

6.5.1 Instruments

L'arquitectura d'un sistema OBDH està basada en un processador central normalment connectat via vídeo o digital al sistema de comunicacions. Aquest comunicarà amb les diverses plataformes. Té dues funcions principals: descodificar les senyals de telecomunicació i operar com la terminal central per al mòdul del subsistema. Depenent de les necessitats del satèl·lit aquestes funcions poden fer-se a partir d'unitats separades. En algunes missions en què el contacte amb el terra no és periòdic es necessitarà un grau d'autonomia important.

Un típic ordinador a bord utilitza un processador de 16 o 32 bits, un microcontrolador o un processador de senyal digital (DSP). El *software* es basa en llenguatges d'alt nivell com l'ADA⁵ que indica al sistema què ha de fer en diverses situacions. La capacitat de processament disponible segueix el ritme dels processadors industrials terrestres i les demandes de les missions també evolucionen.

6.6 Subsistema tèrmic

El control tèrmic d'una nau consisteix en el control de les temperatures dels diversos equipaments i de l'estructura per dues raons principals:

- L'equipament electrònic i mecànic opera només dins d'un rang relativament baix de temperatures.
- La majoria de materials tenen coeficients d'expansió diferents de zero, cosa que produeix canvis principals de distorsió d'aquests.

⁵ Llenguatge de programació orientat a objectes de molta flexibilitat

L'equipament està dissenyat per operar efectivament al voltant d'un rang tèrmic, ja que la majoria d'aquests instruments van estar dissenyats per operar en unes condicions terrestres, i a l'espai la temperatura flueix molt ràpidament i dins límits extrems. Moltes naus necessiten una estabilitat estructural elevada, i per tant la distorsió dels materials s'ha de minimitzar. Per exemple, els telescopis espacials d'alta resolució no poden sobrepassar franges tèrmiques molt precises.

La calor és generada tant per la nau com pel voltant. Els components que produeixen calor són els motors dels coets, els aparells electrònics i les bateries. La calor a la nau és produïda per la radiació solar, i també s'irradia des del satèl·lit cap a l'espai profund [Figura 6.22]. Així doncs, l'equilibri entre la calor guanyada i la perduda determinarà la temperatura de la nau. Les tasques d'un enginyer de control tèrmic seran les d'analitzar l'equipament, dissenyar sistemes de control tèrmic i provar el sistema final.

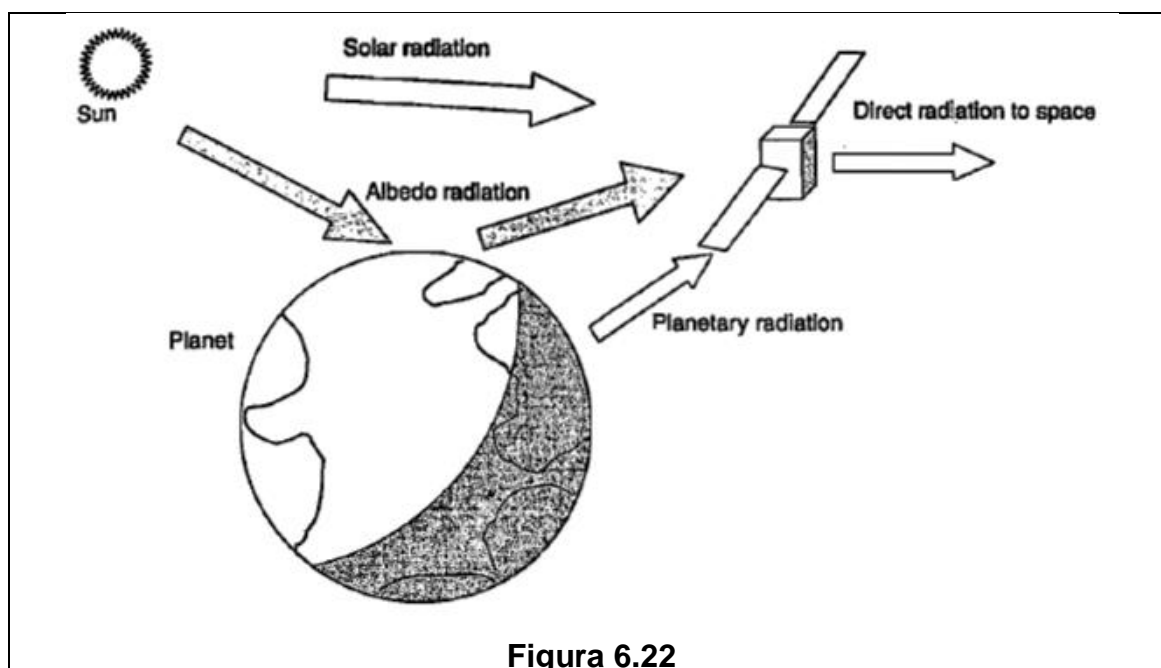


Figura 6.22

Radiació rebuda i dissipada. Només interactua amb la radiació doncs es troba en el buit de l'espai. S'ha d'equilibrar la radiació rebuda directament del Sol, de la Terra i d'altres planetes amb la radiació que desprèn la nau cap a l'espai.

Surface	Absorptance (α)	Emittance (ϵ)	α/ϵ
Polished beryllium	0.44	0.01	44.00
Goldized kapton (gold outside)	0.25	0.02	12.5
Gold	0.25	0.04	6.25
Aluminium tape	0.21	0.04	5.25
Polished aluminium	0.24	0.08	3.00
Aluminized kapton (aluminium outside)	0.14	0.05	2.80
Polished titanium	0.60	0.60	1.00
Black paint (epoxy)	0.95	0.85	1.12
Black paint (polyurethane)	0.95	0.90	1.06
—electrically conducting	0.95	0.80–0.85	1.12–1.19
Silver paint (electrically conducting)	0.37	0.44	0.84
White paint (silicone)	0.26	0.83	0.31
—after 1000 hours UV radiation	0.29	0.83	0.35
White paint (silicate)	0.12	0.90	0.13
—after 1000 hours UV radiation	0.14	0.90	0.16
Solar cells, GaAs (typical values)	0.88	0.80	1.10
Solar cells, Silicon (typical values)	0.75	0.82	0.91
Aluminized kapton (kapton outside)	0.40	0.63	0.63
Aluminized FEP	0.16	0.47	0.34
Silver coated FEP (SSM)	0.08	0.78	0.10
(OSR)	0.07	0.74	0.09

Note: SSM, Second Surface Mirror.
OSR, Optical Solar Reflector.

Figura 6.23

Diversos materials i pintures amb el seu coeficient d'absorció i d'emissió.

6.6.1 Tecnologia

Les tècniques de control tèrmic poden ser passives o actives. Les tècniques passives de les que disposa un satèl·lit són la selecció de propietats a la superfície (materials i pintures especials), el control dels camins de conducció a partir de la radiació rebuda i les capacitats tèrmiques i l'ús de sistemes d'insolació.

6.6.1.1 Superfícies

Com hem vist a la Figura 6.23, hi ha un gran rang de superfícies i pintures que cobreixen les diverses necessitats. S'ha de tenir en compte, però, que les característiques d'aquestes superfícies poden variar amb el temps. Les pintures generalment estan formades per una capa transparent a la llum visible i un material d'emplenament que li dóna el color. Normalment aquesta capa invisible serà opaca a l'infraroig, que fa que la majoria de pintures tinguin alts valors d'emissió. El problema és que moltes d'aquestes es degraden amb la llum ultraviolada.

Els reflectors solars òptics, com a alternativa, estan constituïts per una capa de quars sobre una superfície reflectant de metall. El quars permet passar la llum del Sol que es reflexa a la capa de metall, reduint el factor d'absorció i creant un material "fred". Aquests són menys sensibles a la degradació i fàcils de netejar. El problema és que són més difícils d'aplicar a les superfícies de la nau, particularment aquelles amb geometries complicades.

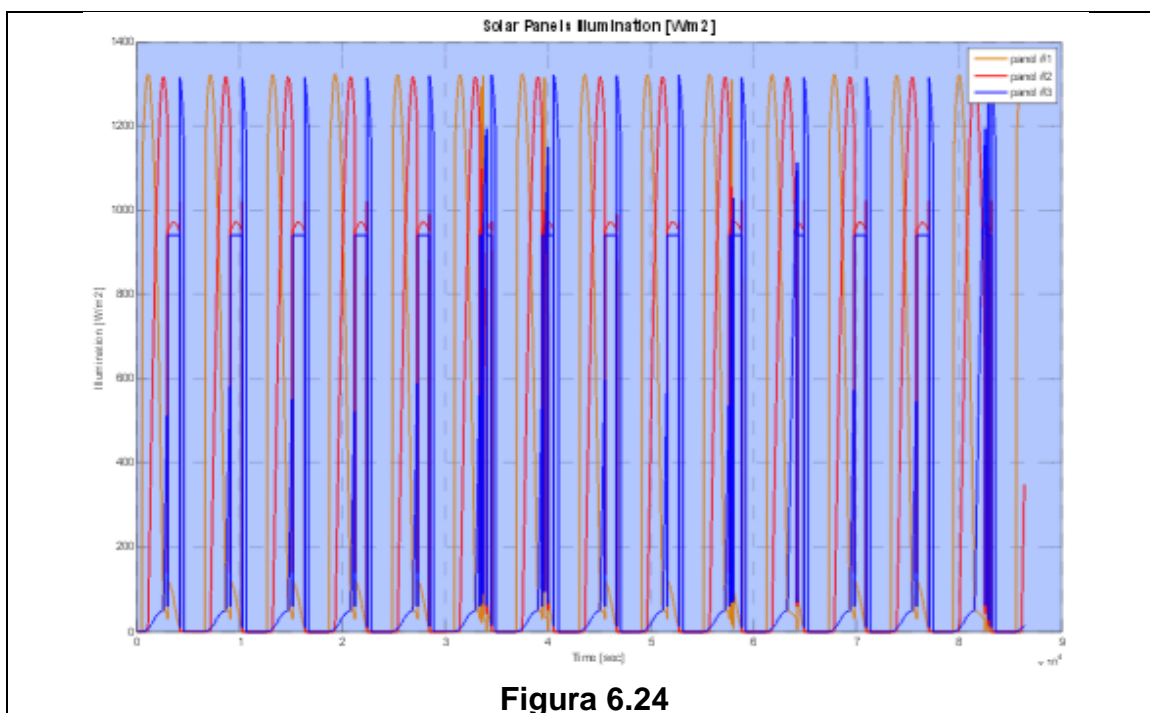


Figura 6.24

Il·luminació dels panells durant 24 hores.

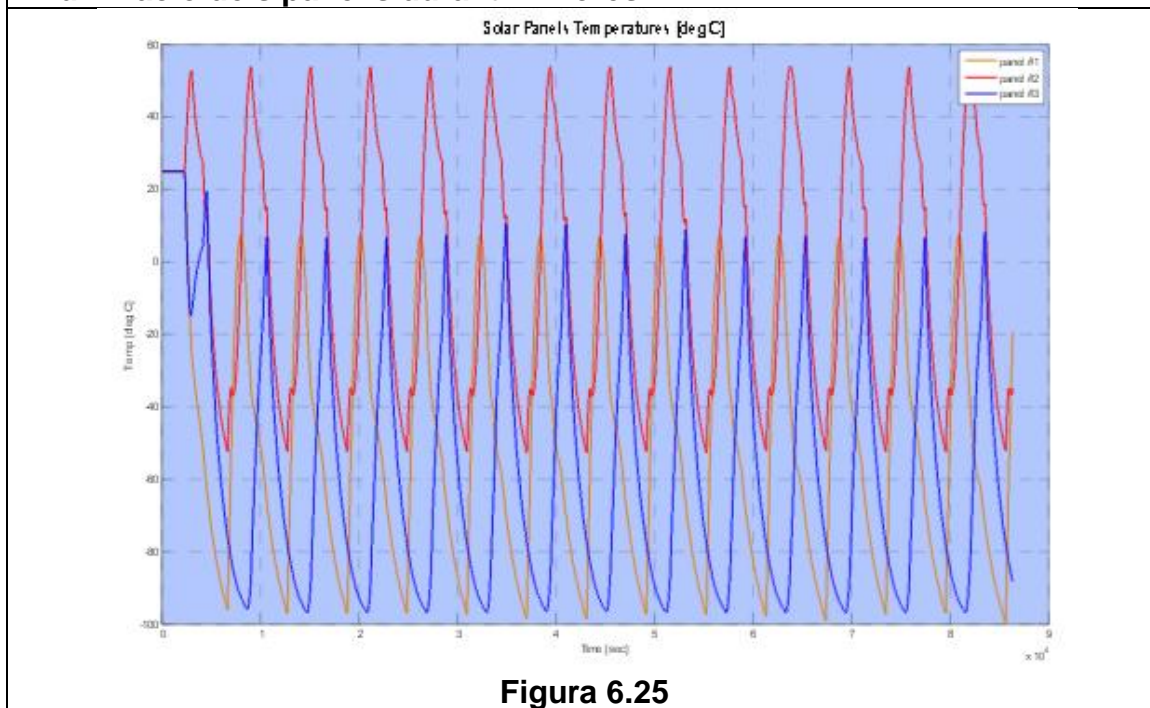
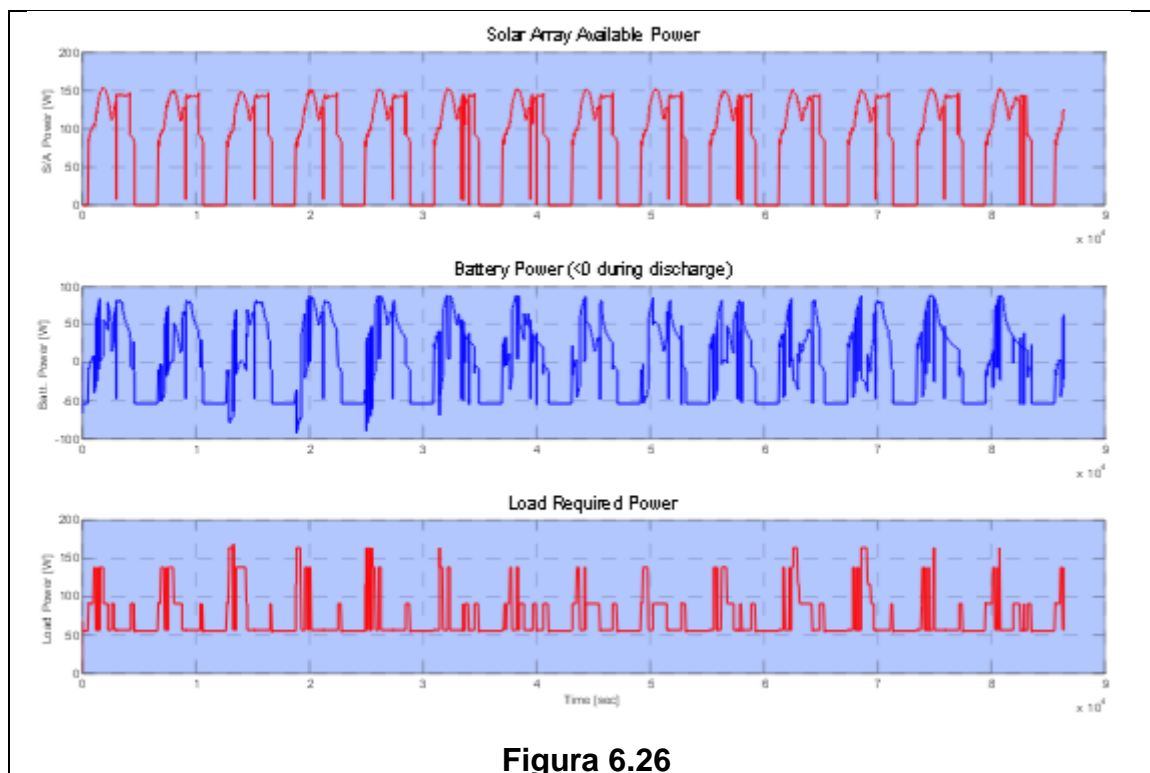


Figura 6.25

Temperatura dels panells durant 24 hores.



Balànç tèrmic/energètic.

Els exemples anteriors són calculats per a un satèl·lit cúbic amb les quatre cares cobertes amb plaques solars i una placa apuntant a Nadir. Té un *budget* de 60W fins a 160W. Apreciant les gràfiques anteriors podem concloure que els cicles d'il·luminació i temperatura del satèl·lit segueixen ritmes regulars dels quals se'n pot extreure la informació més apropiada.

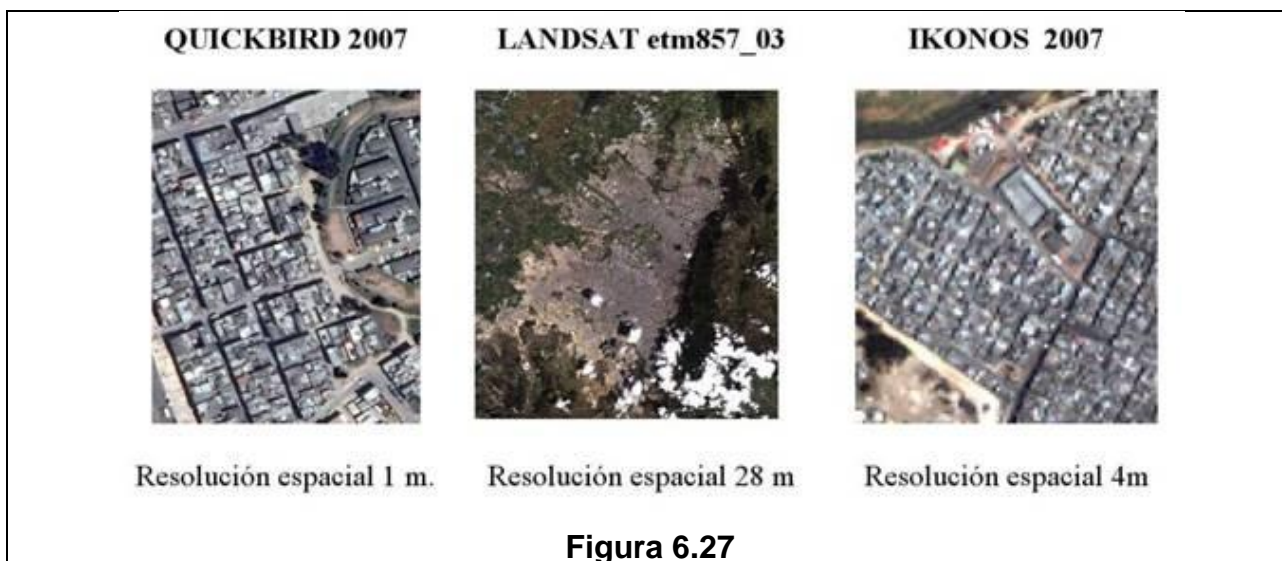
6.7 Resolució espacial d'un sistema sensor

Quan un satèl·lit gira al voltant de la Terra, el sensor veu una certa porció de la seva superfície. L'àrea de la imatge en la superfície és la franja. Les extensions de les imatges dels sensors espacials generalment varien entre desenes i centenars de quilòmetres d'ample. Els aspectes que fan que la resolució espacial sigui diferent entre un satèl·lit i un altre són l'habilitat per distingir entre punts, per mesurar la periodicitat dels objectius repetits i per mesurar les propietats espectrals dels objectius petits. També influeixen les propietats geomètriques del sistema.

El nombre de píxels que integren un sensor de satèl·lit o de càmera digital, defineixen el seu poder de resolució. És a dir la capacitat de discernir objectes o detalls d'una mida determinada. A major nombre de píxels per unitat de

superfície, major resolució del fotosensor. Això és el que s'anomena resolució espacial i constitueix un dels tipus de resolució.

- **Resolució Espacial.** Aquest concepte defineix a l'objecte més petit que es pot distingir en la imatge. Aquest serà determinat per la grandària del píxel mesurat en metres sobre el terreny. Això depèn de l'altura del sensor respecte a la Terra, de l'angle de visió, la velocitat d'escanejar del sensor i les característiques òptiques del sensor.



Les imatges LandSat TM tenen una resolució espacial de 30x30 m en les bandes 1,2,3,4,5,7 y de 120x120 metres en la 6 (tèrmica). Els satèl·lits meteorològics, però, tenen una resolució espacial de 500 a 1100 metres de costat.

- **Resolució Espectral.** Consisteix en el nombre de canals espectrals que és capaç de captar un sensor. Per exemple SPOT té una resolució espectral de 3, LandSat de 7.
- **Resolució radiomètrica.** S'anomena també resolució dinàmica, i es refereix a la quantitat de nivells de gris en els que es pot dividir la radiació rebuda per ésser emmagatzemada i processada. Depèn del convertidor utilitzat.



Figura 6.28

Plataforma de llançament del transbordador espacial. Kennedy Space Center, Florida. Resolució d'1 metre. Imatge de QuickBird del 21/4/2005.

7 PART PRÀCTICA

7.1 Introducció

Arribats a aquest punt del treball, ara que segurament tota la teoria que es volia mostrar i calia aprendre per entendre el procés que ve a continuació està donada, caldrà introduir el què es farà després. Hem parlat d'astrofísica, d'òrbites i de satèl·lits de forma específica i detallada, i ara és el moment de provar d'aconseguir alguna cosa amb els coneixements adquirits. A partir d'un problema o una necessitat a cobrir inicial, caldrà trobar la millor òrbita per a un nou satèl·lit inventat que, des de l'espai, pugui observar unes zones determinades per treure'n conclusions científiques.

7.2 Problema o necessitat a cobrir

Per a fer la nostra feina caldrà tenir una necessitat que ens porti a treballar per buscar la seva solució. Aquesta ha estat plantejada per un enginyer aeronàutic simulant el paper d'un possible client.

"Piscifactories i plantes d'eliminació de sal sofreixen greus pèrdues amb aparicions sobtades i a gran escala d'algues (algal blooms), per aquest motiu és necessari un sistema de prevenció capaç de dur a terme un monitoratge de les poblacions d'algues a l'oceà Atlàntic" [Figura 7.1]



Figura 7.1

Algal Bloom. Creixement descontrolat de la població d'algues en una zona, que pot comportar problemes en l'ecosistema greus.

7.3 Condicions i requeriments del satèl·lit

El problema anterior s'haurà de solucionar seguint unes pautes bàsiques que marcaran el procés de selecció i disseny del satèl·lit més apropiat.

*UR1 - **Cobertura Global:** El satèl·lit ha de ser capaç de captar imatges de qualsevol punt en l'oceà Atlàntic.*

*UR2 - **L'altitud del satèl·lit ha d'estar entre 600 i 900km d'altura.***

*UR3 - **Les imatges s'han de fer amb les mateixes condicions de llum, entre les 10:00 i 11:00.***

*UR4 - **La resolució de l'aparell ha de ser de més d'1km.***

*UR5 - **El camp de visió ha de ser de 2500km o superior.***

*UR6 - **L'angle de visió de l'aparell ha d'estar entre -20 i +20 graus.***

*UR7 - **S'ha d'operar simultàniament en 6 bandes de color. 446nm (blau-violeta), 557nm (verd), 672nm (vermell) i 867nm(infraroig proper).***

*UR8 - **La duració de la missió ha de ser de 5 anys o superior.***

*UR9 - **La massa total del satèl·lit ha de ser inferior als 100kg.***

*UR10 - **El cost total (excloent llançament i operacions) ha de ser inferior a 10M€.***

7.4 Introducció teòrica a la Radiometria Oceànica de HABs

En aquest mateix capítol es farà una introducció teòrica a la missió que es durà a terme amb el satèl·lit per així entendre més bé els instruments escollits i el seu funcionament. Es tracta d'un satèl·lit d'observació que ja hem estudiat a la part teòrica, però aquest és especial ja que es basa en el sistema del *remote-sensing*.

7.4.1 HAB

Els HABs (Harmful Algal Blooms) són fenòmens de deterioració dels oceans caracteritzats per la ràpida acumulació de biomassa en sistemes aquàtics que han escalat arreu del món en els últims anys. Els factors que contribueixen a l'aparició de HABs són: espècies de fitoplàncton, fonts de nutrició per diversos organismes... A més, altres paràmetres dels oceans poden estimular l'aparició de HABs.

7.4.2 Remote-Sensing, Radiometry & Temperature

El remote-sensing del color oceànic va començar el 1978 amb el llançament del CZCS (Coastal Zone Color Scanner) de la NASA. Aquest era capaç de mesurar la llum del Sol reflectida en sis canals, amb una resolució de 800 metres. Actualment hi ha sensors *ocean colour* capaços de recollir dades de fins a 34 canals diferents. Un canal és la imatge en escala de grisos de la imatge original, feta d'un dels colors primaris. Una imatge en una càmera digital estàndard tindrà els canals vermell, verd i blau. Una imatge de grisos tindrà per la seva banda un sol canal.

El color de l'oceà està determinat per les interaccions entre la llum incident i les substàncies presents a l'aigua. La llum blanca del Sol està feta d'una combinació de colors, que es trenquen al tocar amb l'aigua en un espectre de colors. Quan la llum toca la superfície de l'aigua, els diversos colors són absorbits, transmesos o reflectits en diverses intensitats per les molècules de l'aigua i altres constituents en suspensió en la capa superior de l'aigua. La raó per la qual les aigües obertes acostumen a veure's blaves és degut a l'absorció de la llum. A l'aigua, l'absorció és forta en el vermell i dèbil en el blau, fet que fa que els rajos vermells siguin absorbits ràpid deixant el blau. Si hi ha partícules suspeses en l'aigua, aquestes augmentaran la dispersió de la llum. En aigües costaneres, les diverses partícules de sorra i sal poden fer canviar el color de les aigües a prop de la costa, tal i com s'observa a la Figura 7.3.

Algunes aigües fins i tot poden contenir altres substàncies que absorbeixen algunes característiques de la llum i l'alteren. Les algues per exemple, tenen la capacitat d'absorbir les ones determinades deixant una llum verdosa. De la mateixa manera, com més concentració d'algues hi ha al mar el color de l'aigua augmenta cap a la part verda de l'espectre. Les partícules fines de mineral com els sediments la fan tornar de color marró. Degut al pigment de color verd de la clorofil·la de les algues, doncs, aquestes retornen els colors verds de l'espectre lluminós. En algunes regions amb altes concentracions de plàncton, doncs, l'espectre blavós tendirà a veure's de color verd.

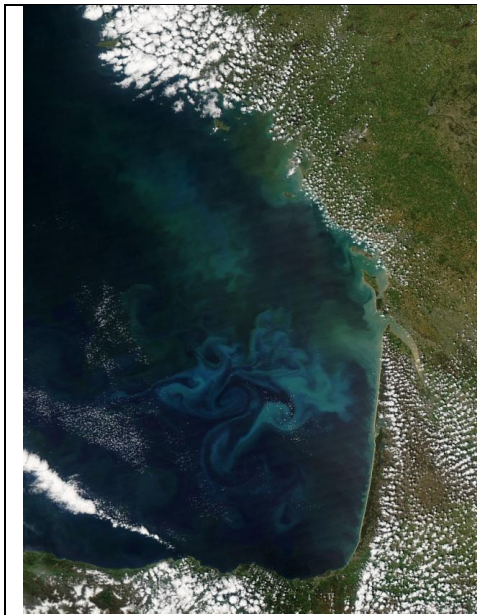


Figura 7.2

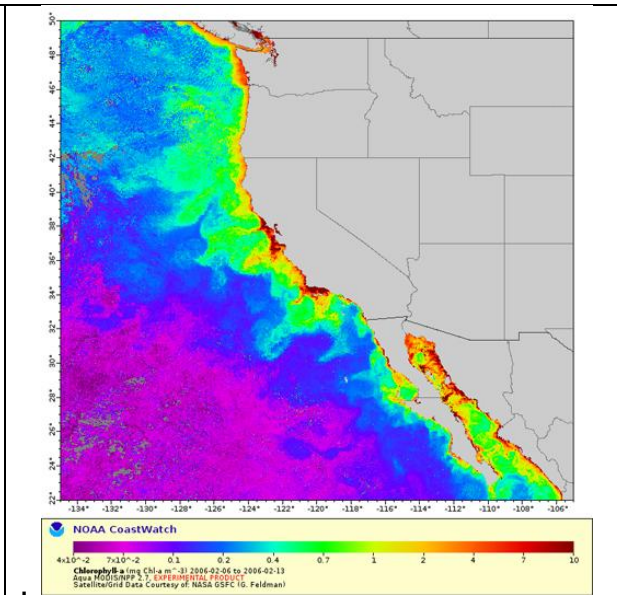


Figura 7.3

Efecte de les algues al color dels oceans. Tal i com s'observa, a la costa, on hi ha més presència de fitoplàncton, el color de l'aigua s'aprecia més verdós.

Informe radiogràfic del satèl·lit NOAA. En aquest cas, les zones verdes representen aquelles zones amb gran presència de material orgànic com algues.

El principi bàsic darrere el *remote sensing* del color de l'oceà des de l'espai és precisament aquest. Com més fitoplàncton hi hagi a l'aigua, més verda serà. Amb menys fitoplàncton, més blava serà. La radiometria del color oceànic és una tecnologia i una disciplina de recerca, basada en l'estudi de la interacció entre la radiació magnètica visible provinent del Sol amb el medi aquàtic. En general, el terme s'utilitza en el context del *remote-sensing*, sovint fet des de satèl·lits. Utilitzant radiòmetres sensibles, és possible mesurar de forma precisa l'espectre de colors que emergeixen de les aigües. [Figura 7.4] Degut a que aquestes substàncies estan formades per carboni orgànic, els investigadors acostumen a referir-se a aquestes mitjançant l'acrònim CDOM (Colored Dissolved Organic Matter).

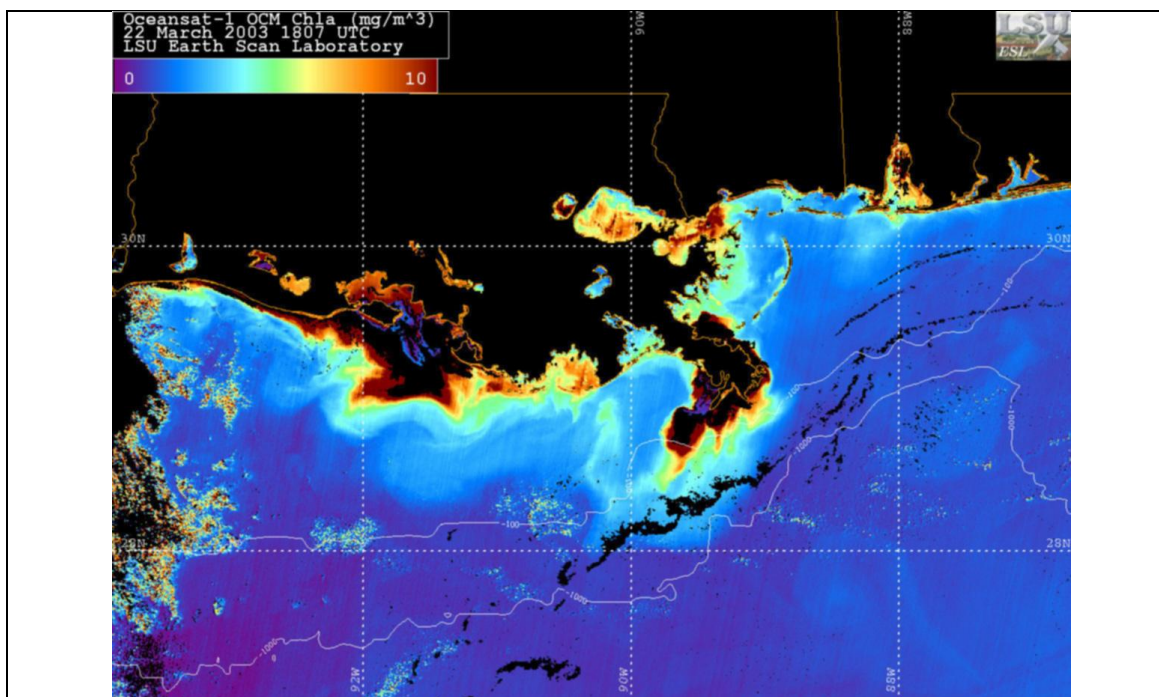


Figura 7.4

OceanSat-1. Anàlisi de la presència de compost orgànic a les aigües, i en unitats de mg/m³. Aquesta imatge és del 22 de març del 2003.

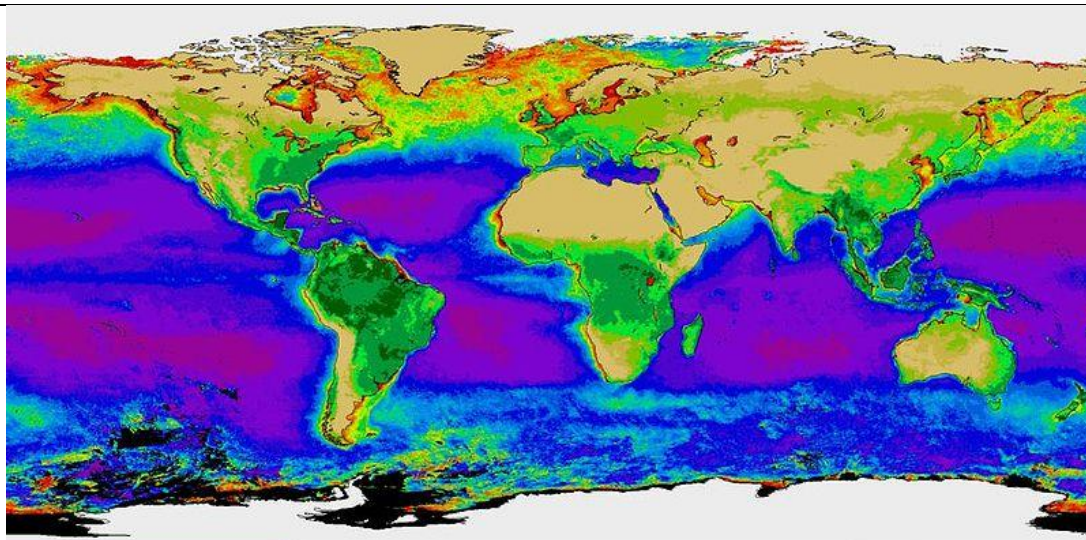


Figura 7.5

La biosfera global. Una composició de 60.000 imatges i tres anys de vegetació terrestre recollides per el radiòmetre d'alta freqüència CZCS.

Generalment el terme *radiòmetre* denota un detector de la radiació infraroja, encara que això inclou els detectors que operen en qualsevol longitud d'ona electromagnètica. Un espectroradiòmetre és un instrument dissenyat per mesurar les distribucions de l'espectre de la llum.

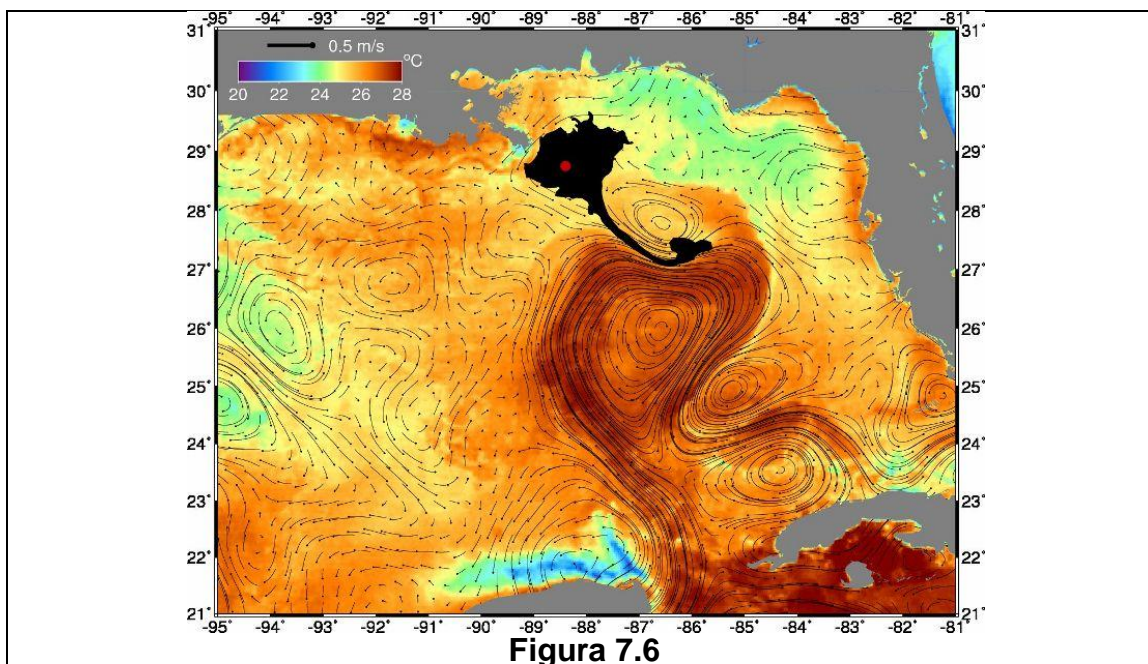


Figura 7.6

També és interessant que el satèl·lit sigui capaç d'analitzar la temperatura de l'oceà. D'aquesta manera les dades poden ésser corroborades analitzant els rangs de temperatures a l'oceà. En la imatge aquelles zones més vermelles tenen temperatura més elevada.

7.4.3 Espectre electromagnètic

S'anomena espectre electromagnètic a la distribució energètica del conjunt de les ones electromagnètiques, un exemple a la Figura 7.7. Si ens referim a un objecte s'anomena espectre a la radiació electromagnètica que emet o absorbeix una substància. Aquesta radiació permet identificar la substància de la mateixa manera que s'identifica una empremta dactilar.

Per l'estudi, l'espectre es divideix en segments o bandes. Cada banda té els seus usos determinats. Les ones es poden classificar de diverses maneres. Una d'elles és segons la seva freqüència (Sigles angleses), o bé amb noms comuns com Microones (entre 1GHz i 300GHz) o Infraroig (cossos que generen calor), ultraviolada o rajos Gamma.

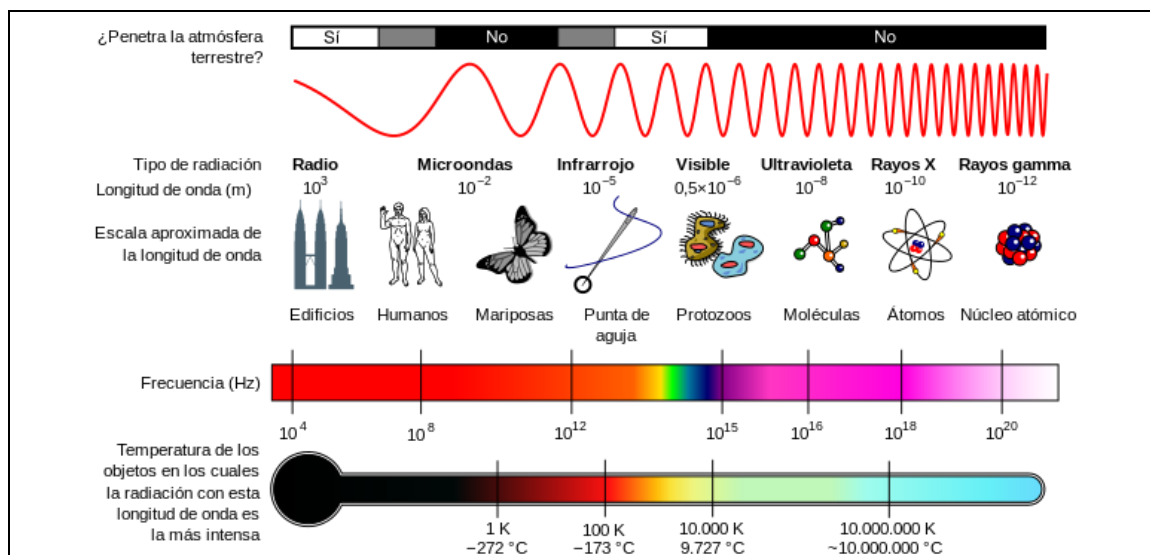


Figura 7.7

Diagrama de l'espectre electromagnètic. L'espectre s'estén des de la radiació de menor longitud d'ona, com els rajos gamma o X, fins a les ones de més longitud d'ona, com les ones de ràdio.

El rang energètic de l'espectre és molt variat. Qualsevol longitud d'ona té una freqüència associada i una energia. Així doncs, les radiacions d'alta freqüència tenen una longitud d'ona curta i molta energia. Amb les de baixa freqüència passa el contrari.

8 Subsistemes i Estructura

8.1 Introducció

Per aconseguir que el satèl·lit faci la funció que s'espera caldrà dissenyar els instruments del *payload* (sensors de radiometria) i buscar altres instruments que cobreixin les necessitats dels altres subsistemes (AOCS, Telecom...). En aquest capítol escollirem els components més bàsics per a fer funcionar el satèl·lit a l'espai.

8.2 *Payload*

Un dels instruments principals per aconseguir que el satèl·lit distingeixi els feixos de llum provinents de diverses zones de l'oceà Atlàntic i sigui capaç de detectar els diversos canals és el sensor del color oceànic, que especifiquem a continuació.

8.2.1 Centre de banda → 6 canals (UR7)

Tenim 6 canals disponibles i certes missions a dur a terme. Ja que l'objectiu del nostre sensor és l'obtenir una millor coneixença de la distribució de la biomassa de fitoplàncton i alhora entendre el procés que regula el creixement d'aquests organismes, hem de saber distribuir els sis canals dels què disposarem per a les observacions. La llum incident a l'oceà sortirà reflectida d'una manera o d'una altra segons la composició de l'aigua. Les diverses bandes permetran detectar aquests espectres reflectits i analitzar les dades.

L'aigua a l'oceà està descrita per tres components: matèria orgànica suspesa (clorofil·la), matèria inorgànica suspesa (sediments) i matèria orgànica dissolta (*Gelbstoff concentration* o substància groga). Segons la concentració de cada un d'aquests tres components dominarà un color o un altre.

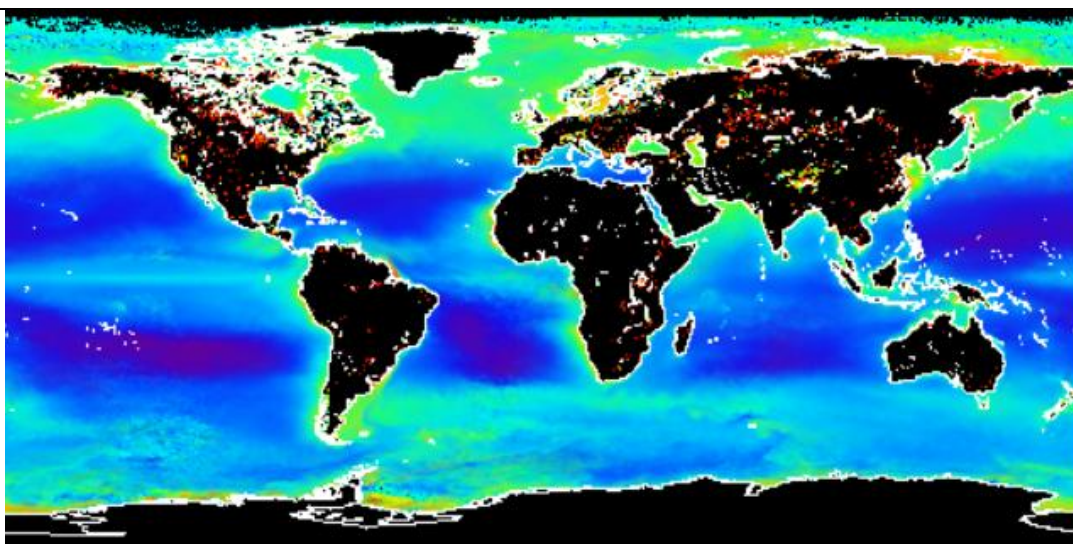


Figura 8.1

Estudi complet dels oceans Nimbus-7.

Per el nostre cas (satèl·lit de 6 canals, i per tant capaç d'analitzar en 6 tipus de banda diferents), s'ha determinat quatre de les bandes obligatòries a cobrir en els requeriments de la missió. Aquestes són les següents, amb les funcions respectives:

- **446nm** (blau-violeta) → Absorció màxima de clorofil·la (absència d'algues)
- **557nm** (verd) → Concentració de clorofil·la (presència d'algues)
- **672nm** (vermell) → Absorció d'aerosol

- **867nm** (vermell llunyà/proper infraroig) → Detecció de núvols

Si mirem el mapamundi de la Figura 8.1 podem observar que hi ha un color que no s'ha anomenat anteriorment, que és el groc. La matèria orgànica dissolta (CDOM) és òpticament mesurable a l'aigua. També s'anomena substància groga o *Gelbstoff*. Aquesta dissolució ocorre naturalment en medis aquàtics, i absorbeix molt la llum blava/ultraviolada, mentre que reflecteix generalment el color groc i groc/verd mentre augmenta la concentració. Una de les bandes analitzarà aquesta substància.

- **540/550nm** (groc) → Concentració de substància *Gelbstoff*

Finalment, ja hem dit anteriorment que ens interessava mesurar la temperatura a la superfície de l'aigua per treure les conclusions que facin falta. Per aquest motiu l'últim canal (utilitzant l'infraroig) podrà mesurar aquests canvis:

- **10.5-12.5 microones** (infraroig) → Temperatura a la superfície

Aquest darrer instrument es basarà en la tecnologia de mesura de la temperatura sense contacte (termòmetre d'infraroig). Un termòmetre d'infraroig és un termòmetre que mesura la temperatura a partir d'una porció de la radiació tèrmica emesa per l'objecte mesurat. Així doncs, coneixent la quantitat d'energia emesa per l'objecte i la seva emissivitat (capacitat d'emetre energia en radiació) és possible determinar la temperatura.

8.2.2 Distribució de la llum

L'energia solar reflectida a l'aigua serà mesurada en sis canals. La radiació provinent de la superfície del mar ha d'ésser dividida en dos feixos principals (un anirà a parar als cinc canals de color, l'altre al detector tèrmic).

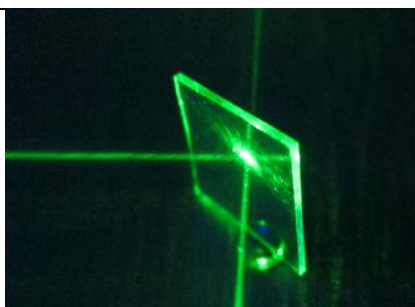
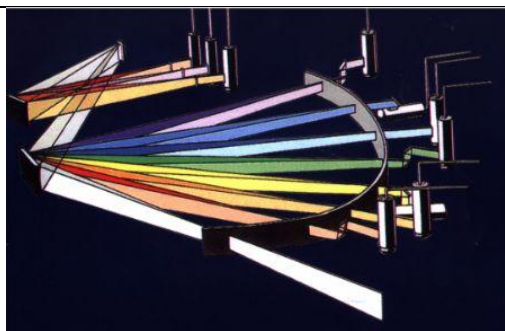


Figura 8.2

Divisor de feixos de llum d'alumini i recobert. Aquest instrument permet separar el 50 % de la llum reflectida del 50% restant, tot i que a la pràctica absorbeix una mica de llum.

**Figura 8.3**

Dispersió de la llum amb un policromador. El feix de llum que s'ha de transmetre als detectors (5 bandes) passarà per una entrada amb un petit policromador.

Un policromador és un aparell òptic que s'utilitza per a dispersar la llum en diverses direccions per aïllar certes parts de l'espectre electromagnètic, i per tant dividir la llum en diverses amplades d'ona o "bandes". Es diferencien dels monocromadors ja que permeten dispersar la llum simultàniament, que és el què ens interessa. Darrera de cada una de les cinc sortides del nostre policromador caldrà situar un detector dels cinc. Les imatges seran reproduïdes davant del sensor en la longitud d'ona determinada.

En l'altra sortida del divisor de la llum inicial, i com ja hem dit, caldrà posar un detector tèrmic a partir de l'ona infraroja. El detector tèrmic pot ser format a partir de HgCdTe (Mercuri-Cadmi-Tel·luri), ja que és l'únic material comú capaç de detectar l'ona infraroja. Aquestes ones van de 3 a 5 micròmetres fins a 8 a 12 micròmetres. Això vol dir que els dos tipus de finestres atmosfèriques poden ser detectades per aquest sensor⁶. Aquest material es troba en el terreny militar (Per a la visió nocturna o els míssils *heat-seeking*), en *remote-sensing*, i també en recerca astronòmica espacial.

Ja que aquest sistema està basat en el CZCS esmentat, amb retocs pel que fa als canals disponibles però amb el mateix sistema de captació de la llum, la resolució de l'aparell és superior a 1km (UR4). Per acomplir amb el requisit UR6 i UR5 es podria fer servir un mirall rotatori dins els angles determinats que rebessin llum de diverses zones.

8.3 Subsistemes genèrics

Els elements que hem escollit per al nostre satèl·lit per a cobrir les necessitats de la resta de subsistemes (ja que hem explicat el *Payload*) són els següents.

⁶ Zones de l'atmosfera terrestre que permeten el pas complet de l'ona infraroja sense pèrdua d'energia.

8.3.1 AOCS

Sensors:

- **2 Magnetòmetre SSTL**
 - \$222,800
 - 300g
 - 85mm x 35mm x 32mm
 - 7 anys
 - -20°C to +50°C
- **Altair HB+ Star Tracker**
 - \$240,400
 - 1000g
 - 7 anys
 - -20°C to +50°C
- **Sun Sensor 2-axis SSTL**
 - \$51,500
 - 500g
 - 95mm x107mm x 35mm
 - 7 anys
 - -40°C to +80°C
- **3 MTR-5 Torque Rods**
 - \$100,000
 - 2000g
 - 7 anys
 - 251mm x 30mm x 66mm
 - -30° a 50°

Mecanismes d'acció:

- **3x 200SP-M Smallsat Wheels**
 - \$437,200
 - 15 kg i 30W
 - 7,5 anys
 - 100mm x 100mm x 90mm
 - -20°C to +50°C

GPS Receiver:

- **GPS Receiver SGR-07**
 - o \$162,000
 - o 500g
 - o 6 anys
 - o 120mm x 78mm x 48mm
 - o -20°C to +50°C

Propulsor

- **Xenon Propulsor**
 - o \$200,000 (Aproximat)
 - o 12 kg
 - o 7,5 anys

8.3.2 Power

- **Battery Li-Ion**
 - o \$200,000 (Aproximat)
 - o 2kg
- **Solar Triple Junction (Per a un *budget* de 180W)**
 - o \$200,000 (Aproximat)
 - o 2kg
- **PCU Power Control Unit**
 - o \$142,000
 - o 400g
 - o 5W

8.3.3 Tèrmic

- **Pintura Tèrmica Thermal Coatings** (Si és necessari)
- **Heat Pipes i Conductors tèrmics**
- **Multi-layered Isulation** (A considerar)

8.3.4 Telecos

- **S-Band Quadrifiliar Helix Antenna**
 - o \$86,100
 - o 500g

- 10W
- 100mm x 100mm x 500mm
- 20°C to +50°C
- **X-Band Downlink Transmitter**
 - \$423,800
 - 4kg
 - 55W
- **S-Band Reciever**
 - \$174,600
 - 1,5kg
 - 2W
- **S-Band Patch Antenna**
 - \$122,000
 - 200g

8.3.5 On-Board Data Handling

- **OBC750 LEO flight computer** Utilitza el sistema operatiu VxWorks.
 - \$284,700
 - 2kg
 - 10W
 - 320x170x55 mm
 - 20° a 50°C
- **High Speed Data Recorder (HSDR) SSTL**
 - \$221,400
 - 1 kg
 - 20W
 - 320 mm x 170 mm x 55 mm
 - -20° C to +50° C
- **Mass Memory (256 Gb a 1Gb/s Interlink)**
 - \$353,500
 - 1,5kg
 - 25W
 - 306 x 320 x 60 mm
 - -20° C to +50° C

8.3.6 Comentaris

Com es pot apreciar a la llista anterior s'utilitzaria un sistema en banda K per a les connexions de baixada, tenint en compte la gran quantitat d'imatges generades pel satèl·lit. Per a la connexió de pujada, però, s'utilitzaria la banda S (Problemes de salut del satèl·lit i operacions).

Pel que fa al sistema de control es tiraria per Magnetorquers i rodes de reacció doncs donen més estabilitat i és el que més interessa al satèl·lit. Els sensors seran Magnetòmetres doncs per una missió polar LEO és el més recomanable, però juntament amb el GPS per determinar posicions en 3D i les mesures absolutes proporcionades pels Sun Sensors i l'Star Tracker.

El sistema de potència també és important de comentar. Es pensa en una placa de silici monocristal·lí d'alt rendiment ja que el nostre satèl·lit consumirà una gran quantitat de W de potència, com també una unitat de control de Potència que farà d'ordinador central. Tèrmicament el satèl·lit transmet la calor generada per conductors fins als panells d'alumini que l'irradien cap a l'espai. D'aquesta manera s'hauria de mirar en una fase posterior la millor manera per tal que sigui estable tèrmicament sense haver de tenir sistemes extres. La duració de la missió compleix el requisit UR8 ja que els instruments són de qualitat i no baixen de 6 anys de duració.

8.3.7 Conclusió Cost, Massa i Consum

Un cop escollits uns elements bàsics per al nostre satèl·lit anem a veure quin és el còmput total del preu i la Massa del satèl·lit per el moment.

Cost: Al voltant dels 3,7 milions (se li ha de sumar el preu del *Payload* i altres elements com la caixa, les connexions...). Compleix requisit UR10.

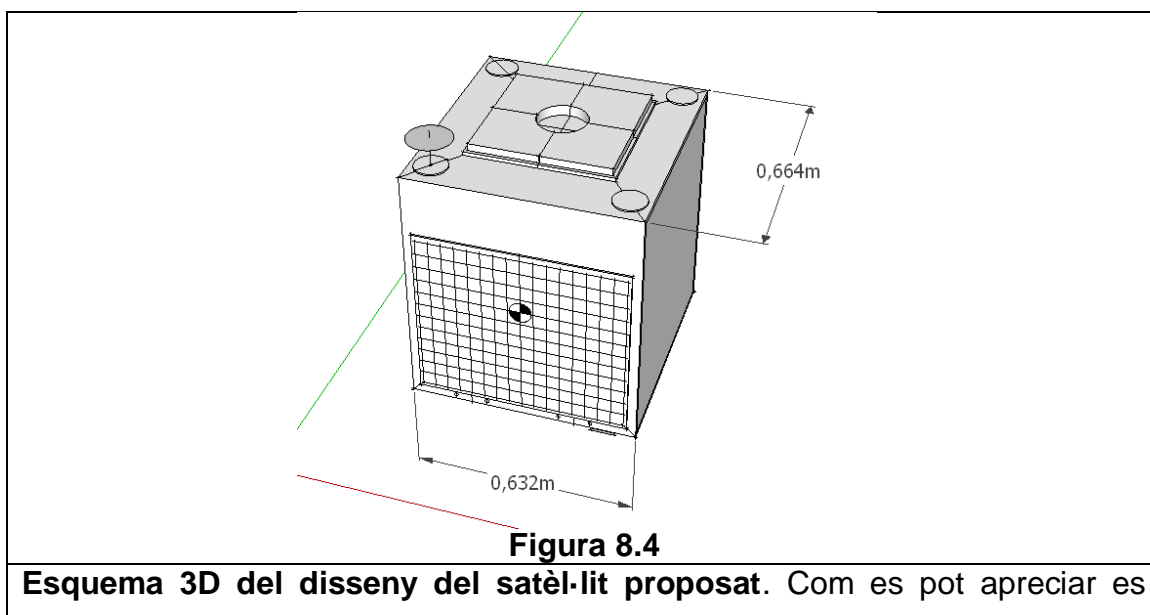
Massa: 46,4 kg (se li ha de sumar el pes de la caixa i *payload*, que afegirien una massa extra considerablement gran). Compleix requisit UR9.

Pel que fa a les plaques Solars hauran de proporcionar una energia equivalent a uns 180W, amb l'energia de seguretat d'un 20% a la nau, si es té en compte que tots els elements funcionen alhora (no és així) i amb les característiques corresponents. Cal tenir en compte que amb plaques als 4 costats aquesta energia s'assoleix, sobretot amb el rendiment d'una bona placa.

8.4 Estructura

Per a fer-nos una idea de l'aspecte d'un satèl·lit de 100 kg de massa s'ha fet uns dissenys amb SketchUp sobre el possible desenvolupament d'un satèl·lit d'aquestes característiques. La primera fase del procés seria aquesta, fer un esquema del satèl·lit amb un programa de modelat 3D i especificar els components del *Payload* necessaris per a dur a terme l'experiment. Aquests components ja han estat especificats anteriorment, per tant seguidament es mostra el disseny proposat. Si la missió tirés endavant, després caldria desenvolupar els instruments per a cobrir la resta de subsistemes, com són el de potència, telecomunicacions... Tot i així, en aquest sentit es podria buscar aparells presents al mercat que s'adaptessin a la missió en qüestió per tal de fer el procés més senzill tot i que potser més costós.

Així doncs, ja sabem que l'estructura d'un satèl·lit pot tenir formes molts diverses. Nosaltres ens hem basat en la forma cúbica ja que permet reduir espai i aprofitar-lo al màxim. D'aquesta manera es mostra a la part de dalt les antenes K i S (planes) com també la part rectangular per a l'encabiment del *Payload* científic format pels detectors en 6 bandes diferents. Seguidament es mostra el sistema de la placa giratòria per apuntar a 90 graus el Sol i treure'n un rendiment aproximat de 80W o més. Es veu l'element que encaixa amb el coet de llançament, que està preparat per a un PSLV (*Polar Satellite Launch Vehicle*), per exemple.



col·loca un panell solar desplegable en una de les cares i les 3 cares restants dels laterals (ja que la superior i inferior no es contenen) estarien cobertes de panells solars també.

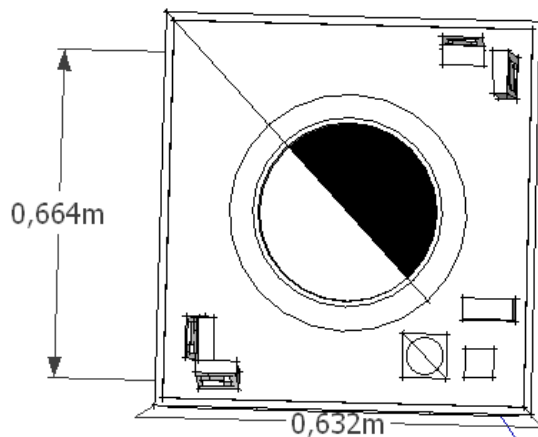


Figura 8.5

Part superior del satèl·lit. S'observa l'element de connexió amb el coet de llançament.

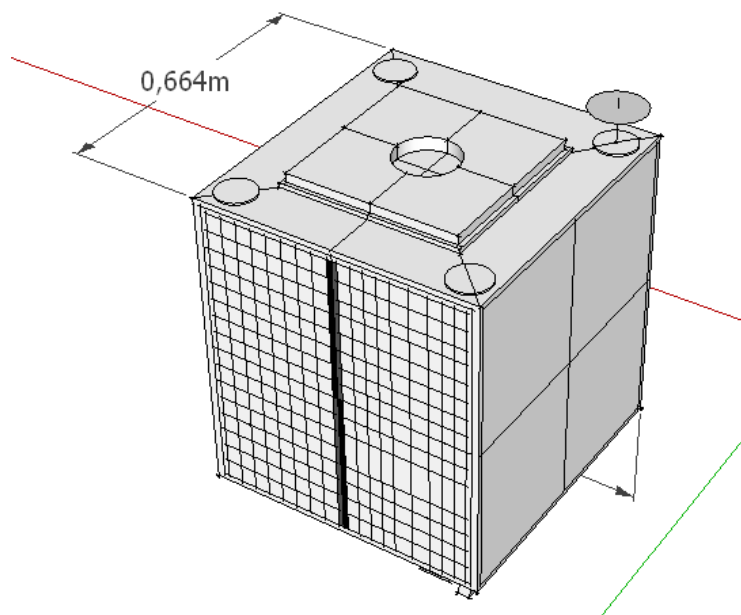
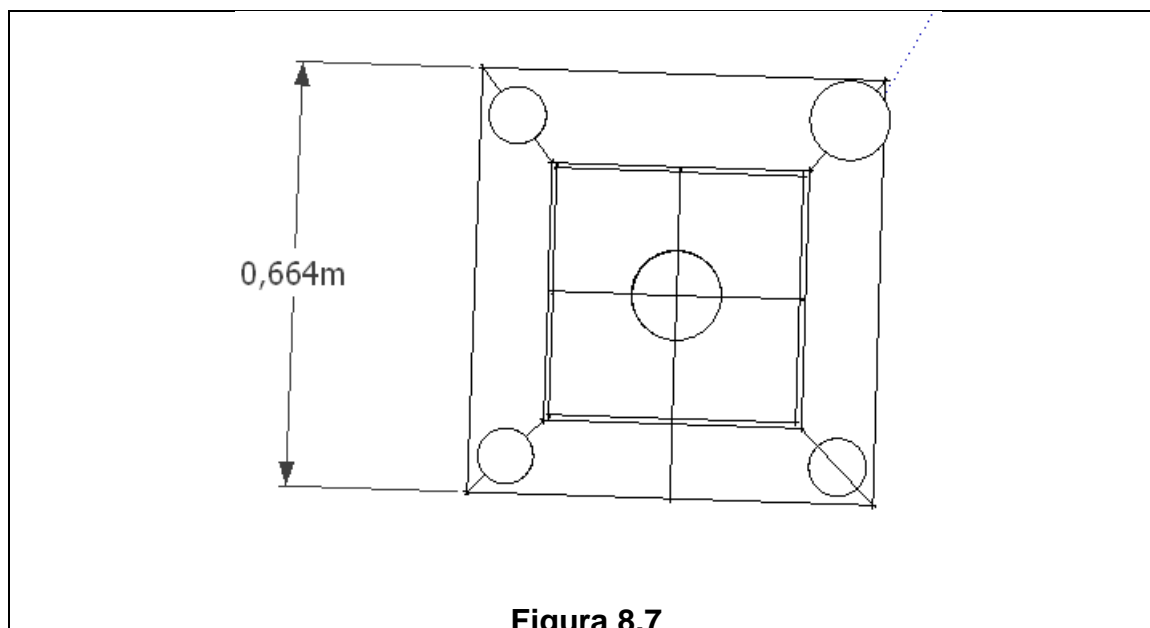


Figura 8.6

**Figura 8.7**

El material hauria de ser alumini honeycomb a l'interior, possiblement fibra de carboni. Plaques Solars als quatre costats laterals per a carregar una energia aproximada de 50-80W per tant caldria un bon sistema de bateries per assolir el consum màxim esmentat anteriorment de 180W. Cal considerar la pintura aplicable a certes zones on les temperatures d'operació siguin crítiques.

9 Estudi de l'òrbita per al satèl·lit

9.1 Introducció

Vistes les característiques estructurals més bàsiques del possible satèl·lit que fes la funció especificada per la missió a dur a terme, ens centrarem en el cos més important del treball. Aquest es basarà tant en els requeriments de la missió com en les característiques de *hardware* escollides a la secció 9 per a fer una òrbita òptima per acomplir la missió determinada.

D'aquesta manera s'estudiarà la trajectòria d'un satèl·lit d'observació oceànica, concretament amb una missió *d'Ocean Colour*, a partir de procediments matemàtics i l'estudi de gràfics.

9.2 Òrbita circular o el·líptica?

Per començar és important conèixer el tipus d'òrbita que marcarem com a base, la qual determinarà la forma i la posició més general d'aquesta per fer els càlculs a mesura que uns determinats objectius es volen cobrir. Les òrbites que hem estudiat i vist al llarg de la part teòrica són moltes i tenen funcions molt diferents cada una d'elles. Com que el nostre satèl·lit ha de ser capaç de fotografiar i observar degudament l'oceà Atlàntic per complir la seva missió sembla força clar que aquesta haurà de ser una òrbita circular. A continuació explicarem el perquè de tal decisió.

Òrbita circular al voltant de la Terra. Aquesta en concret és a més a més polar, per tant el satèl·lit sempre està a la mateixa altura de la superfície.

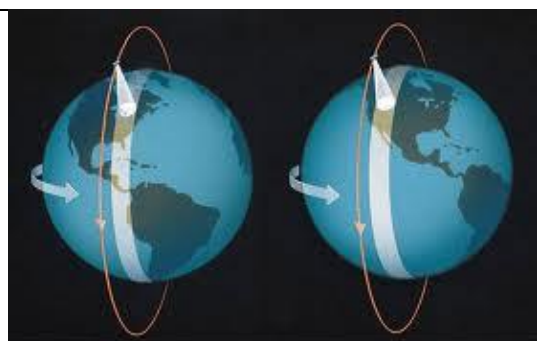
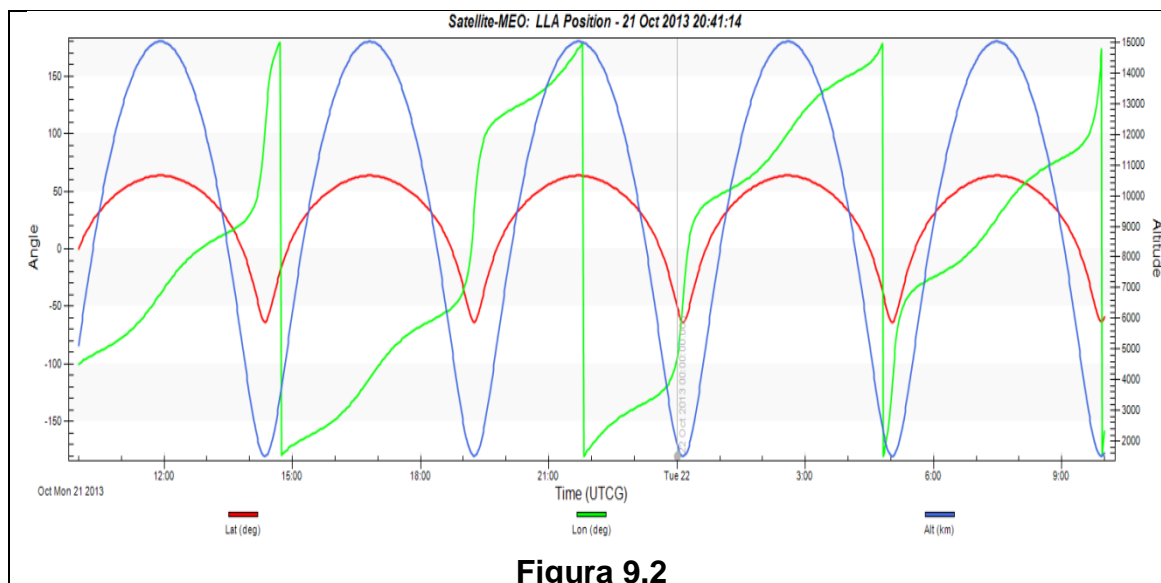


Figura 9.1



Longitud, Latitud i Altura de MEO, durant un període de temps determinat. Podem apreciar que al tractar-se d'un satèl·lit amb òrbita el·líptica, els valors canvien d'una forma peculiar, però seguint un procés periòdic. Com podem observar, en una òrbita MEO la longitud, la latitud i l'altura varien periòdicament, de la mateixa manera que la velocitat variarà.

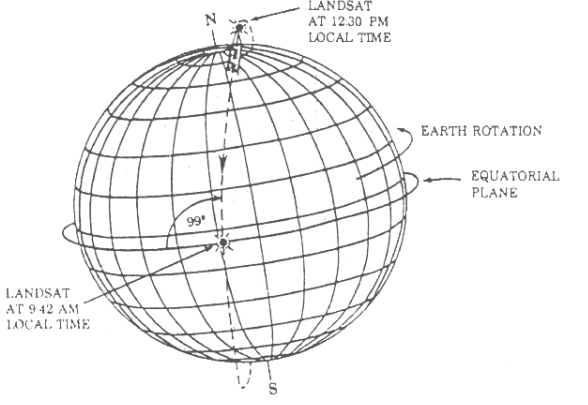
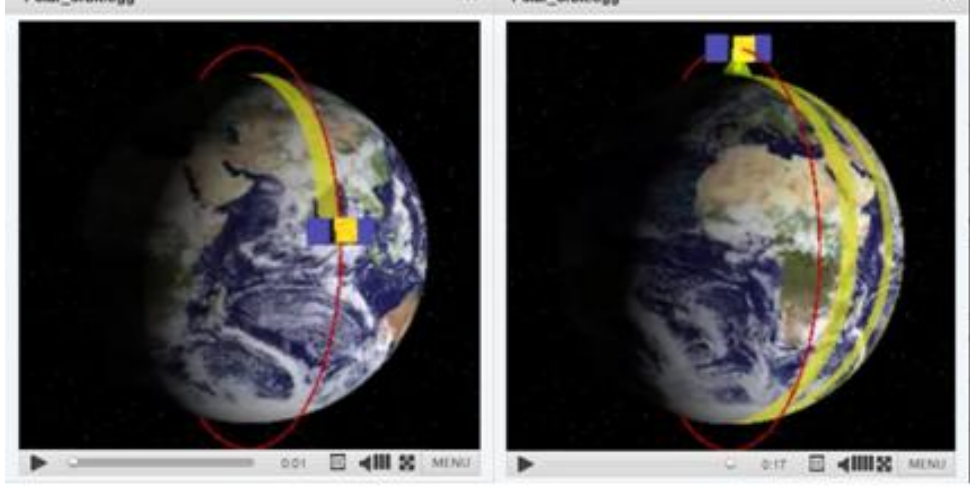
Una òrbita circular es caracteritza per tenir una trajectòria exactament igual a la d'una circumferència, i per tant sempre es localitza a la mateixa altura en tot el recorregut. Per contra, si agaféssim una òrbita el·líptica, aquesta variaria la seva altura a mesura que recorre la seva trajectòria i les velocitats variarien contínuament. Aquests motius, que poden semblar no gaire importants en un principi, són els que ens porten a triar una òrbita circular com a opció més viable per a començar els nostres càlculs. A més, sabem que una òrbita circular ens solucionarà molts aspectes de càlcul doncs molts dels sis paràmetres orbitals passaran a ser eliminats o simplement valorats amb un zero.

Per un estudi d'observació interessa que la velocitat de pas sigui sempre la mateixa i no cal parlar de l'altura, que faria variar la qualitat de les imatges constantment. A continuació parlarem de la inclinació que aquesta tindrà respecte al pla equatorial. Pel que fa als càlculs dels elements orbitals caldrà tenir en compte que una circumferència es podria comparar amb una el·lipse en què els dos focus s'han ajuntat fins aconseguir un sol punt. La mecànica que seguirà el satèl·lit un cop posat en òrbita serà, doncs, la d'un moviment circular uniforme.

9.3 Inclinació de l'òrbita

Ja sabem a què ens referim al parlar de la inclinació de l'òrbita per a un satèl·lit que orbiti la Terra. Aquesta és la que hi ha en relació amb el pla equatorial. Pel que fa a l'òrbita del nostre satèl·lit la inclinació és important per veure la quantitat de superfície que cobrirà a mesura que segueix la seva trajectòria.

La nostra Terra té un moviment orbital que ja hem explicat abans i que s'anomena rotació, degut al qual gira sobre el seu propi eix, com mostra la **Figura 9.3**. Així doncs, un satèl·lit polar (90 graus d'inclinació) seria capaç d'aprofitar al màxim aquesta rotació ja que aquest orbitaria en una direcció perpendicular a la rotació de la Terra.

 <p>Figura 9.3</p>	<p>Òrbita del satèl·lit Landsat. Es tracta d'un instrument amb una inclinació de gairebé 90 graus i per tant aprofita la rotació de la Terra per abastir el màxim de superfície del planeta.</p>
 <p>Figura 9.4</p>	
<p>Trajectòria d'un satèl·lit polar al llarg del temps. Podem veure com la Terra va girant, fent que el satèl·lit pugui veure una extensió de terreny més gran.</p>	

Per entendre millor el què estem intentant explicar, anem a veure una projecció aconseguida a partir d'un satèl·lit polar a la Figura 9.5.

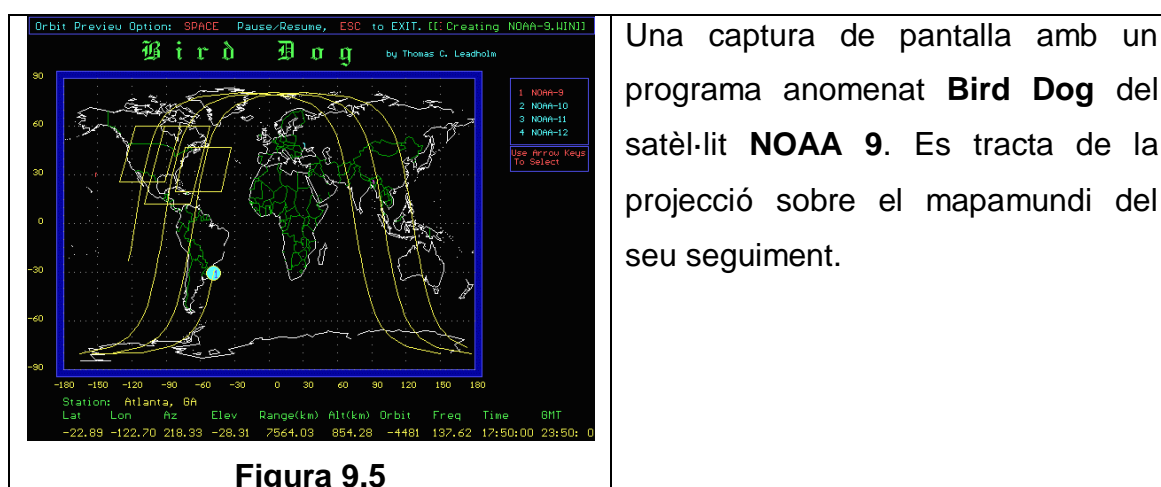


Figura 9.5

9.3.1 Two-Line Element Set

Cal dir que aquests programes de seguiment de satèl·lits utilitzen en majoria la tecnologia TLE (Two-Line Elements). Es tracta d'un conjunt d'elements de dues línies, un format de dades utilitzat per transmetre conjunts d'elements orbitals que descriuen les òrbites de qualsevol satèl·lit orbitant la Terra. Un programa d'ordinador anomenat *model* pot utilitzar aquest format de text per representar la trajectòria de l'objecte i calcular la posició en un moment determinat damunt de la Terra en un mapamundi. Va ser especificat pel NORAD (North American Aerospace Defense Command) i és utilitzat també per la NASA. Molts objectes espacials tenen el seu conjunt d'elements i són distribuïts gratuïtament a través de la xarxa. Tot seguit un exemple de LTE de l'ISS (International Space Station).

```
ISS (ZARYA)
1 25544U 98067A 08264.51782528 -.00002182 00000-0 -11606-4 0 2927
2 25544 51.6416 247.4627 0006703 130.5360 325.0288 15.72125391563537
```

9.4 Altura del satèl·lit

Ara anem a treballar l'apartat relacionat amb l'altura del satèl·lit. En el nostre cas es mantindrà constant. Per començar anem a recordar la teoria de les el·lipses per relacionar la longitud del semieix major (un paràmetre orbital) amb l'altura del nostre satèl·lit. En una òrbita circular sabem que el radi de la circumferència equivaldrà a la longitud del semieix major doncs els dos focus passen a ser el mateix punt de centre. Un cop hem recordat això cal saber que

a l'altura del satèl·lit com nosaltres la coneixem cal sumar-li el radi de la Terra (6371 kilòmetres de mitjana, és diferent l'equatorial que el polar) doncs el semieix major va des del centre real del cos orbitat.

Així doncs, ja podem calcular la relació entre l'altura del satèl·lit respecte la Terra (superfície), amb el període orbital d'aquest (temps que tardarà a fer una volta sencera al voltant d'aquesta. Això serà molt important doncs ho haurem de tenir en compte per calcular el nombre de voltes necessàries per cobrir l'oceà sencer i la inclinació necessària per aconseguir que estigui coordinat amb el Sol, i les imatges siguin sempre amb les mateixes ombres.

Partint de la tercera llei de Kepler:

$$T^2 = k \cdot r^3$$

La trajectòria del satèl·lit en el seu moviment al voltant de la Terra serà circular, per tant, poden considerar el mòdul de la seva velocitat constant. Considerarem que l'única força que actua sobre el satèl·lit és la força gravitatòria que actua sobre ell, F , i per tant, com que el satèl·lit es mou en una òrbita circular, podem aplicar la segona llei de Newton, en què a és l'acceleració centrípeta:

Equació 9.1

$$F = M_{Sat} \cdot a \rightarrow F = M_{Sat} \cdot \omega^2 \cdot r_{òrbita}$$

ω = és la velocitat angular del satèl·lit en el moviment al voltant de la Terra i r és el radi de l'òrbita.

Si substituïm $\omega = \frac{2\pi}{T}$ en l'Equació 9.1, trobem que:

$$F = M_{Sat} \cdot \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 \cdot r_{òrbita}$$

I si tenim en compte que la llei de la gravitació universal ens dóna la força, trobem que:

$$G \cdot \frac{M_{Terra} \cdot M_{Sat}}{r^2} = M_{Sat} \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 \cdot r_{òrbita}$$

Si simplifiquem:

$$G \cdot M_{Sat} = \frac{4 \cdot \pi^2 \cdot r_{òrbita}^3}{T^2}$$

Hem deduït la tercera llei de Kepler, aplicable a totes les òrbites. El quadrat del període del moviment de rotació de la Lluna entorn de la Terra és proporcional al cub del radi de l'òrbita. Per al nostre cas, ho hem expressat de la manera següent, equivalent però amb els paràmetres que es detallen:

$$T = 2\pi\sqrt{a^3/\mu}$$

on:

a és la longitud del **semieix major** de l'òrbita. (Alçada del satèl·lit + 6371 km)

μ és el paràmetre gravitacional estàndard.

$$\mu = GM$$

Un cop fets els càlculs corresponents del producte i simplificat correctament els valors i unitats, podem afirmar que el valor de μ corresponent a la Terra és de

$$\mathbf{398,600.4418 \times 10^9 \text{ m}^3\text{s}^{-2}}.$$

Ara que ja tenim el valor del paràmetre gravitacional estàndard del nostre planeta podem representar el resultat de la funció amb la variable de l'altura. Això ho hem fet amb **GeoGebra** i el resultat a la Figura 9.6.

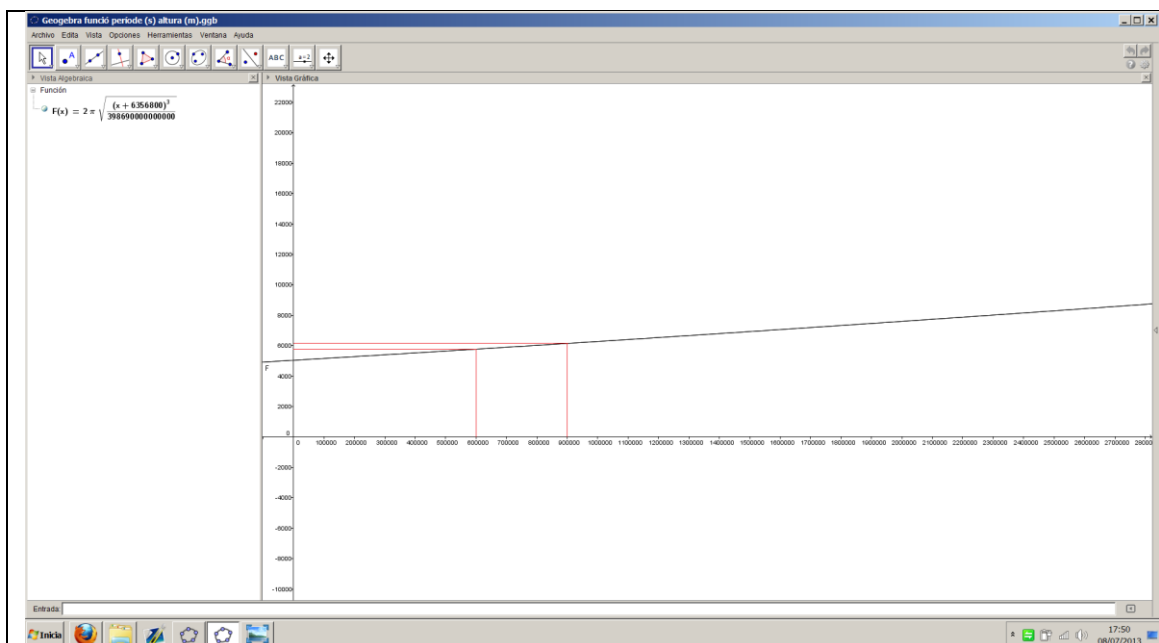


Figura 9.6

Hem marcat en vermell la zona que ens interessa, ja que el satèl·lit ha d'estar entre 600 i 900 kilòmetres d'altur. De moment això ens mostra que el període d'aquest satèl·lit estarà al voltant dels 6000 segons, o el que és el mateix, unes **1,6 hores** aproximadament.

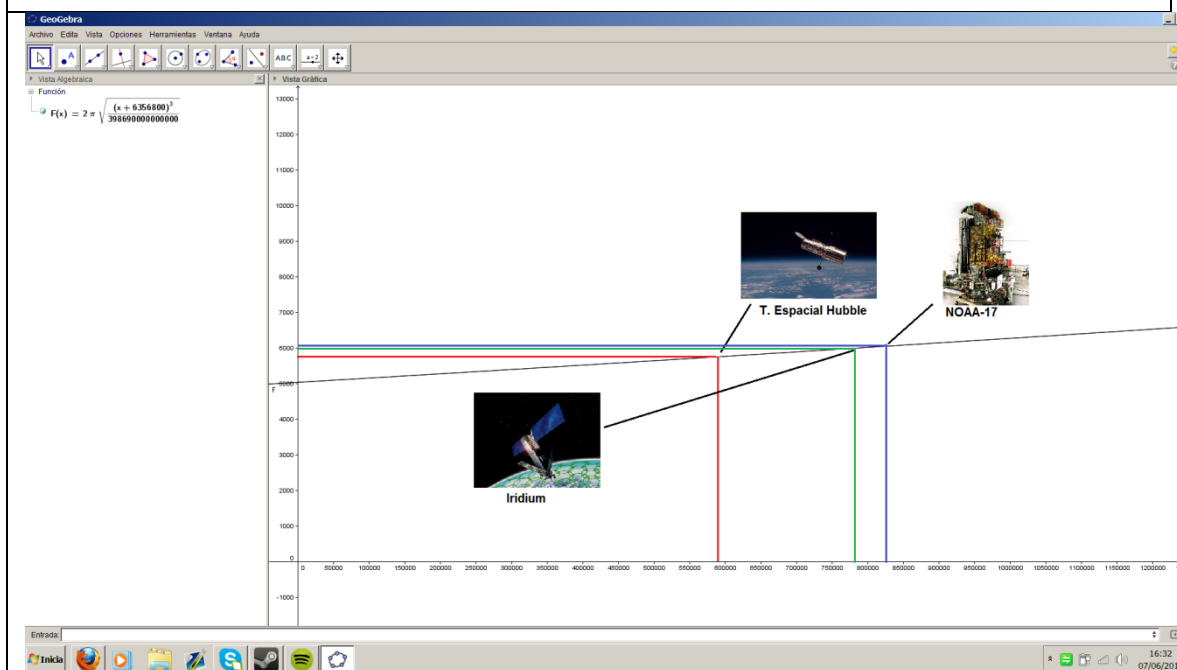


Figura 9.7

Alguns satèl·lits importants representats en la gràfica del període orbital. Com podem apreciar coincideixen les dades correctament.

Ara caldrà tenir també la relació lineal existent entre la superfície que el satèl·lit pot cobrir amb les seves càmeres i l'altura a la que està. Això ho podem fer

amb trigonometria sabent que el satèl·lit té una obertura en graus (la càmera) de 20 graus per tal que les imatges quedin clares i útils.

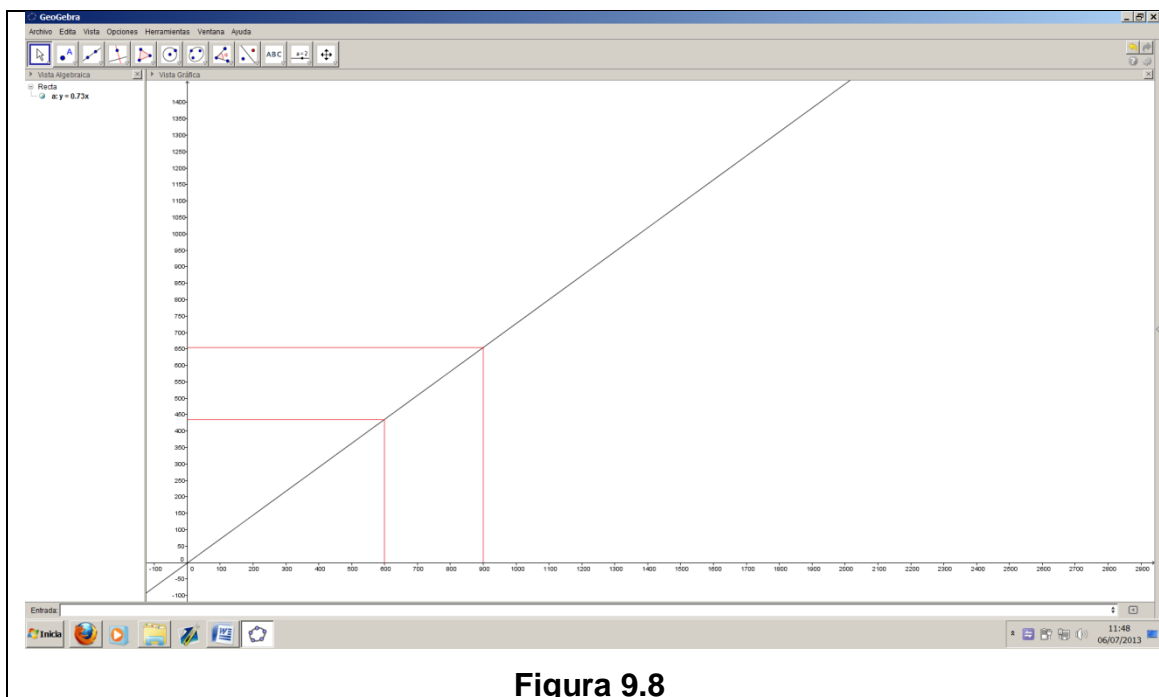


Figura 9.8

Aquí podem veure la relació entre l'altura del satèl·lit i la superfície que cobreix amb les seves càmeres. Això i el període ens permetran saber quantes voltes són necessàries per cobrir l'oceà. És important remarcar que això seria així si considerem la Terra plana, que òbviament no és així però de totes maneres les zones més laterals no es tindrien en compte per a l'estudi.

10 Velocitat del satèl·lit i energia mecànica

El moviment dels satèl·lits artificials és anàleg al moviment dels planetes quan giren al voltant del Sol, o al de la Lluna al voltant de la Terra. Considerem un cos esfèric de massa M , al centre del qual situem l'origen de coordenades, i una massa m que gira al seu voltant en una òrbita circular. Si el radi de l'òrbita és r :

$$\sum F = ma \rightarrow G \frac{Mm}{r^2} = m \frac{v^2}{r}$$

Si simplifiquem i aïllem v :

Equació 10.1

$$v = \sqrt{\frac{GM}{r}}$$

Amb aquesta expressió tenim la velocitat del satèl·lit quan està en una òrbita de radi r . D'altra banda, el principi de conservació de l'energia mecànica ens diu que E ha de ser constant, ja que estem en un sistema conservatiu, on no hi ha fregament ni actuen forces externes.

$$E_c + E_p = E$$

Així doncs, l'energia mecànica del satèl·lit és:

$$E = E_c + E_p = \frac{1}{2}mv^2 - \frac{GMm}{r}$$

Però E_c es pot expressar en funció de r . Així doncs:

$$E_c = \frac{1}{2}mG \frac{M}{r} = \frac{1}{2}G \frac{mM}{r} = \frac{1}{2} * \frac{GMm}{r}$$

Finalment, al substituir en l'expressió de l'energia mecànica:

$$E = \frac{1}{2}mG \frac{M}{r} - \frac{GMm}{r} = -\frac{1}{2} \frac{GMm}{r}$$

Equació 10.2

$$E = -\frac{1}{2} \frac{GMm}{r}$$

En el nostre satèl·lit, substituint els valors corresponents a l'Equació 10.1 i a l'Equació 10.2, tindrem que la velocitat en mòdul d'aquest seria de **7906,47 m/s** i l'energia mecànica de **-3.125*10⁸ Joules**. L'energia cinètica, per definició, seria la meitat de l'energia mecànica i per tant **1.56*10⁸ Joules**. Si calculem la longitud de la nostra òrbita trobarem que és de **40090492** metres. A la velocitat calculada, el satèl·lit tardaria el següent a recórrer l'espai calculat.

$$v = \frac{x}{t} \rightarrow t = 5070 \text{ segons}$$

11 Latitud i longitud de l'òrbita

11.1 Coordenades cartesianes i polars

Al llarg del curs ja hem parlat del què són les coordenades polars i com s'extreuen a partir de les cartesianes. Les relacions en un sistema pla (de dues dimensions), per passar de coordenades polars a rectangulars:

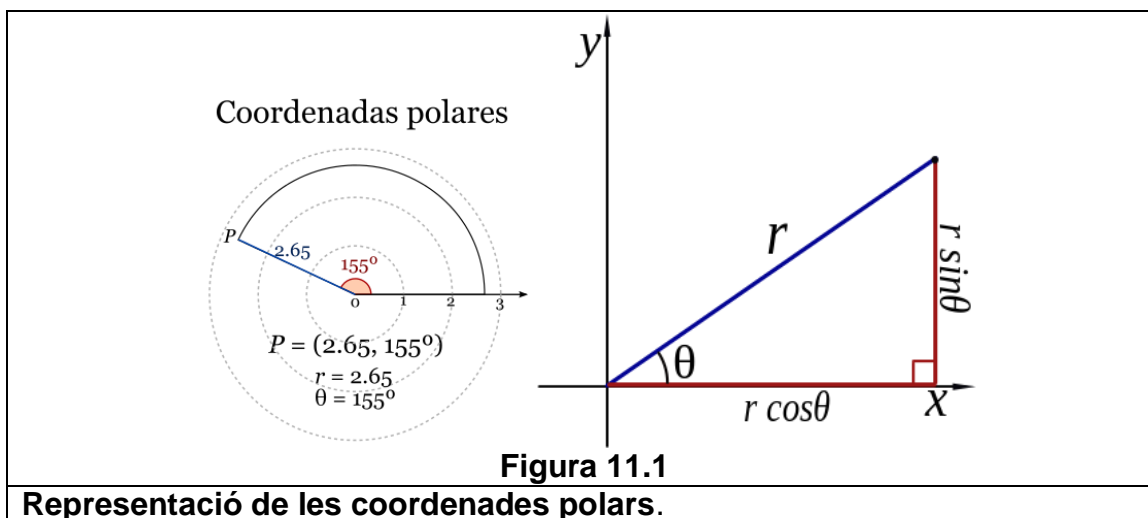
$$x = r \cdot \cos \theta$$

$$y = r \cdot \sin \theta$$

En termes de les relacions inverses, i per tant relacionant les coordenades rectangulars a polars:

$$r = \sqrt{x^2 + y^2}$$

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{y}{x}$$

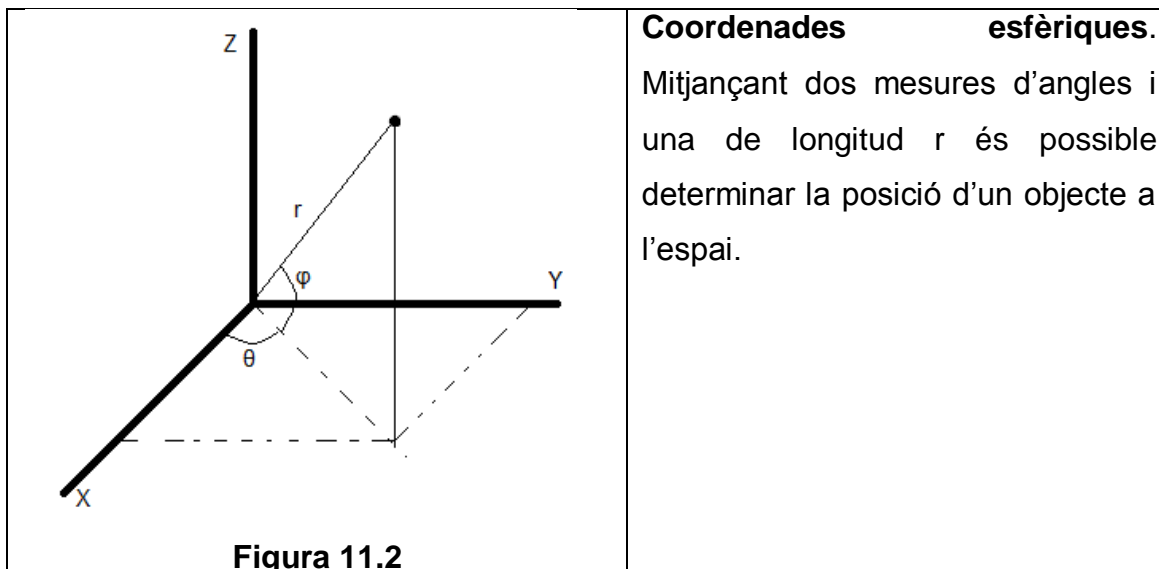


11.2 Coordenades esfèriques

Per aquest treball de recerca caldrà que introduïm un nou concepte, les coordenades esfèriques. Aquestes ens permetran representar la situació del satèl·lit projectada a la Terra en qualsevol moment.

El sistema de coordenades esfèriques es basa en la mateixa idea de les coordenades polars ja esmentades anteriorment, i utilitza dos mesures d'angle i una distància per a representar qualsevol posició d'un punt a l'espai. Això

permet mostrar la situació de qualsevol objecte, en el nostre cas el satèl·lit, en tres dimensions.



En conseqüència, un punt queda determinat per un conjunt de tres magnituds: el radi r , l'angle polar o colatitud θ i l'azimut φ . (Veure Figura 11.1)

$$x = r \cdot \cos \varphi \cdot \cos \theta$$

$$y = r \cdot \cos \varphi \cdot \sin \theta$$

$$z = r \cdot \sin \varphi$$

Per una banda cal tenir en compte les expressions anteriors. Inversament, parlaríem de les expressions següents:

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$$

$$\varphi = \arcsin\left(\frac{z}{r}\right) = \sin^{-1}\left(\frac{z}{r}\right)$$

$$\theta = \arctg\left(\frac{y}{x}\right)$$

Caldrà comentar breument què és l'*arcsin*. Es tracta de la funció inversa del sinus d'un angle. Si tenim $\arcsin \alpha$ el seu significat geomètric és l'arc sinus del qual és alfa, vist a la Figura 11.3.

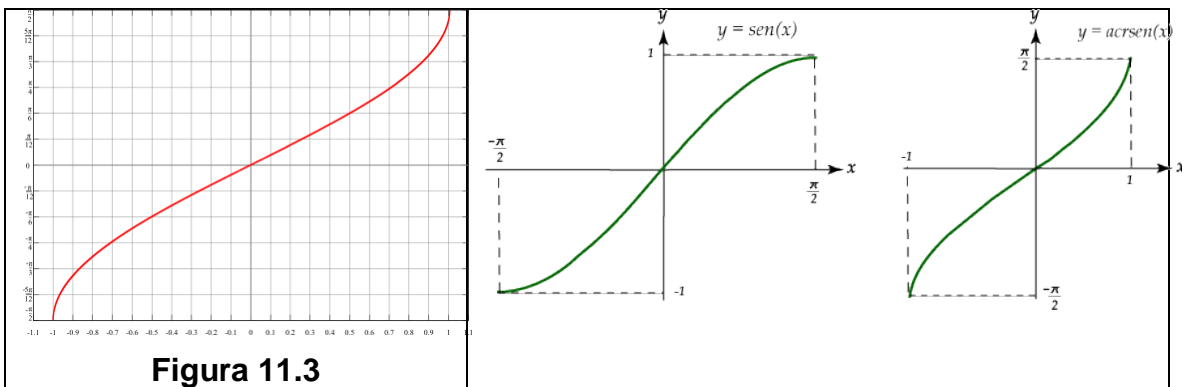


Figura 11.3

Gràfic de l'arcsinus.

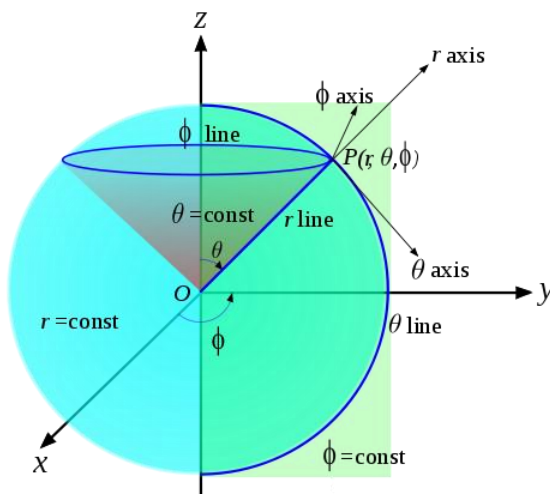


Figura 11.4

Esfera on es poden observar les coordenades esfèriques. Les equivalències segons la imatge anterior són les següents.

$$\phi = \theta$$

$$\theta + \varphi = \pi/2$$

$$\varphi = \frac{\pi}{2} - \theta$$

Nosaltres, ja que es tracta de la Terra i la majoria d'autors les utilitzen, parlarem de latitud en comptes de colatitud i de longitud en comptes d'azimut. En aquests casos la latitud té un marge de -90/90 i la mesura de la longitud en té un de -180/180 graus (- π a π en radiants). Cal tenir en compte la convenció utilitzada doncs aquesta serà bàsica per entendre les representacions gràfiques que sorgeixin dels càlculs determinats. Pels nostres càlculs utilitzarem l'anomenada convenció no EEUU, segons la qual per denotar l'angle azimutal o longitud s'utilitza φ i per referir-se a la latitud s'utilitza θ .

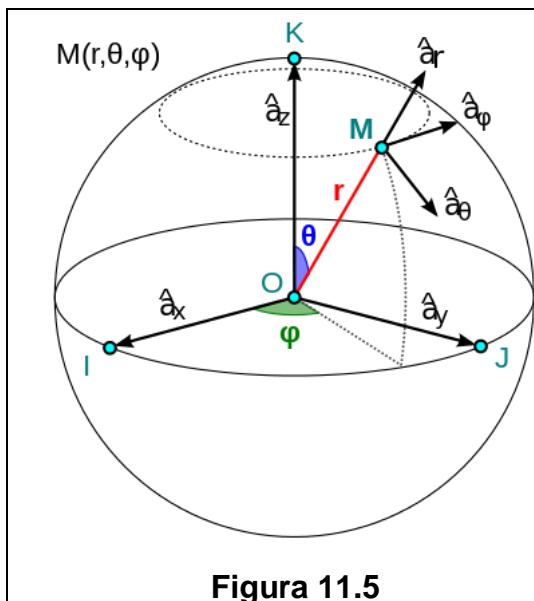


Figura 11.5

Convenció no EEUU. Aquesta és la convenció que nosaltres utilitzarem, i sovint és usada per físics, enginyers i matemàtics. Podem veure que els símbols per representar longitud i latitud estan intercanviats en relació amb l'altra convenció (EEUU). La latitud és l'angle marcat amb blau i la longitud l'angle marcat amb verd.

11.2.1 Relació entre coordenades esfèriques i cilíndriques

El sistema de coordenades cilíndriques és un sistema de coordenades tridimensional que essencialment estén el sistema de coordenades polars afegint-li una tercera coordenada (normalment notada z) que mesura l'alçada del punt per damunt del pla del sistema de coordenades polars inicial.

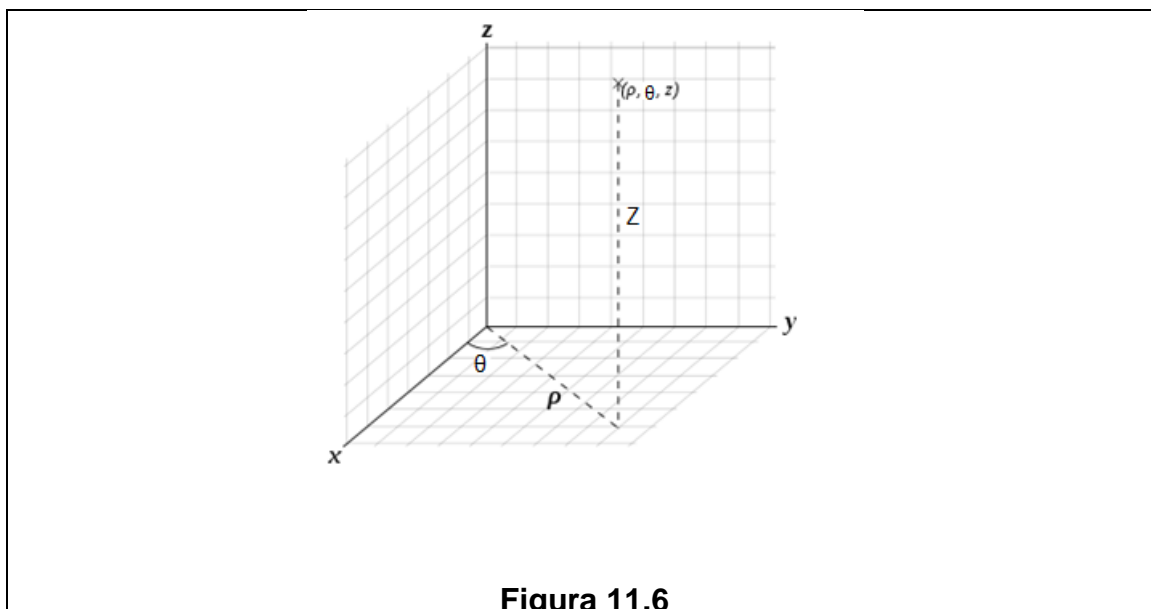


Figura 11.6

Coordenades cilíndriques. Mitjançant una mesura d'angle i una de longitud també és possible determinar la posició d'un punt. Com a sistema intermedi entre les coordenades cartesianes i les esfèriques, hi ha el de coordenades cilíndriques. (ρ, z, θ)

Es relaciona amb el sistema de coordenades esfèriques amb les relacions següents:

$$r = \sqrt{p^2 + z^2}$$

$$\varphi = \arctan \frac{z}{p}$$

$$\theta = \theta$$

i les seves inverses:

$$p = r \cos \varphi$$

$$\theta = \theta$$

$$z = r \sin \varphi$$

Amb les primeres igualtats trobem les coordenades esfèriques (φ , r i θ) a partir de les coordenades cilíndriques. Amb les segones podem trobar les coordenades cilíndriques (p , θ i z) a partir de les coordenades esfèriques. Totes estan amb relació a la Figura 11.2.

11.3 Ground Track a partir de les coordenades esfèriques

La teoria de les coordenades esfèriques ha estat mostrada, és el moment de veure què fem amb tot aquest conjunt de fórmules. Per entendre-ho caldrà dir que ens basarem en la latitud i la longitud del satèl·lit projectada a la Terra en un moment determinat, i a mesura que passa el temps utilitzarem les fórmules de les coordenades esfèriques per a veure com van variant les dues magnituds principals al llarg del temps, cosa que representarà la posició sobre la Terra del satèl·lit en qualsevol moment del qual sigui necessari saber on es localitza l'aparell.

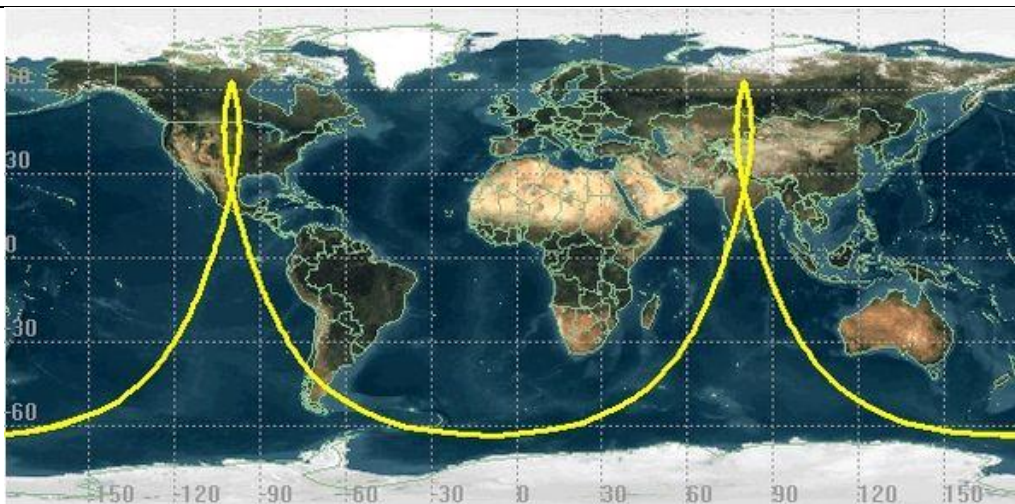


Figura 11.7

Tracking d'un satèl·lit mitjançant el programa STK 10. En la imatge podem veure els valors de la longitud (a baix) i els de la latitud (a l'esquerra). Si som capaços d'usar les fórmules correctament podrem aconseguir una línia representant el nostre satèl·lit damunt d'un mapamundi.

11.4 Expressions coordenades cartogràfiques

Les expressions de les coordenades cartogràfiques (longitud i latitud) corresponents al nostre satèl·lit es poden extreure de les coordenades esfèriques que abans hem explicat. Aplicades al nostre cas, i parlant d'astrodinàmica, les equacions que donaran les tres coordenades x , y , z en unes coordenades en 3 dimensions seran les següents: (Equacions extretes de la referència bibliogràfica N° 19 Capítol II)

Equació 11.1

$$x = r \cdot (\cos \Omega \cdot \cos \psi - \sin \Omega \cdot \sin \psi \cdot \cos i)$$

Equació 11.2

$$y = r \cdot (\sin \Omega \cdot \cos \psi + \cos \Omega \cdot \sin \psi \cdot \cos i)$$

Equació 11.3

$$z = r \cdot \sin \psi \cdot \sin i$$

Ja que omega (Ω) té un valor de 0 actualment, els únics valors que tocarem seran la inclinació i la ψ , que és el resultat de:

Equació 11.4

$$\psi = \sqrt{\mu} \cdot a^{-3/2} \cdot t$$

Així doncs, podem tornar a expressar les expressions anterior de la manera següent:

$$x = r \cdot \cos \psi$$

$$y = r \cdot \sin \psi \cdot \cos i$$

$$z = r \cdot \sin \psi \cdot \sin i$$

De l'Equació 11.1, l'Equació 11.2 i l'Equació 11.3 en podem extreure les igualtats de la latitud i la longitud, que seran les següents:

$$\textit{latitud: } \varphi = \arcsin (\sin \psi \cdot \sin i)$$

$$\textit{longitud: } \theta = \arctg (\tg \psi \cdot \cos i)$$

De les expressions de les coordenades esfèriques podem calcular les de la latitud i la longitud, que ens donaran la latitud i la longitud del satèl·lit segons la inclinació "i" i el valor ψ que resulta de l'Equació 11.4. Com podem veure, doncs, el valor de "Psi" és el resultat de l'arrel de "Mu" amb el producte del radical del semieix major (altura del satèl·lit + radi de la Terra) i el temps. Podem veure que aquesta expressió ja l'havíem utilitzat anteriorment per a calcular el període orbital del satèl·lit.

El valor Psi només variarà si varia l'altura del satèl·lit (ara fixada a 600 km), i en poca mesura. El valor de la inclinació serà de 89 graus, passats a radians, i ja podrem representar el següent. Fets els càlculs corresponents per omplir les dues variables en les dues funcions, podrem posar en un full de càlcul les dues columnes amb els valors corresponents cada cert espai de temps, en el nostre cas cada 60 segons.

Podrem observar a continuació que hi ha un terme que possiblement surt del que hem explicat a continuació $(-0,0000727 \cdot A^2)$. Es tracta de la conseqüència que tindrà la rotació de la Terra en la variació de la Longitud, doncs s'ha de tenir en compte ja que estem projectant el satèl·lit sobre la Terra per més endavant saber per on passa a cada moment. Un cop explicades totes les variables, primer posarem l'expressió final de cada cel·la i després la variació d'aquestes dues a llarg de 1440 segons.

LA LONGITUD

$$= \text{ATAN2}(\text{COS}(0,00108311 \cdot A^2); \text{SENO}(0,00108311 \cdot A^2) \cdot \text{COS}(1,553343034)) - 0,0000727 \cdot A^2$$

LA LATITUD

$$= \text{ASENO}(\text{SENO}(0,001083109 \cdot A^2) \cdot \text{SENO}(1,553343034))$$

398600 Mu (μ)
 6978 (R. Terra + 600)
 0,00108311 Psi=0,001*t
 1,55334303 89° en RAD

Temps (s)	Longitud	Latitud
0	0	0
60	-0,0032262	0,0649766
120	-0,0064428	0,1299532
180	-0,0096397	0,1949295
240	-0,0128063	0,2599057
300	-0,0159308	0,3248814
360	-0,0189999	0,3898566
420	-0,0219979	0,4548313
480	-0,0249062	0,5198051
540	-0,0277021	0,584778
600	-0,0303571	0,6497497
660	-0,0328344	0,7147197
720	-0,0350863	0,7796879
780	-0,037048	0,8446535
840	-0,0386302	0,9096157
900	-0,0397052	0,9745736
960	-0,0400832	1,0395254
1020	-0,0394695	1,1044685
1080	-0,0373795	1,1693987
1140	-0,0329555	1,2343085
1200	-0,0245223	1,2991833
1260	-0,0083089	1,36399
1320	0,02629726	1,4286356
1380	0,12467709	1,4927186
1440	0,89887731	1,5501022

Els valors anteriors són en radianys, doncs és la mesura general per a operacions trigonomètriques, per a veure el mateix en graus haurem d'afegir el producte ($180/\pi$), doncs és la conversió universal de radianys a graus, mitjançant un factor de conversió com el següent.

Equació 11.5

$$x \text{ rad} = x \frac{180}{\pi}$$

Així doncs, la taula anterior en graus seria la següent:

Temps (s)	Longitud °	Latitud °
0	0	0
60	-0,1848493	3,72288657
120	-0,3691452	7,44576831
180	-0,5523153	11,1686402
240	-0,733748	14,891497
300	-0,9127688	18,6143327
360	-1,0886121	22,3371406
420	-1,2603855	26,0599131
480	-1,4270221	29,7826407
540	-1,5872161	33,5053121
600	-1,7393321	37,2279129
660	-1,8812748	40,950425
720	-2,0102952	44,6728243
780	-2,1226935	48,3950785
840	-2,2133482	52,1171429
900	-2,2749384	55,8389536
960	-2,2965962	59,5604156
1020	-2,2614358	63,2813816
1080	-2,1416881	67,0016088
1140	-1,8882136	70,7206679
1200	-1,4050248	74,4377196
1260	-0,4760677	78,1508724
1320	1,50672212	81,8547904
1380	7,14347126	85,5264733
1440	51,5018764	88,8143162
1500	155,81683	86,7558266
1560	165,187321	83,1174944
1620	167,889991	79,4199008
1680	169,072948	75,7089718
1740	169,674028	71,992951
1800	169,991598	68,274452

1860	170,149983	64,5545623
1920	170,210188	60,8338151
1980	170,205659	57,1125026
2040	170,156273	53,3907985
2100	170,074597	49,6688125
2160	169,968971	45,9466174
2220	169,845162	42,2242636
2280	169,707291	38,5017871
2340	169,558392	34,7792143
2400	169,400758	31,0565653
2460	169,236165	27,3338555
2520	169,066018	23,6110972
2580	168,89146	19,8883005
2640	168,713434	16,1654735
2700	168,532747	12,4426232
2760	168,3501	8,71975589
2820	168,166123	4,99687694
2880	167,9814	1,27399148
2940	-192,20351	-2,4488956
3000	-192,38806	-6,1717796
3060	-192,57168	-9,8946554
3120	-192,75378	-13,617518
3180	-192,93371	-17,340362
3240	-193,11073	-21,06318
3300	-193,28401	-24,785965
3360	-193,45253	-28,50871
3420	-193,6151	-32,231402
3480	-193,77019	-35,954028
3540	-193,91588	-39,676573
3600	-194,04969	-43,399014
3660	-194,16826	-47,121322
3720	-194,26705	-50,843458
3780	-194,33959	-54,565364
3840	-194,37644	-58,286959
3900	-194,36316	-62,008116
3960	-194,27648	-65,728632
4020	-194,07639	-69,448157
4080	-193,68755	-73,166034
4140	-192,94948	-76,880857
4200	-191,44939	-80,589008
4260	-187,71295	-84,277502
4320	-170,3824	-87,843008

Aquest cop el temps s'ha allargat fins a 4320 segons, per veure què passa amb la longitud. Mentre la latitud es manté entre un màxim de 90 graus i un mínim de -90, que és correcte i el què li pertoca, la longitud expressa valors més negatius dels esperats, que seria un mínim de -180. A continuació explicarem el perquè d'això.

Com hem dit, i per aprofitar la rotació de la Terra per observar el màxim d'oceà, hem afegit el valor que restava una quantitat de graus en funció dels segons, doncs és el què passaria amb la rotació de la Terra. A causa d'això, però, la longitud s'ha "mogut" al llarg de l'eix de les "x" i s'aniria desplaçant cada vegada més i més, doncs la funció no sap que el límit és -180, i de fet, en aquest punt hauria de tornar a 180, que és el mateix punt. Hem d'aconseguir, doncs, que la funció entengui que arribats a -180 graus s'ha de tornar a 180, que és el mateix valor de longitud, i no seguir augmentant el nombre negatiu doncs no sortirà el gràfic esperat. Això ho aconseguirem a partir de l'ús de la part entera.

11.5 Part entera

En matemàtiques, les funcions de part entera són funcions que agafen un nombre real y retornen el nombre enter més pròxim, sigui per excés o per defecte, o una unitat determinada.

$$f : \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{Z}$$

Aquesta funció és molt important per nosaltres doncs la utilitzarem per aconseguir que els nostres valors de longitud no marxin del rang -180/180, que és el què passava anteriorment. El què volem, doncs, és que quan un valor arribi a π , que és 180 graus en radians, retorni el valor $-\pi$ per defecte (-180 en radians).

Segons la forma de considerar el nombre enter més pròxim, es poden considerar dues funcions principals:

- **Funció terra**, que a cada nombre real retorni el nombre enter més pròxim per defecte, com veiem en la Figura 11.8. Alguns llenguatges de programació tenen una implementació anomenada *floor*.

- **Funció sostre**, que a cada nombre real retorni el nombre enter més pròxim per excés. Alguns llenguatges de programació l'anomenen *ceil*.

Nosaltres utilitzarem la funció terra. Aquesta es pot expressar de la forma general:

Equació 11.6

$$\lfloor x \rfloor = \max\{k \in \mathbb{Z} | k \leq x\}$$

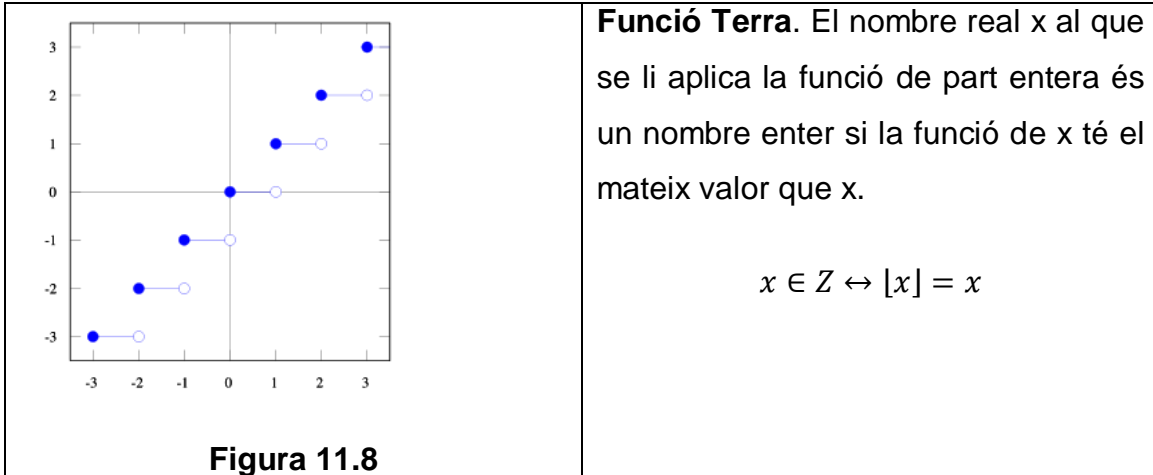
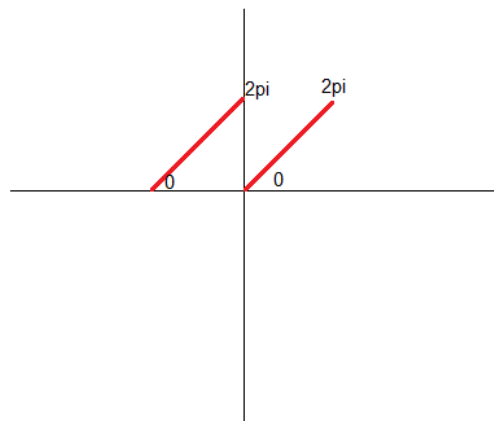


Figura 11.8

En el nostre cas, el que volem és que a l'arribar a π la funció de la longitud retorni els valors a partir de $-\pi$. Amb l'expressió següent aconseguirem que a l'arribar a 2π torni a 0. Així doncs:

$$Lon - \text{floor} \left[\frac{Lon}{2\pi} \right] * 2\pi$$

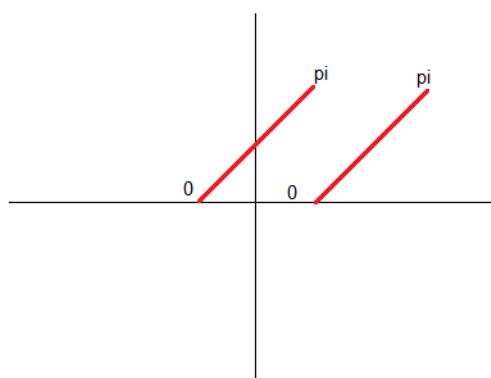
L'expressió anterior seguiria la línia següent.



Aquesta expressió caldrà moure-la cap a l'esquerra i cap avall, per aconseguir que els valors es moguin entre π i $-\pi$. El primer pas serà, doncs, moure l'expressió cap a l'esquerra, afegint el següent:

$$(Lon + \pi) - floor \left[\frac{(Lon + \pi)}{2\pi} \right] * 2\pi$$

Ara, el gràfic per representar la funció transportada seria el següent.



Finalment, falta moure la funció cap avall. Per fer-ho afegirem a la funció anterior la resta de π :

$$(Lon + \pi) - floor \left[\frac{(Lon + \pi)}{2\pi} \right] * 2\pi - \pi$$

Un cop hem trobat l'expressió que farà que la longitud es mantingui en el rang correcte, ja podem tornar a expressar el quadre anterior, en radiants i graus, per observar la diferència. A continuació es mostraran els gràfics que constitueixen el seguiment del satèl·lit en mesures correctes.

LONG RAD

$$=(B2+PI())-ENTERO((B2+PI())/(2*PI()))*(2*PI())-PI()$$

La funció ENTERO és el *floor* a l'*excel*. La cel·la B2 és on hi ha la longitud sense aplicar la funció ENTERO (la que hem mostrat abans). Aquesta expressió és la que hi ha anteriorment però en una sola línia.

Temps (s)	Long Rad	Latitud Rad	Temps (s)	Long °	Latitud °
0	0	0	0	0	0
60	-0,0032262	0,06497663	60	-0,1848493	3,72288657
120	-0,0064428	0,12995317	120	-0,3691452	7,44576831
180	-0,0096397	0,19492954	180	-0,5523153	11,1686402
240	-0,0128063	0,25990565	240	-0,733748	14,891497
300	-0,0159308	0,32488139	300	-0,9127688	18,6143327
360	-0,0189999	0,38985665	360	-1,0886121	22,3371406
420	-0,0219979	0,45483129	420	-1,2603855	26,0599131
480	-0,0249062	0,51980514	480	-1,4270221	29,7826407
540	-0,0277021	0,58477801	540	-1,5872161	33,5053121
600	-0,0303571	0,64974965	600	-1,7393321	37,2279129
660	-0,0328344	0,71471975	660	-1,8812748	40,950425
720	-0,0350863	0,77968787	720	-2,0102952	44,6728243
780	-0,037048	0,84465346	780	-2,1226935	48,3950785
840	-0,0386302	0,90961574	840	-2,2133482	52,1171429
900	-0,0397052	0,97457359	900	-2,2749384	55,8389536
960	-0,0400832	1,03952536	960	-2,2965962	59,5604156
1020	-0,0394695	1,10446846	1020	-2,2614358	63,2813816
1080	-0,0373795	1,16939868	1080	-2,1416881	67,0016088
1140	-0,0329555	1,2343085	1140	-1,8882136	70,7206679
1200	-0,0245223	1,29918329	1200	-1,4050248	74,4377196
1260	-0,0083089	1,36399004	1260	-0,4760677	78,1508724
1320	0,02629726	1,4286356	1320	1,50672212	81,8547904
1380	0,12467709	1,49271856	1380	7,14347126	85,5264733
1440	0,89887731	1,55010224	1440	51,5018764	88,8143162
1500	2,71951671	1,51417482	1500	155,81683	86,7558266
1560	2,88306263	1,45067394	1560	165,187321	83,1174944
1620	2,93023312	1,38613876	1620	167,889991	79,4199008
1680	2,95087962	1,32137083	1680	169,072948	75,7089718
1740	2,96137044	1,25651403	1740	169,674028	71,992951
1800	2,96691309	1,19161398	1800	169,991598	68,274452
1860	2,96967743	1,12668966	1860	170,149983	64,5545623
1920	2,9707282	1,06175037	1920	170,210188	60,8338151
1980	2,97064915	0,99680121	1980	170,205659	57,1125026
2040	2,96978721	0,93184522	2040	170,156273	53,3907985
2100	2,96836168	0,86688431	2100	170,074597	49,6688125

Com podem veure els valors ja són lògics, i la longitud no es veu afectada gràcies a la darrera aplicació de la funció terra. Ara ja tenim un full de càlcul amb la longitud i la latitud corresponent al satèl·lit a cada moment determinat. Mostrarem algunes gràfiques de diversos períodes de temps i el camí que

segueix el satèl·lit en les referències que més entenem, i per tant, en graus. L'eix **y** del gràfic serà la latitud, i l'eix **x** la longitud.

11.6 Canvis en la inclinació (Gràfics)

Un cop tenim el full de càlcul amb les expressions trigonomètrics correctes i funcionals, podem veure els canvis en els gràfics mitjançant el canvi de la inclinació. Cal tenir en compte que podríem variar també l'altura, però de moment la deixarem com està (600 km), doncs més endavant pot ser que sí necessitem variar-la, tot i que no canvia gaire el període orbital i ho sabem ja que abans ho hem calculat (és d'unes 1,6 hores). Es manté gairebé constant.

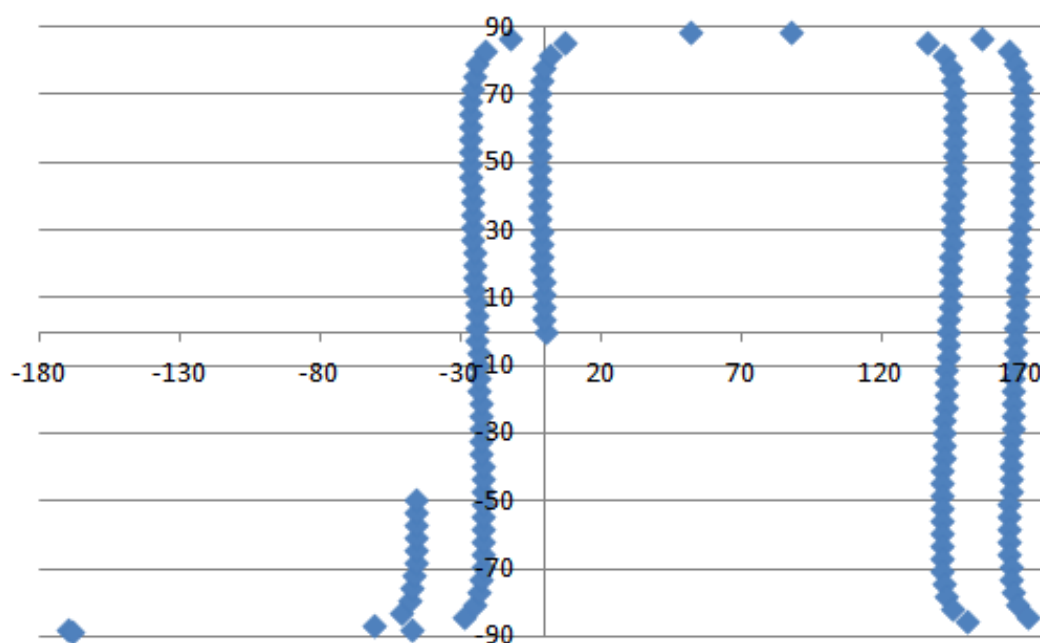
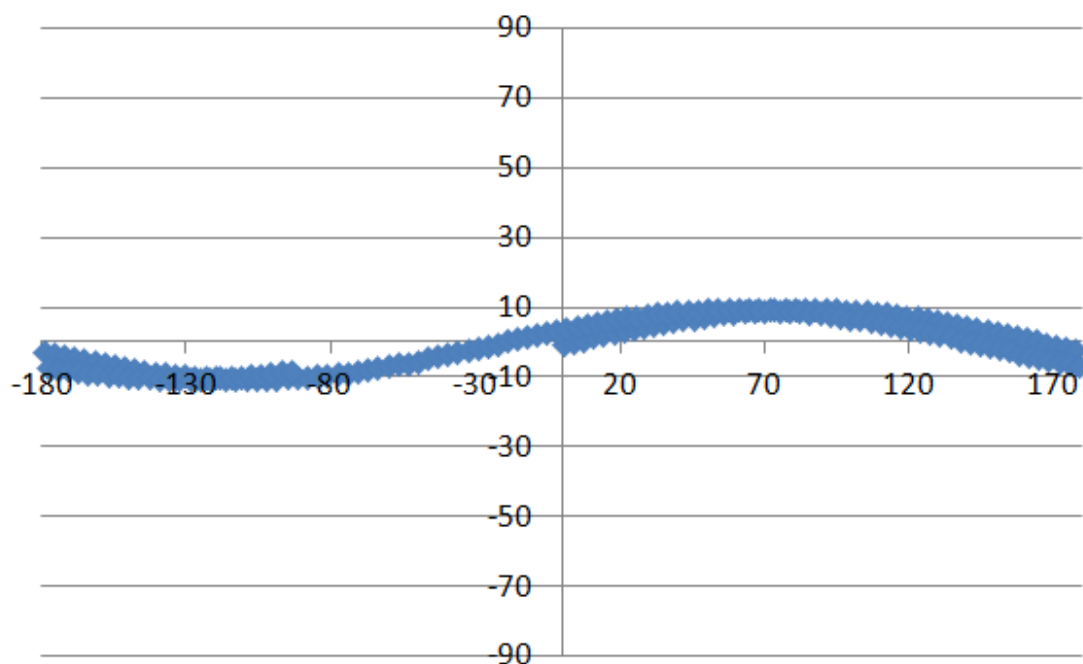
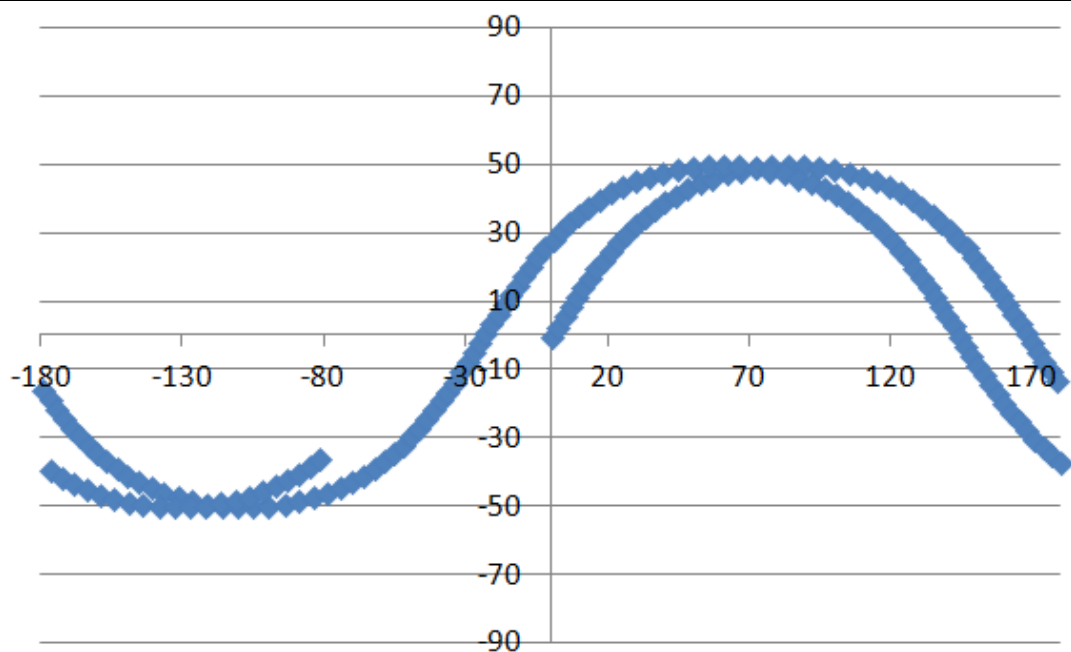


Figura 11.9

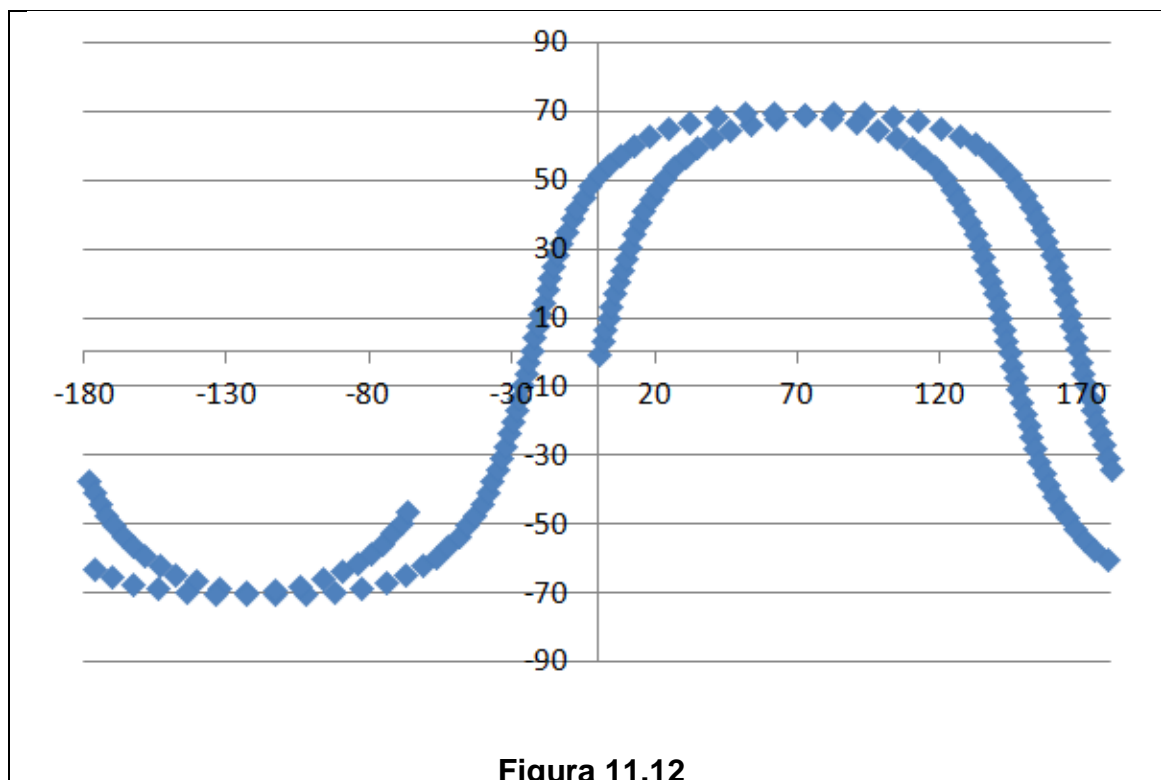
89 graus inclinació i altura 600km. Recorregut corresponent per a 3 hores. Gràfic generat amb l'Excel. Com podem apreciar el seguiment del satèl·lit arriba fins a pràcticament els 90 graus de latitud i per tant cobrirà la Terra de dalt a baix.

**Figura 11.10**

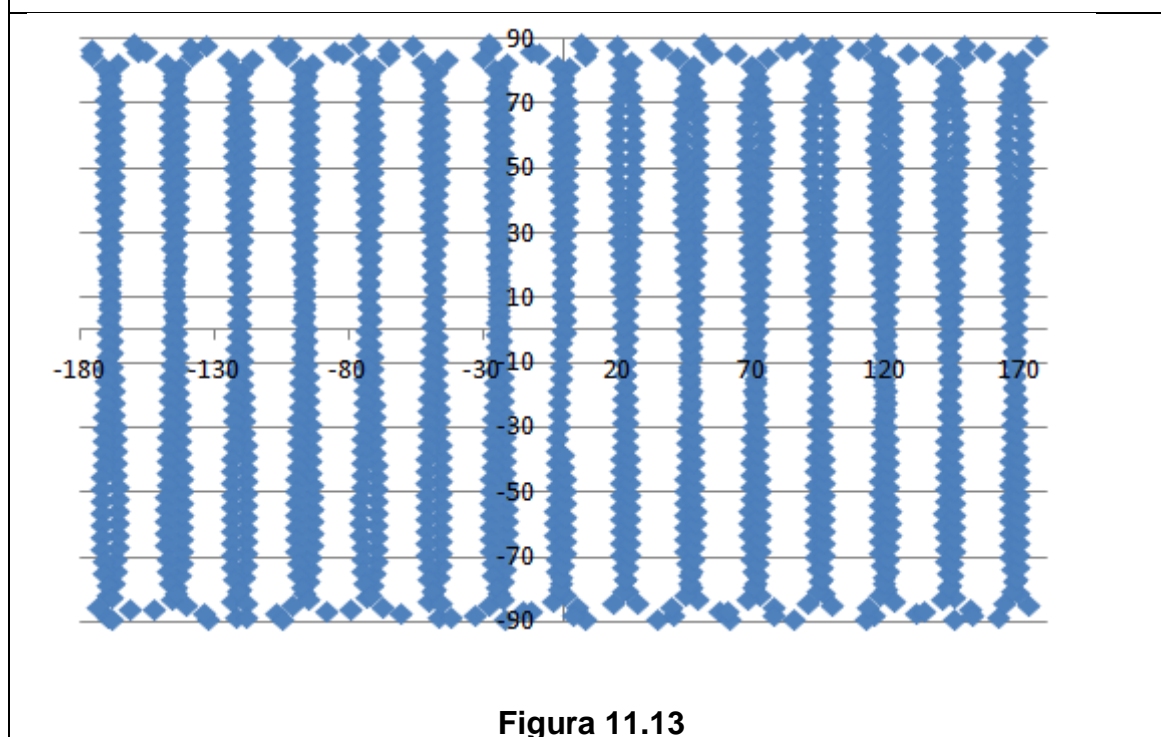
10 graus d'inclinació i 600km. Recorregut corresponent per a 3 hores. En aquest cas podem apreciar que el seguiment es mou dins els límits de 10 graus de latitud per cada banda, per tant no és òptim per al nostre satèl·lit.

**Figura 11.11**

50 graus d'inclinació i 600km. Recorregut corresponent per a 3 hores. En aquest cas passa el mateix que amb l'anterior.

**Figura 11.12**

70 graus d'inclinació i 600km. Recorregut corresponent a 3 hores.

**Figura 11.13**

89 graus d'inclinació. Recorregut corresponent a un dia sencer.

Analitzant els gràfics podem veure diverses curiositats a tenir en compte. Primer, veiem que la inclinació determina la latitud màxima a que el satèl·lit pot arribar. Així doncs, un satèl·lit amb inclinació de 10 graus arribarà com a màxim a 10 graus de latitud. Això ens reafirma la necessitat de tenir un satèl·lit polar

per captar la totalitat de l'oceà Atlàntic (de dalt a baix). Per altra banda podem veure que al gràfic que mostra el recorregut en un dia sencer el satèl·lit ja ha passat per absolutament totes les parts del món, que ens reafirma el dit anteriorment.

11.7 Temps necessari per cobrir l'oceà Atlàntic

Ara farem que el full de càlcul representi els gràfics corresponents del seguiment del satèl·lit si aquest es posés en òrbita a les 10 del matí, i les fotos només es poguessin fer de 10 a 11 hores del matí. Al principi farem que fa fotos cada dia, després només 1 cop cada setmana i al final en un període més llarg, per veure el temps necessari final per aconseguir una cobertura global de l'oceà Atlàntic.

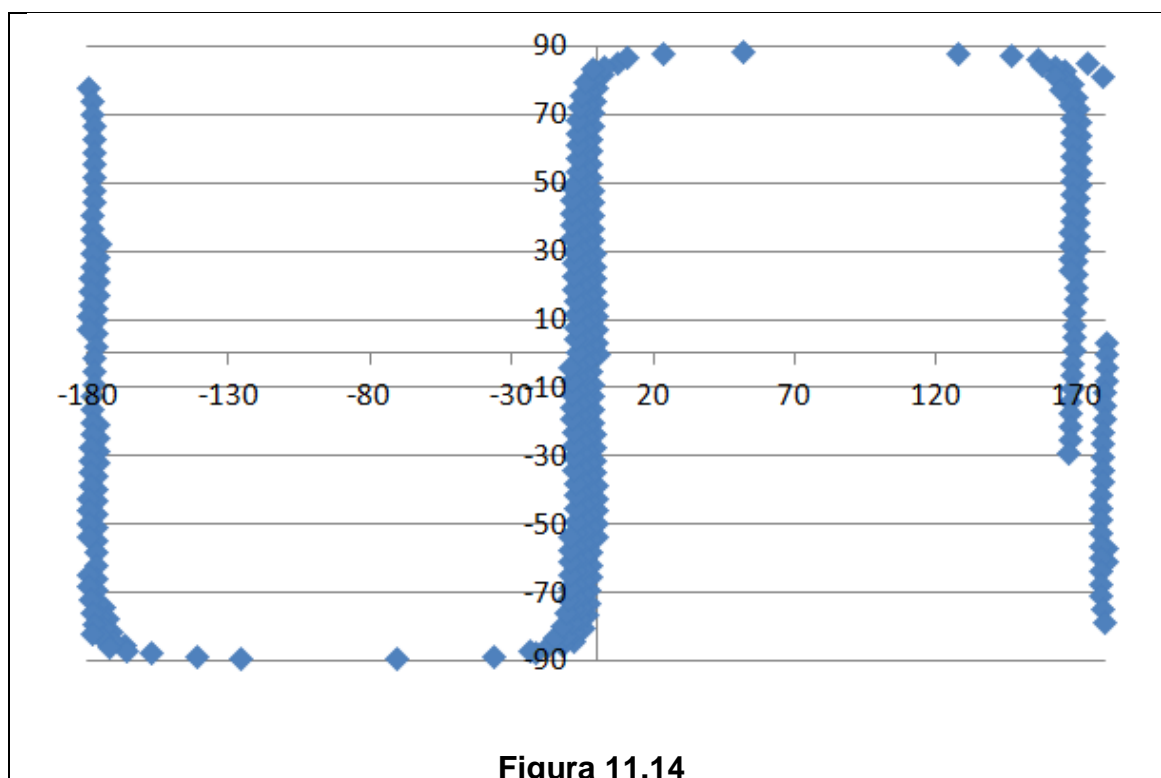


Figura 11.14

Fotografies de 10 a 11 hores durant una setmana. En aquest gràfic hem modificat el temps per tal que només es mostri per on passaria el satèl·lit quan fossin les 10 del matí, fins les 11. Ho hem fet amb un període de temps de set dies, i podem veure que no és prou temps com per cobrir l'oceà Atlàntic, que va aproximadament des de la longitud 15 graus fins a la longitud -70 graus. Podem veure que la part de l'est està coberta doncs al gràfic s'arriba a tancar els 15 graus de longitud, però faltaria esperar més setmanes (sempre que sigui la

inclinació de 89 graus, per a cobrir tot l'oceà.

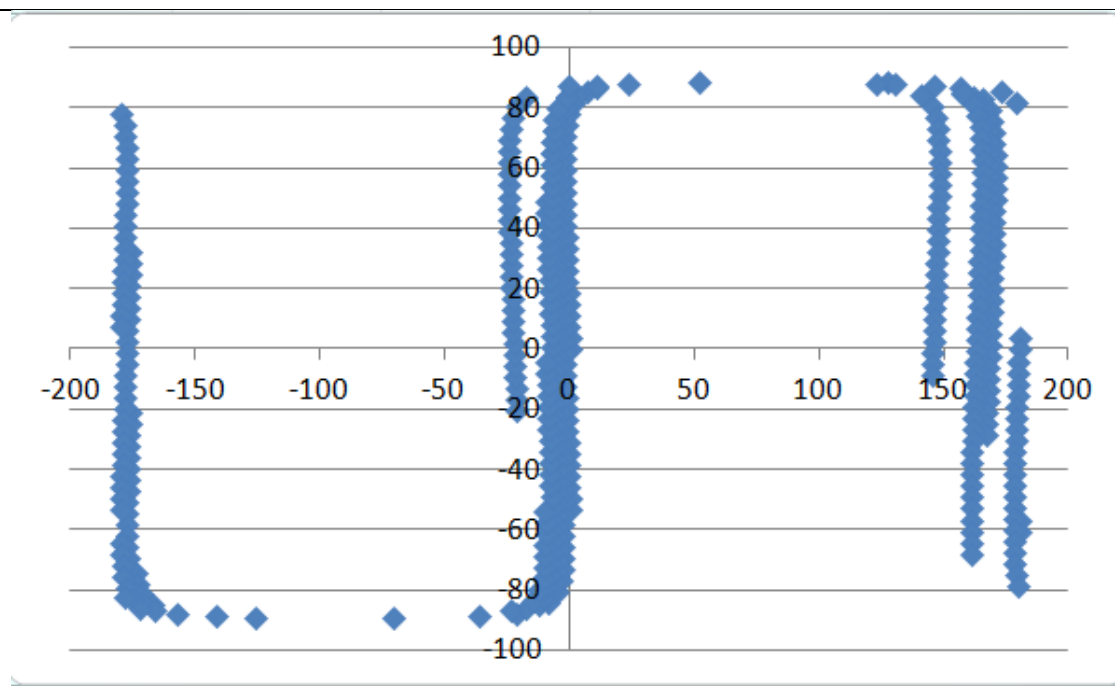


Figura 11.15

Fotografies de 10 a 11 durant dues setmanes. Cal tenir en compte que els espais entre les línies estan plens, doncs ha anat passant amb la mateixa freqüència i la distància tan petita com abans, però ara he avançat una setmana per veure com avança sense fer fotos cada dia (com si les fes) i així saber quantes setmanes faran falta.

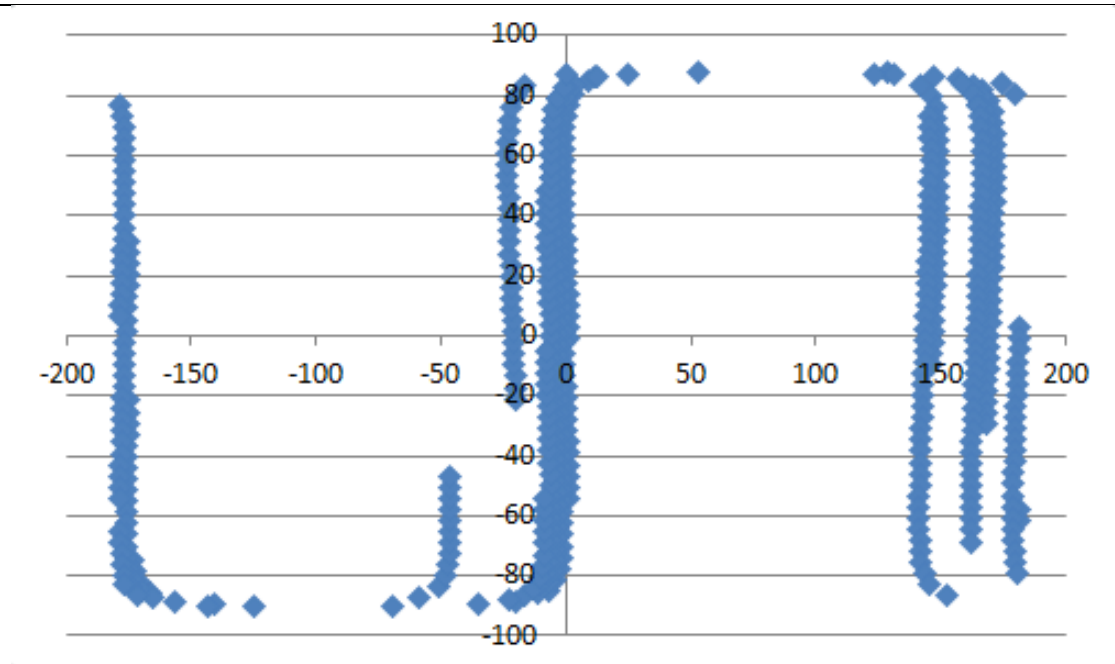


Figura 11.16

Fotografies de 10 a 11 durant 6 setmanes. Cal tenir el compte el mateix que

abans. Els espais entre les línies que queden disperses estarien plens formant un bloc massís. Si en 6 setmanes el satèl·lit s'ha mogut de longitud 0 a longitud -50, en tardarà 3 més per arribar als -75 proposats, i per tant, 9 setmanes en total.

Podem concloure que el satèl·lit tardarà 9 setmanes a cobrir l'oceà Atlàntic, que és el que volem, si aquest s'envia a l'espai per només ser usat de 10 a 11. D'una altra manera o allargant el temps els valors canviarien als gràfics.

12 Projeccions cartogràfiques

Un cop hem tret el gràfic correcte que relaciona la longitud i la latitud del satèl·lit en una línia contínua que és la seva trajectòria, caldrà trobar la relació entre aquest sistema de dues fórmules i la posició del satèl·lit damunt la Terra. Per aquest motiu haurem de parlar una mica del que són les projeccions cartogràfiques i com s'utilitzen, especialment en el nostre cas (el planeta Terra).

Una projecció és un procediment matemàtic per representar la superfície de la Terra, que és esfèrica, damunt d'un mapa, que és pla. Aquest és un problema que es pot solucionar de moltes formes. Caldrà que busquem entre totes les possibilitats la que més ens solucioni la feina i alhora compleixi els requisits que esperem pel que fa a la projecció sobre el mapa de món.

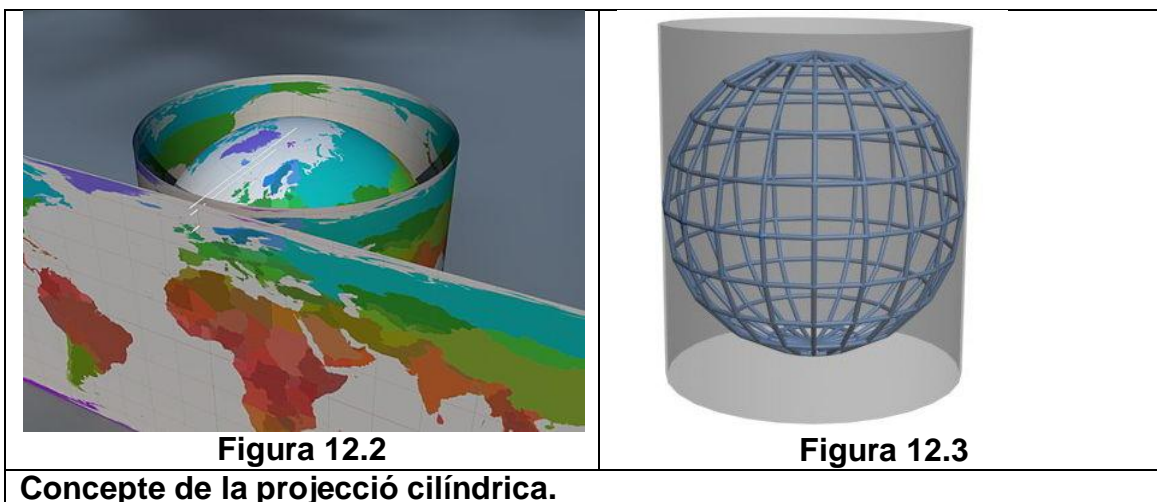
Segons el model conceptual utilitzat per passar de les tres dimensions al paper coneixem tres tipus de projeccions:

- **Cilíndrica**, quan el model és un cilindre que embolica l'esfera.
- **Cònica**, quan es tracta d'un con l'encarregat d'embolicar l'esfera.
- **Azimutal**, quan el model és un pla tangent a qualsevol punt de l'esfera.

	<p>Diverses projeccions. Com que la representació d'una superfície esfèrica sobre una superfície plana mai és podrà fer amb total perfecció, una projecció sempre té les seves imperfeccions i deforma o distorsiona alguna de les següents característiques:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Àrees representades en el mapa. - Distàncies entre dos punts, - L'escala en totes les direccions des d'un punt del mapa. - Les formes (en general, doncs només es poden conservar petits quadrants) de l'esfera. <p>Una projecció és equivalent o homologràfica si manté les proporcions entre les àrees representades.</p> <p>Una projecció és equidistant si manté les distàncies respecte a un o més punts determinats del mapa.</p> <p>Una projecció és conforme si manté les formes (els angles) localment, i per a cada punt del mapa l'escala és la mateixa en totes les direccions.</p>
<p>Figura 12.1</p>	

12.1 Projecció cilíndrica

Ara que ja hem donat una introducció del què són les projeccions cartogràfiques, passem directament a la nostra elecció en concret.



Concepte de la projecció cilíndrica.

Un dels motius més clars per escollir una projecció cilíndrica és la necessitat de tenir una representació de tota la Terra en global, i de veure amb precisió l'oceà Atlàntic. A la Figura 12.3 els pols (zones de latitud elevada) queden més deformats doncs s'està representant un sol punt en tota una línia horitzontal. Per contra, la línia equatorial està representada en perfecció, com un pot imaginar. Cal tenir en compte, també, que el cilindre ha estat desplegat i per tant l'extrem de més a la dreta representa el mateix punt que l'extrem de l'esquerra del tot. Això serà important a l'hora de veure per on surt i entra el satèl·lit en el nostre mapa i mantenir la seva direcció real.

12.1.1 Miller cylindrical projection

Nosaltres utilitzarem la projecció cilíndrica de Miller, una modificació de l'anomenada projecció de Mercator. Aquesta es basa en els canvis d'escala següent. La latitud és escalada per un factor de 4/5, projectada segons Mercator, i després es multiplica el resultat per 5/4 per retenir escala al llarg de la línia equatorial. Per tant:

Equació 12.1

$$x = \lambda$$

Equació 12.2

$$y = \frac{5}{4} \ln \left[\tan \left(\frac{1}{4} \pi + \frac{2}{5} \varphi \right) \right]$$

En aquest cas cal tenir en compte que el símbol λ és la longitud i φ és la latitud. Aplicant als valors anteriors de longitud i latitud les proporcions pròpies de la projecció de Mercator, podem expressar la gràfica per a la inclinació de 89 graus amb les proporcions adequades. Per a fer això cal tenir en compte quins seran els màxims i mínims de la latitud, en radiants, que tindrà la nova representació.

Per a la longitud ja sabem que els màxims i els mínims seran els mateixos, doncs la proporció al llarg de la longitud es manté tal com estava abans. Aquesta era i serà de -180/180 graus, o el que és el mateix en radiants: $-\pi/\pi$.

Per a comprovar els màxims posarem el valor de $\pi/2$, que és 90 graus, el màxim anterior, a l'Equació 12.2.

Si $\varphi = \pi/2$

$$y = \frac{5}{4} \text{Ln} \left[\tan\left(\frac{1}{4}\pi + \frac{2}{5}\varphi\right) \right]$$

$$y = \frac{5}{4} \text{Ln} \left[\tan\left(\frac{1}{4}\pi + \frac{\pi}{5}\right) \right]$$

$$y = \frac{5}{4} \text{Ln} \left[\tan\left(\frac{9\pi}{20}\right) \right]$$

$$\mathbf{y = 2,3034}$$

Així doncs, els màxims i mínims en l'eix de les y seran el valor resultant anterior. Al full de càlcul ja hem fet modificacions molt importants, com podem veure a la Figura 12.4.

Temps (s)	Longitud ° (x)	Latitud ° (y)	Longitud Rad	Latitud Rad	Lon Part Ent	Lon partgraus	Latit graus	X (MILLER)	Y (MILLER)
0	0	0	0	0	0	0	0	0	-1,3878E-16
60	-0,1848493	3,72288657	-0,0032262	0,06497663	-0,0032262	-0,18484928	3,72288657	-0,0032262	0,06500591
120	-0,3691452	7,44576831	-0,0064428	0,12995317	-0,0064428	-0,36914518	7,44576831	-0,0064428	0,1301879
180	-0,5523153	11,1686402	-0,0096397	0,19492954	-0,0096397	-0,55231534	11,1686402	-0,0096397	0,195724445
240	-0,733748	14,891497	-0,0128063	0,25990565	-0,0128063	-0,73374802	14,891497	-0,0128063	0,261798884
300	-0,9127688	18,6143327	-0,0159308	0,32488139	-0,0159308	-0,91276878	18,6143327	-0,0159308	0,32860206
360	-1,0886121	22,3371406	-0,0189999	0,38985665	-0,0189999	-1,08861211	22,3371406	-0,0189999	0,396335215
420	-1,2603855	26,0599131	-0,0219979	0,45483129	-0,0219979	-1,26038552	26,0599131	-0,0219979	0,465213261
480	-1,4270221	29,7826407	-0,0249062	0,51980514	-0,0249062	-1,42702212	29,7826407	-0,0249062	0,535468554
540	-1,5872161	33,5053121	-0,0277021	0,58477801	-0,0277021	-1,58721606	33,5053121	-0,0277021	0,607355358
600	-1,7393321	37,2279129	-0,0303571	0,64974965	-0,0303571	-1,73933205	37,2279129	-0,0303571	0,681155213
660	-1,8812748	40,950425	-0,0328344	0,71471975	-0,0328344	-1,88127481	40,950425	-0,0328344	0,757183513
720	-2,0102952	44,6728243	-0,0350863	0,77968787	-0,0350863	-2,01029523	44,6728243	-0,0350863	0,8357977
780	-2,1226935	48,3950785	-0,037048	0,84465346	-0,037048	-2,12269352	48,3950785	-0,037048	0,917407628
840	-2,2133482	52,1171429	-0,0386302	0,90961574	-0,0386302	-2,21334824	52,1171429	-0,0386302	1,00248889
900	-2,2749384	55,8389536	-0,0397052	0,97457359	-0,0397052	-2,27493839	55,8389536	-0,0397052	1,091600204
960	-2,2965962	59,5604156	-0,0400832	1,03952536	-0,0400832	-2,29659617	59,5604156	-0,0400832	1,185406497
1020	-2,2614358	63,2813816	-0,0394695	1,10446846	-0,0394695	-2,26143583	63,2813816	-0,0394695	1,284710017
1080	-2,1416881	67,0016088	-0,0373795	1,16939868	-0,0373795	-2,14168808	67,0016088	-0,0373795	1,390492938
1140	-1,8882136	70,7206679	-0,0329555	1,2343085	-0,0329555	-1,88821356	70,7206679	-0,0329555	1,503976398
1200	-1,4050248	74,4377196	-0,0245223	1,29918329	-0,0245223	-1,40502477	74,4377196	-0,0245223	1,626702133
1260	-0,4760677	78,1508724	-0,0083089	1,36399004	-0,0083089	-0,47606775	78,1508724	-0,0083089	1,760639109
1320	1,50672212	81,8547904	0,02629726	1,4286356	0,02629726	1,50672212	81,8547904	0,02629726	1,908273662
1380	7,14347126	85,5264733	0,12467709	1,49271856	0,12467709	7,14347126	85,5264733	0,12467709	2,07217838
1440	51,5018764	88,8143162	0,89887731	1,55010224	0,89887731	51,5018764	88,8143162	0,89887731	2,238092435
1500	155,81683	86,7558266	2,71951671	1,51417482	2,71951671	155,81683	86,7558266	2,71951671	2,131825072

Figura 12.4

Full d'Excel amb els valors de cada fórmula. La primera columna és la del temps, en intervals de 60 segons. Les columnes segona, tercera, quarta i cinquena mostren la longitud i la latitud en graus i radiants. La sisena i la setena són les longituds un cop aplicada la funció "Part Entera". Finalment, podem veure que les dues últimes columnes són les X i Y al mapa de Miller.

El gràfic resultant serà doncs, el següent, a la Figura 12.5.

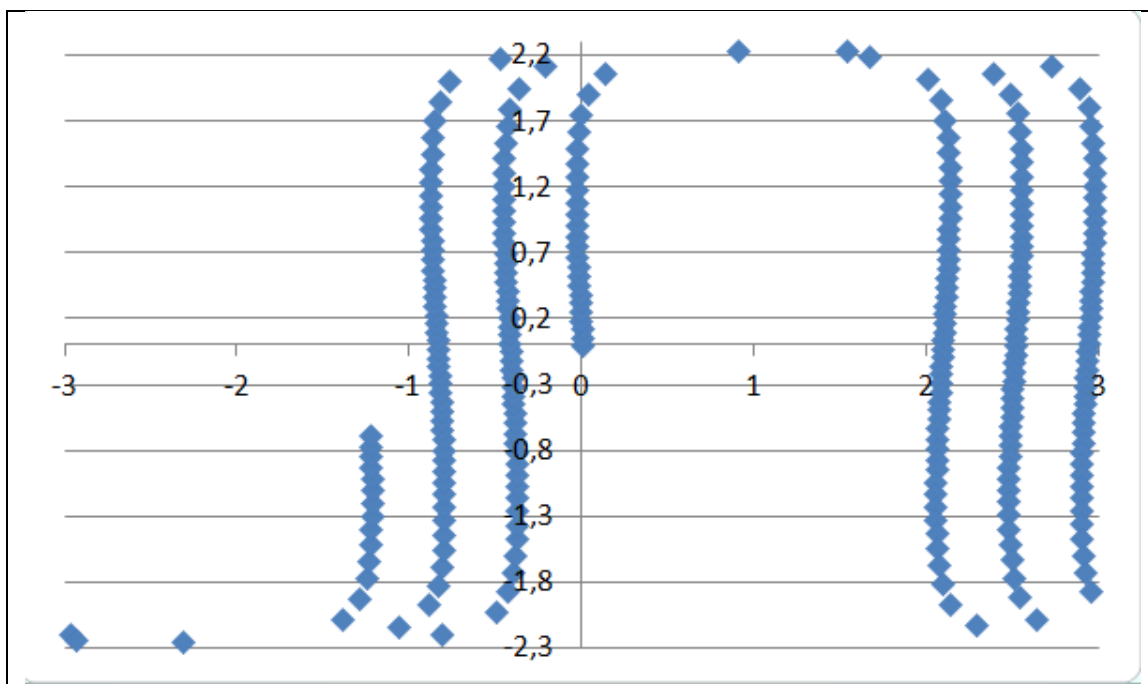


Figura 12.5

Projecció de Miller. Satèl·lit a inclinació de 89 graus i amb les proporcions de la projecció cilíndrica de Miller. Com es pot apreciar, els màxims i els mínims de l'eix y (latitud) són al voltant de 2.3. La longitud, per altra banda, arriba a uns màxims i mínims de 3.1415 (Nombre Pi).

12.2 Tracking sobre la projecció de Miller

Un dels processos amb més dificultats ha estat trobar la manera de posar correctament el mapa del món (en la projecció de Miller) a sota del tracking que nosaltres hem calculat com a part pràctica del nostre Treball de Recerca.

Tot i això, finalment hem trobat la manera de fer-ho. *Imagemagick* és un software ideal per a fer aquest tipus d'operacions. Permet a l'usuari posar una imatge a sota d'un gràfic i encaixar-ho de forma correcta.

El procediment és una mica complex, ja que s'ha de recórrer a l'ús del comandament d'ordres del Windows tal i com si estiguéssim en el sistema operatiu MS-DOS.

A més a més, cal adaptar la funció que ja tenim de la longitud i latitud de Miller als píxels de la imatge, cosa que comporta transportar la funció i escalar-la a la imatge corresponent.

12.2.1 Propietats de la fotografia

La fotografia de la projecció de Miller que utilitzarem té les propietats següents.

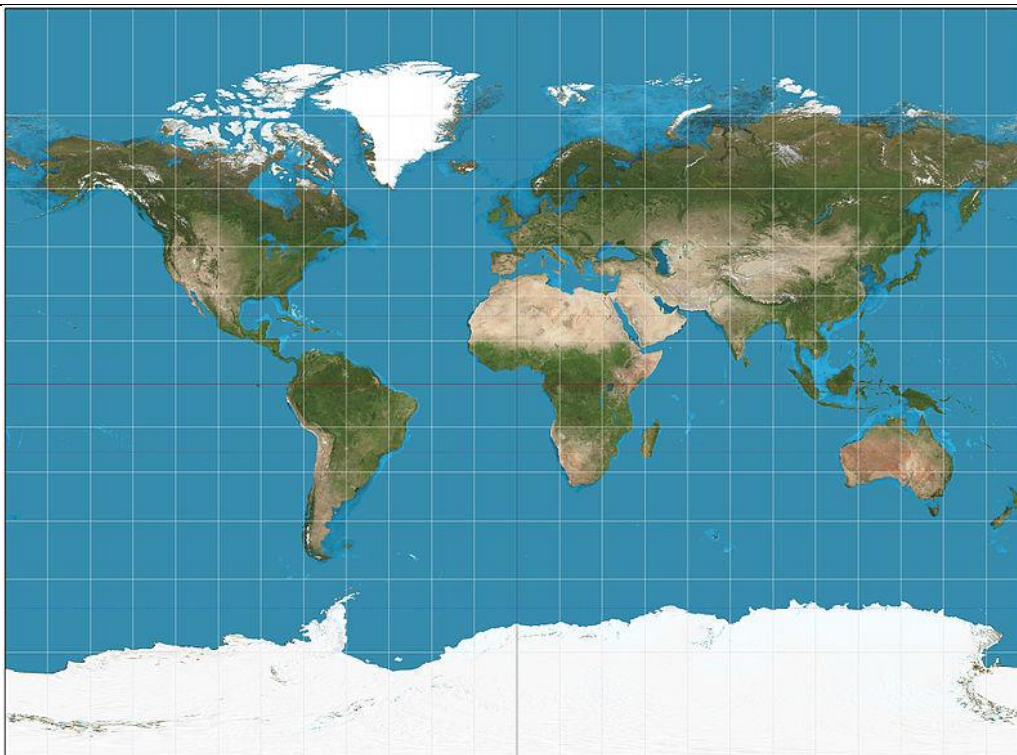
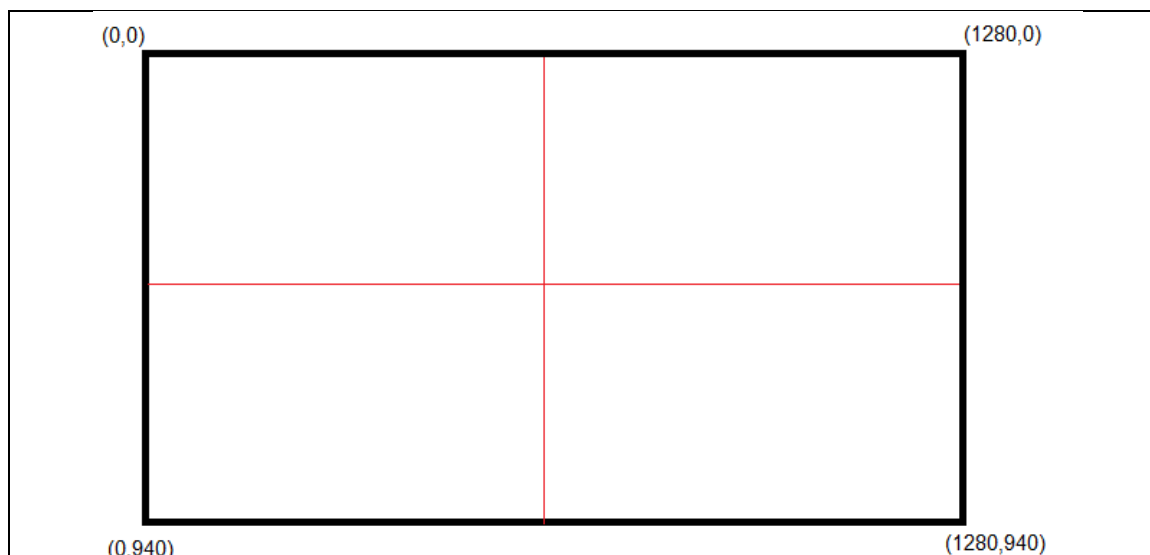


Figura 12.6

Miller Projection. La mida de la imatge en píxels és de 1280 x 940. Això és important per escalar la funció que tenim i adaptar-la a les característiques de la imatge escollida.

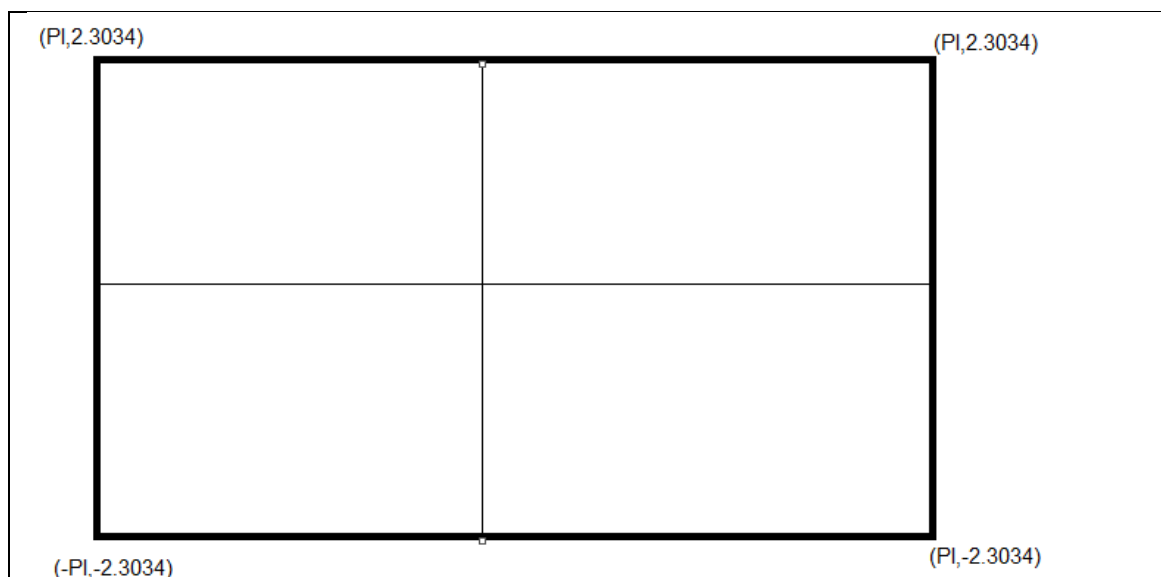
12.2.2 Retoc de la funció (Transportar i Escalar)

Amb *l'imagemagick*, el programa que farem servir, hem de donar la funció de x i y que ara tenim (ja adaptada a Miller) segons els píxels de la imatge. Així, ja que la nostra imatge fa 1280x940, caldrà moure la funció al punt (0,0) de la imatge i escalar-la corresponentment. El nostre objectiu és mostrat a la Figura 12.7.

**Figura 12.7**

Escala final. Com apreciem en l'eix de les x els píxels arriben a 1280, mentre que a l'eix de les y arriba a 940 p.

Inicialment, la funció es mou dins un interval que ja hem detallat anteriorment, i és el de Miller, mostrat a la Figura 12.8.

**Figura 12.8**

Escala inicial. La funció es mou dins els intervals en x i y mostrats a la fotografia i que ja hem explicat anteriorment.

Per a transportar i escalar la funció, doncs, caldrà fer les operacions següents i mantenir la proporcionalitat i que no surti dels paràmetres de la funció terra.

Equació 12.3

$$\frac{1280}{2PI}(x + PI)$$

$$(y - 2.3034) * \left(\frac{-940}{4.606}\right)$$

Així aconseguirem que la funció es mogui dins els valors establerts. Com podem veure a l'Equació 12.3 hem fet un seguit d'operacions als valors x i y (longitud i latitud) per adaptar-los a la imatge. Seguidament veiem una successió dels nombres que surten a l'allargar el temps.

640,470

639.3427581,456.7161836

638.6874838,443.3963856

638.0362121,430.0041351

637.3911182,416.5019671

636.7545999,402.8508834

636.1293792,389.0097604

635.5186293,374.9346815

634.9261436,360.5781651

634.3565651,345.8882529

633.8157083,330.807413

633.3110229,315.2711951

632.8522836,299.206557

632.4526452,282.5297455

632.1303174,265.1435747

631.9113302,246.9338714

631.8343247,227.7647593

631.9593393,207.472301
 632.3851091,185.855791
 633.2863518,162.6656925
 635.0043564,137.5869554
 638.3073147,110.2172255
 645.3572342,80.04842569
 665.3990089,46.55485278
 823.1177827,12.65067623
 1194.015394,34.36618086
 1227.332695,68.97940245
 1236.94219,100.2369407
 1241.148259,128.5020488
 1243.285433,154.3143877
 1244.414571,178.1114308
 1244.977717,200.2354468
 1245.19178,220.9562454
 1245.175676,240.4896792

.....

Als nombres anteriors veiem que la funció no surt dels límits establerts per la imatge gràcies a la funció Terra aplicada i adaptada a Miller. Així no arriba mai a 1280 píxels en l'eix de les x que és el que ens passava al començament d'aquesta investigació.

12.2.3 Imagemagick

Amb el programa *imagemagick* s'utilitzarà l'ordre següent a l'opció d'executar ordres del *windows*. Ara que ja tenim la funció adaptada a la imatge corresponent el programa dibuixarà una polilínia amb els punts determinats per a cada un dels valors del temps i passats a un arxiu de dades anomenat *points.d* des de l'Excel.

```
convert grafic.jpg -draw "polyline $(cat points.d)" grafic1.jpg
```

on al fitxer *grafic.jpg* hi ha guardada la imatge de la projecció de Miller i al fitxer *points.d* hi ha els punts que hem exportat de l'excel. El resultat de tot el guarda a *grafic1.jpg*.

Analitzant de nou les ordres anteriors podem veure que del *grafic.jpg* en surt una imatge de les mateixes característiques anomenada *grafic1.jpg* però amb l'ordre `-draw`. Aquesta ordre anterior el que fa és dibuixar una polilínia feta a partir dels *points.d* que són els valors de longitud i latitud representats sobre el pla. D'aquesta manera sembla realment que sigui una línia però és més ben dit una successió de punts (com hem fet amb l'Excel).

La Figura 12.9 mostra el seguiment del nostre satèl·lit (recordem que tenia els paràmetres de 89 graus de inclinació i 600 km) a sobre el mapa per a 1 dia sencer.

La Figura 12.10 mostra el seguiment del nostre satèl·lit al llarg d'una hora.

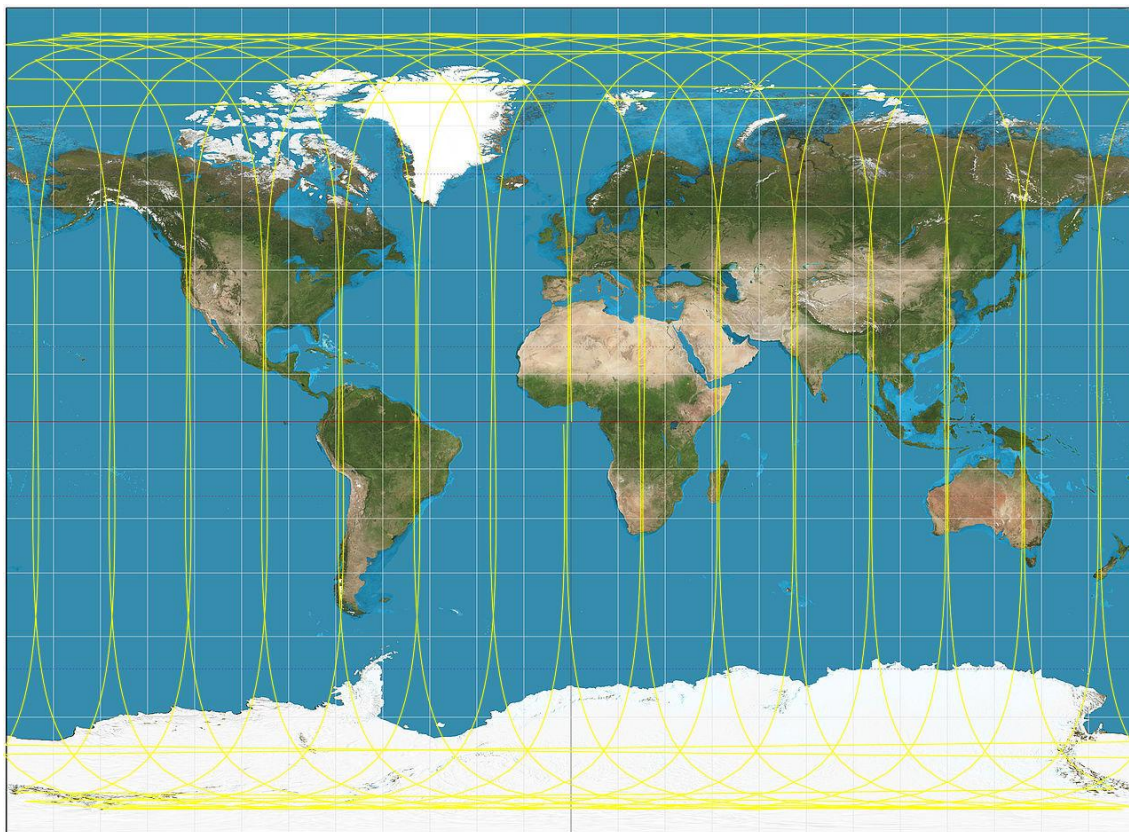


Figura 12.9

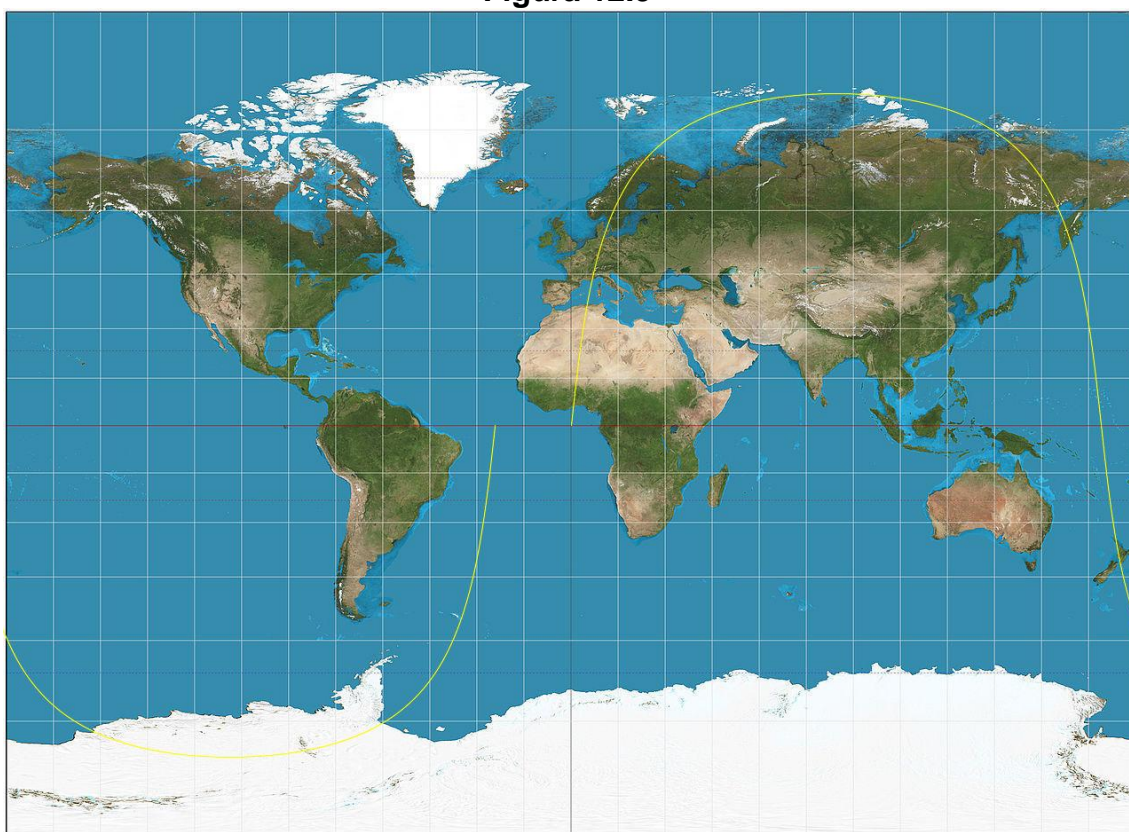


Figura 12.10

13 Nodal precession (Pertorbació del node)

La precessió del node és una pertorbació orbital. D'un pla orbital al voltant de l'eix de rotació d'un cos astronòmic com ara la Terra, aquesta precessió és causa de la naturalesa no esfèrica d'un cos giratori, que crea un camp gravitatori no uniforme. Al voltant d'un cos esfèric, el pla orbital romandria fix a l'espai al voltant del cos central.

No obstant això, la majoria dels cossos giren, el que provoca una protuberància equatorial. Aquesta protuberància crea un efecte gravitacional que fa que les òrbites tinguin un moviment de precessió al voltant de l'eix de rotació del cos central. La força gravitatòria del satèl·lit no és directa cap al centre del cos central, doncs l'equador deforma aquesta direcció. Això crea una força en aquesta òrbita, que no redueix la inclinació, però causa una precessió, on els nodes es desplacen amb el temps.

La direcció de la precessió és oposada a la direcció de la revolució. Aquesta progressió ganglionar permet òrbites sincròniques al Sol per mantenir l'angle aproximadament constant en relació amb el planeta central (per aconseguir mateixes condicions de llum). El valor de la precessió depèn de la inclinació del pla orbital respecte l'equatorial, i també de la distància del cos que orbita al central.

La direcció de la precessió és oposada a la direcció de la revolució del cos central. Per a una òrbita de satèl·lit típica (en la direcció de la rotació del cos central) la longitud del node ascendent disminueix, doncs el node precedeix cap a l'oest. Entenem per òrbita típica o directa la que té una inclinació de fins a 90 graus. Si l'òrbita és retrògrada (més de 90 graus), això fa augmentar la longitud del node ascendent, per tant el node precedeix cap a l'est. Com hem vist, doncs, l'òrbita rep un moviment de precessió al voltant de l'eix del node.

Una bona aproximació de la precessió del node és la següent (Bibliografia N^o 20 Capítol X):

Equació 13.1

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2} \cdot J_2 \left(\frac{r_{eq}}{p} \right)^2 \cdot n \cdot \cos i$$

On:

$d\Omega$ és la precessió del node

r_{eq} és el radi equatorial del cos (6 378 137 m per la Terra)

$n = \sqrt{\mu}/a^{3/2}$

$p = a(1-e^2) \rightarrow$ Per a nosaltres la $e=0$

i la seva inclinació

J_2 és el segon factor dinàmic del cos, un valor que és constant:
 $-\sqrt{5}C_{20} = 1.08262668 \times 10^{-3}$ per la Terra.

Aquest últim valor està relacionat amb l'aplatament de la Terra, que ja hem anomenat anteriorment.

Equació 13.2

$$J_2 = \frac{2\varepsilon E}{3} - \frac{R_E^3 \omega_E^2}{3GM_E}$$

On:

ε_E és l'aplatament del cos central (Terra.)

R_E és el radi equatorial del cos

ω_E és el valor de rotació del cos central (7.292115×10^{-5} rad/s per la Terra)

GM_E és el producte de la constant de gravitació universal i la massa del cos central, com ja hem fet d'altres vegades ($3.986004418 \times 10^{14}$ m³/s² per la Terra)

La progressió del node per a òrbites baixes és normalment de pocs graus per dia cap al sud (negatiu).

- EXEMPLE: Per a un satèl·lit circular a 800 kilòmetres d'altura i amb una inclinació de 56 graus.

El període orbital serà de 6052.4 s, i així la velocitat angular de 0.001038 rad/s.

Finalment, la precessió orbital serà de:

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2} \cdot \frac{6378137^2}{(7178137(1 - 0^2))^2} \cdot 1.08262668 \cdot 10^{-3} \cdot \cos 56$$

Això equival a -3.683 graus/dia, per tant l'òrbita farà un gir complet en l'eix del node (en l'espai inercial) en 98 dies.

13.1 Coordinació amb el Sol

Una òrbita sincrònica al Sol combina altitud i inclinació per aconseguir que un objecte passi sempre per una determinada latitud a la mateixa hora solar local.

L'aparent moviment del Sol (a l'horitzó terrestre) és aproximadament d'un grau per dia (360 graus per any/ 365.24 dies per a un any seria més o menys 0.98563473 graus). Nosaltres utilitzarem l'Equació 13.1 amb la intenció que sempre l'òrbita estigui encarada de la mateixa manera amb el Sol (per no provocar ombres i condicions de llum variables). És possible fer que la precessió del node sigui igual al moviment respecte al Sol per aconseguir una òrbita heliosíncrona.

L'obliquïtat de l'eclíptica, o l'angle de il·luminació) superficial serà gairebé el mateix cada moment en aquest tipus d'òrbites. Aquesta il·luminació constant (demanada al requeriment UR3) és molt útil per a satèl·lits d'observació com el nostre doncs és bàsic tenir les mateixes condicions de llum sempre. Així s'aconsegueix fent que el pla de l'òrbita roti cada dia aproximadament un grau cap a l'est (per tant l'òrbita haurà de ser retrògrada, de més de 90 graus). Així ajustarem la revolució de l'òrbita al voltant d'aquest eix a mesura que giri al voltant del Sol.

Hi ha diversos elements orbitals que es veuen afectats per la condició de la Terra, que no és perfectament esfèrica. Al ser un cos lleugerament aixafat pels pols es produeixen petites perturbacions en els elements i l'òrbita queda

desplaçada de la posició inicial. En el cas de la nostra òrbita, que és circular, l'únic paràmetre que quedarà afectat serà la longitud del node ascendent (Ω). Al ser un satèl·lit quasi polar però no del tot la longitud del node ascendent s'anirà movent i farà rotar el satèl·lit sobre el seu eix.

Així doncs, i com és de suposar, el satèl·lit es mourà amb la mateixa forma de l'òrbita però sobre l'eix dels pols. Veiem a la igualtat anterior que J_2 és una constant, i per tant els valors que faran canviar l'augment del node ascendent degut a l'aplatament seran la inclinació i "a", que és la longitud del semieix major (radi). Seguidament veurem que per a cada valor de "a" hi ha un valor de la inclinació necessari per acomplir el requeriment, i a l'inrevés.

13.2 Satèl·lit heliosíncron

Anem a fer els càlculs apropiats per a trobar la inclinació per al nostre satèl·lit amb la intenció de fer girar el valor anterior (casi un grau) cada dia la precessió del node, i així complir amb el requisit UR3 (Mateixes condicions de llum). De l'Equació 13.1:

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2} \cdot J_2 \left(\frac{r_{eq}}{p}\right)^2 \cdot n \cdot \cos i$$

On:

- J_2 : 0.00108263 (constant)
- R_{eq} : 6378km
- $P=a \times (1-e^2)=(6378+h) \cdot (1-e^2)$
- $N=\sqrt{\mu}/a^{3/2}$
- $\mu=G \cdot M$
- I =inclinació(radians)
- $\mu = 39886600000000$

Posant els valors de J_2 i n arribem a l'equació següent:

$$\frac{d\Omega}{dt} = -6.48^{10} \left(\frac{r_{eq}}{a \cdot (1 - e^2)}\right)^2 \cdot \cos i$$

Si la e és 0:

$$\frac{d\Omega}{dt} = -6.48^{10} \left(\frac{r_{eq}}{a}\right)^2 \cos i$$

Amb els valors anteriors podem representar l'equació en un full de càlcul i veure quina inclinació serà necessària per aconseguir aquests objectius. L'altura la tenim fixada (600km), però la inclinació la podem tocar.

Fent algunes simplificacions arribem a l'equació següent, que ens relaciona la inclinació del satèl·lit amb la "a" (que és el semieix major o radi en el nostre cas):

$$\cos i = -\left(\frac{a}{12352}\right)^{3.5}$$

D'aquesta manera podem trobar la inclinació necessària (doncs posem com a altura 600km). Cal tenir en compte que els graus han d'estar en radians, i per tant hem de fer el factor de conversió corresponent.

$$i = 97.7887 \text{ graus}$$

Fent unes quantes simplificacions i aïllant els paràmetres trobem la inclinació necessària per a complir amb els objectius (veiem que és una òrbita retrògrada). L'altura l'hem marcat a 600km, però per a qualsevol altra altura també podríem trobar la inclinació d'una òrbita heliosíncrona. Amb l'expressió següent trobarem la inclinació corresponent a cada valor de "h" (altura del satèl·lit).

$$\arccos\left(-\left(\frac{(6378 + h)}{12352}\right)^{3.5}\right) = i$$

Vegem la Figura 13.1 entre 600 i 900 km, que és el marge que ens interessa.

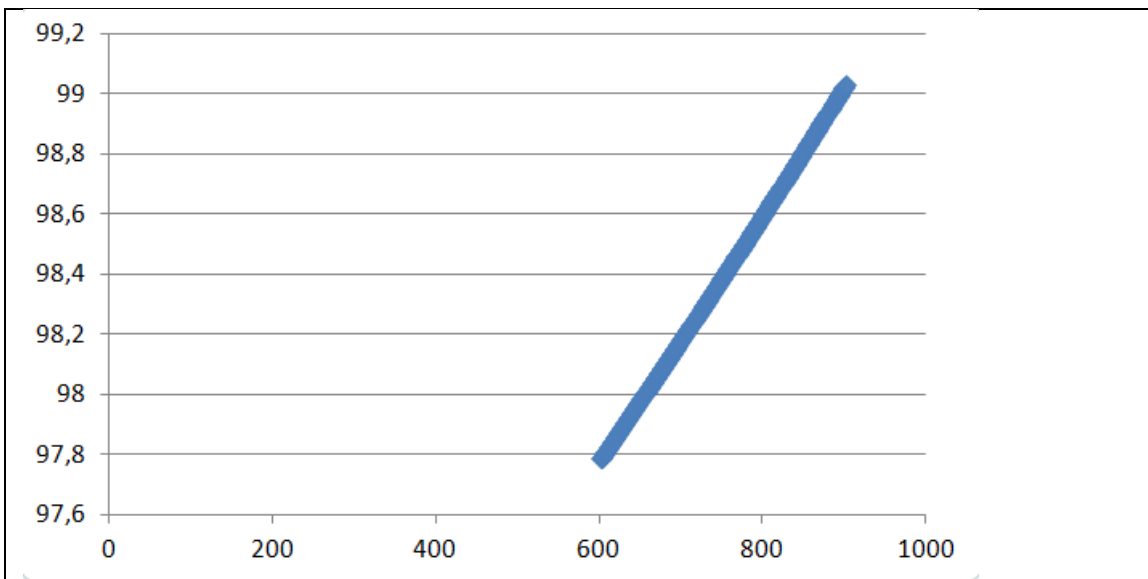


Figura 13.1

Gràfic que mostra la inclinació necessària per a una òrbita heliosíncrona. Podem observar que es tractaria d'un gràfic lineal, per a altures relativament baixes. Així doncs les inclinacions van augmentant a mesura que creix l'altura.

Anem a veure què passaria si augmentem l'altura fins a 10000 quilòmetres, a la Figura 13.2.

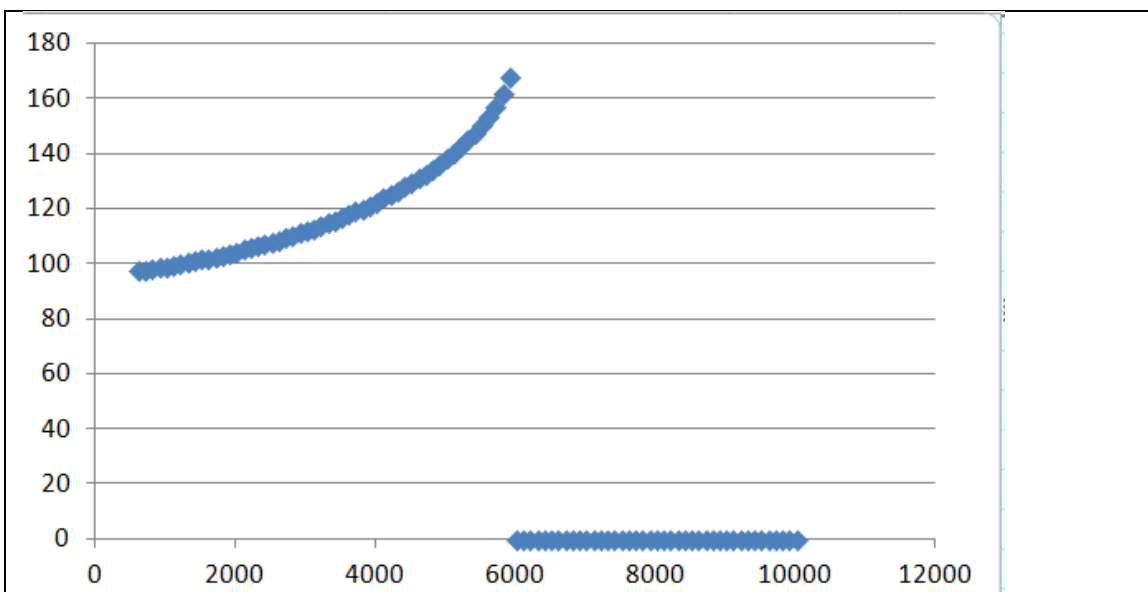


Figura 13.2

Gràfic que mostra la inclinació necessària per a òrbita heliosíncrona amb altures grans. Podem veure que passat els 6000 quilòmetres d'altura ja no hi ha valors d'inclinació que facin que l'òrbita sigui heliosíncrona. També és important veure que el valor de la inclinació màxim s'apropa als 180 graus (on el satèl·lit amb òrbita retrògrada es troba de nou sobre el pla de l'equador).

Hem acabat d'analitzar l'òrbita del satèl·lit. Podem concloure que el nostre satèl·lit seguirà una òrbita heliosíncrona a 600 quilòmetres d'altura i amb una inclinació 97.78 graus per tal que estigui coordinada amb el Sol. Aquest últim paràmetre l'hem extret de les equacions de la precessió del node i hem fet els càlculs corresponents per assolir la característica final d'inclinació definitiva.

14 Analitical Graphics, Inc.

Nosaltres hem fet tot el procés de definir l'òrbita d'un satèl·lit a partir dels càlculs que acompanyen cada un dels seus paràmetres. Tot i això, està clar que els professionals, enginyers i científics, no han de fer aquests càlculs per a cada un dels seus satèl·lits, i per contra, utilitzen programes molt més sofisticats i específics per a les seves tasques. Un dels programes més utilitzats en el món de l'enginyeria aeroespacial és el Systems Tool Kit (STK) d'Analitical Graphics, Inc (AGI).

Analitical Graphics és una companyia de desenvolupament de software especialitzada en l'enginyeria de l'espai i la seguretat nacional. Així doncs, un dels seus productes (STK) permet fer estudis de molts dels paràmetres de satèl·lits, radars i avions.

14.1 Systems Tool Kit

STK és una eina informàtica d'AGI molt útil per a la indústria de satèl·lits i avions, que permet controlar operacions de posició, defensa i sistemes electrònics de qualsevol aplicació.

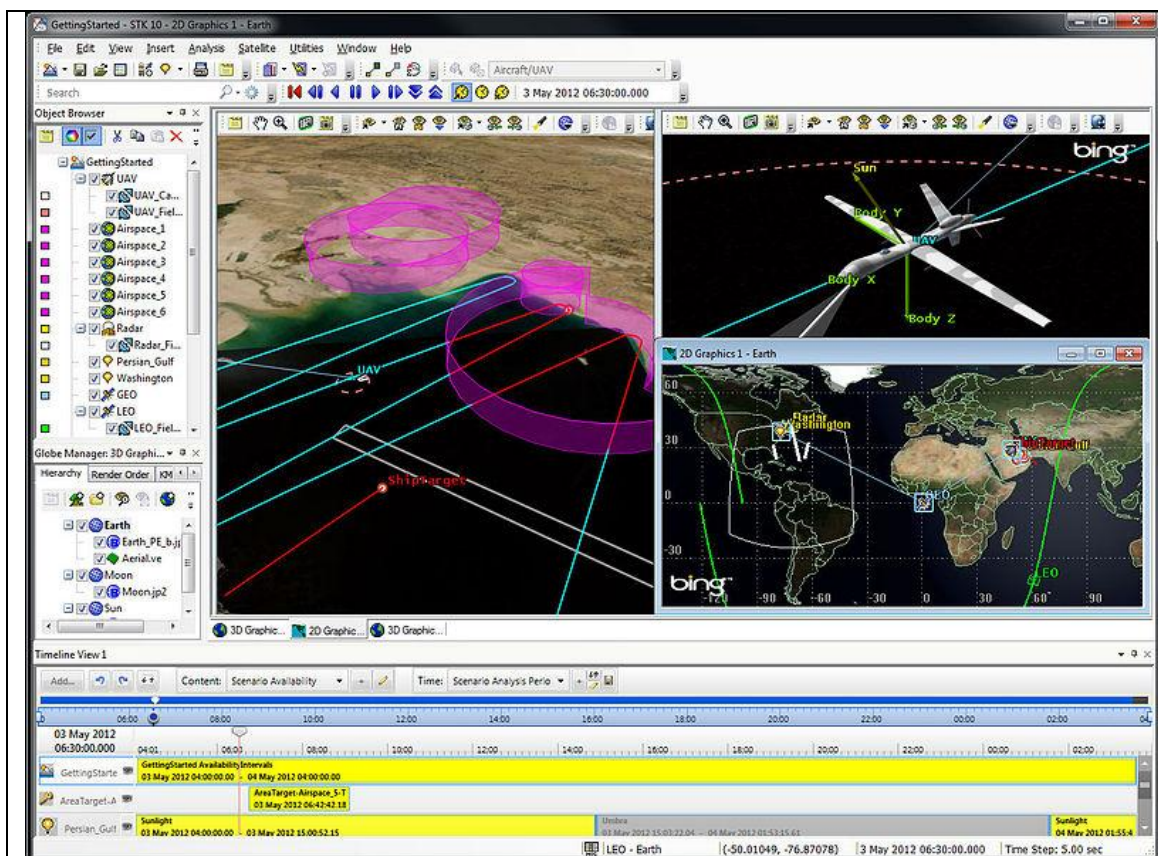


Figura 14.1

Captura de pantalla STK 10. En aquest cas es pot veure el tracking d'un UAV (Unmanned Aerial Vehical) i la seva mecànica de vol durant el procés.

Nosaltres utilitzarem aquest programa per a veure si les nostres gràfiques han sortit correctes i per a comparar els resultats.

14.2 Tracking 3D i 2D utilitzant STK 10

Els seguiments resultants després d'introduir les característiques del nostre satèl·lit al programa estan mostrats a la Figura 14.2.

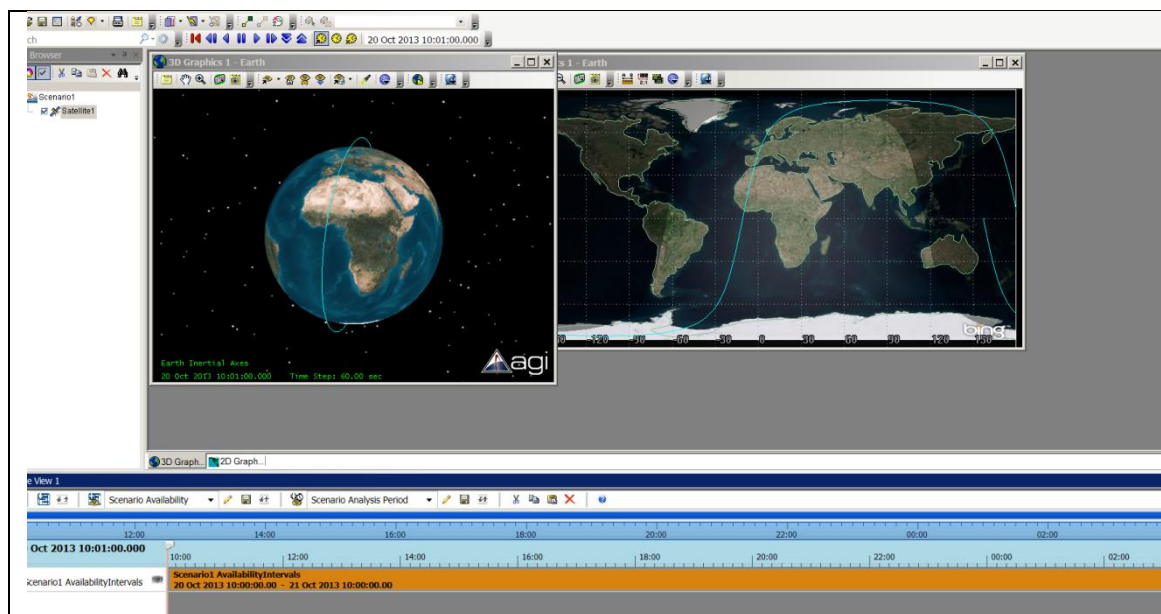


Figura 14.2

Seguiment 2D i 3D del satèl·lit helisíncron (600 km + 97,7 graus inclinació).

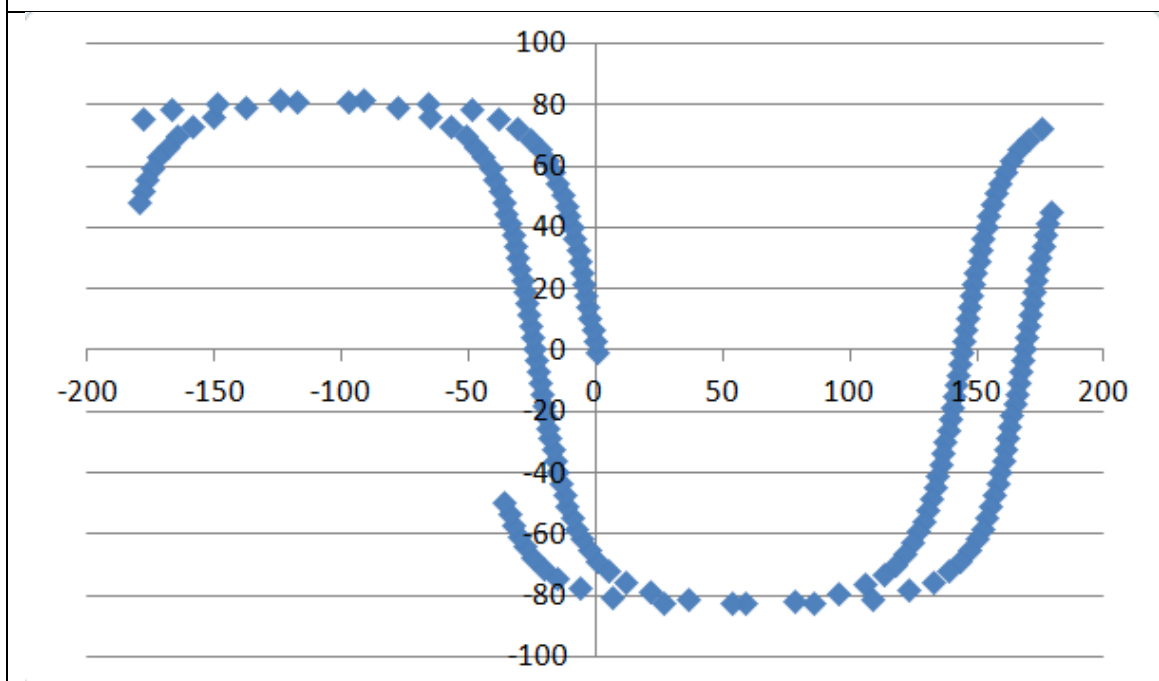


Figura 14.3

Seguiment mitjançant el full de càlcul fet anteriorment, per a 97.7 graus d'inclinació. Podem observar que són iguals tot i que el punt de sortida és diferent, un al punt (0,0) i l'altre a la longitud 180.

Mirant els gràfics aconseguits podem concloure que definitivament el nostre seguiment ha estat realitzat de forma apropiada ja que la corba és igual.

15 Anàlisi dels resultats hipotètics

Ja que òbviament aquest satèl·lit és només hipotètic, he pensat que estaria bé agafar els resultats d'un altre satèl·lit amb la mateixa missió que el nostre per així veure el que es faria amb els resultats que el nostre satèl·lit enviés a la Terra.

Concretament, es tracta de les imatges aconseguides a partir dels instruments MERIS i MODIS (*Ocean Colour*) el desembre del 2013, comparades amb les del desembre del 2008 i del desembre del 2003. D'aquesta manera analitzarem les imatges de la mateixa manera que ho farien els especialistes i ens farem una idea de la situació oceànica actual.

Les fonts han estat extretes d'una pàgina web de lliure accés que ofereix els resultats d'ambdós experiments comentats des de l'any 1978 al dia d'avui. Podríem comparar cada mes des de la data comentada i veure la situació oceànica del moment, però he decidit posar només aquestes 3 durant aquesta última dècada ja que crec que mostren bé l'evolució i la situació actual, tenint en compte que aquest fenomen és molt variable.

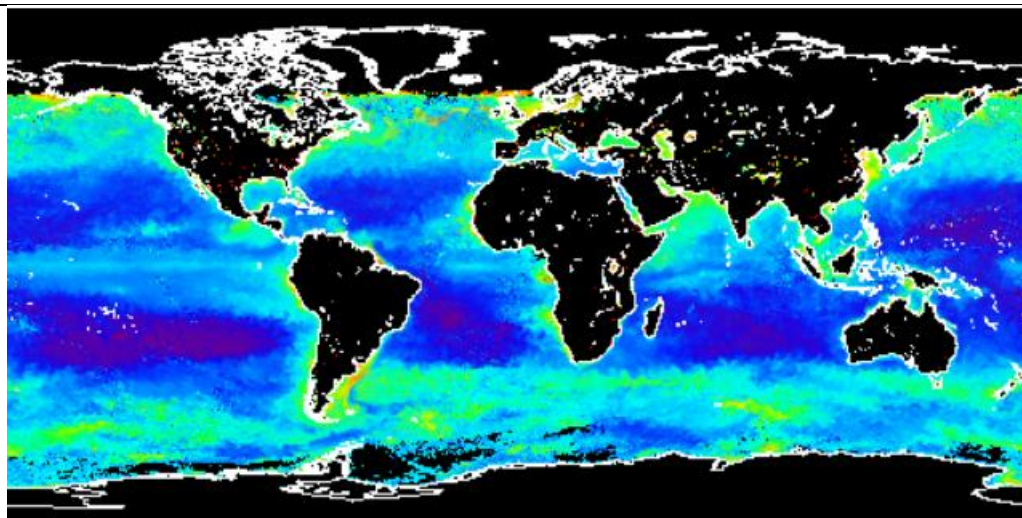


Figura 15.1

Desembre del 2003. Podem observar que hi ha matèria groga a algunes costes però la presència és menor. Al 2008 no hi ha (globalment parlant) el que es considera un HAB perillós, de totes maneres hi ha els límits que s'haurien d'analitzar amb detall i zona per zona. A les zones més profundes de l'oceà s'observa color lila, en aquestes zones passa totalment al contrari.

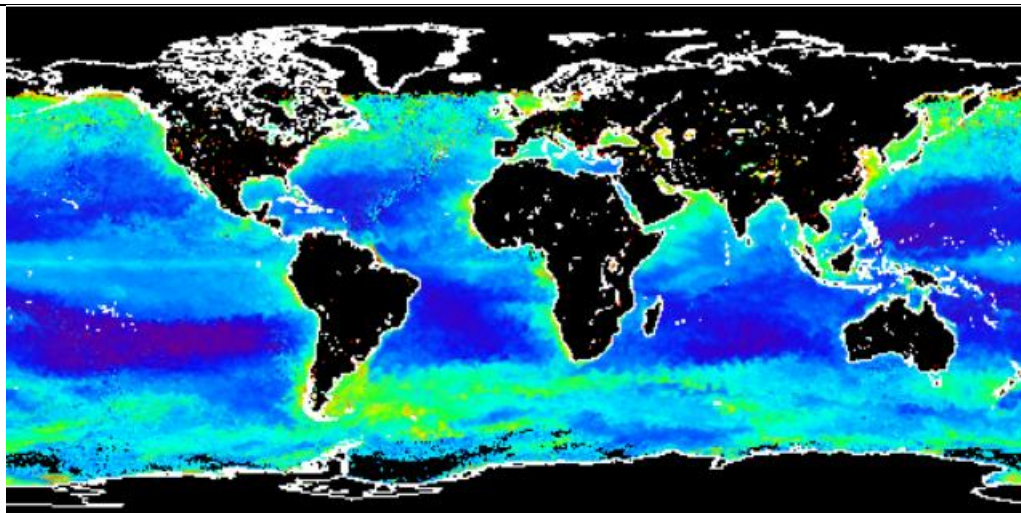


Figura 15.2

Desembre 2008. Hi ha un augment de la massa orgànica a l'oceà Atlàntic sud tot i que veiem que a les zones del pacífic i l'Índic sembla ser que el problema millora. Ara bé, en aquest cas la matèria groga domina diluïda a l'aigua tant a les costes del pacífic est i oest com a la mateixa zona al nord de l'Antàrtida. El problema podríem dir que es manté controlat, ja que no hi ha augment notable.

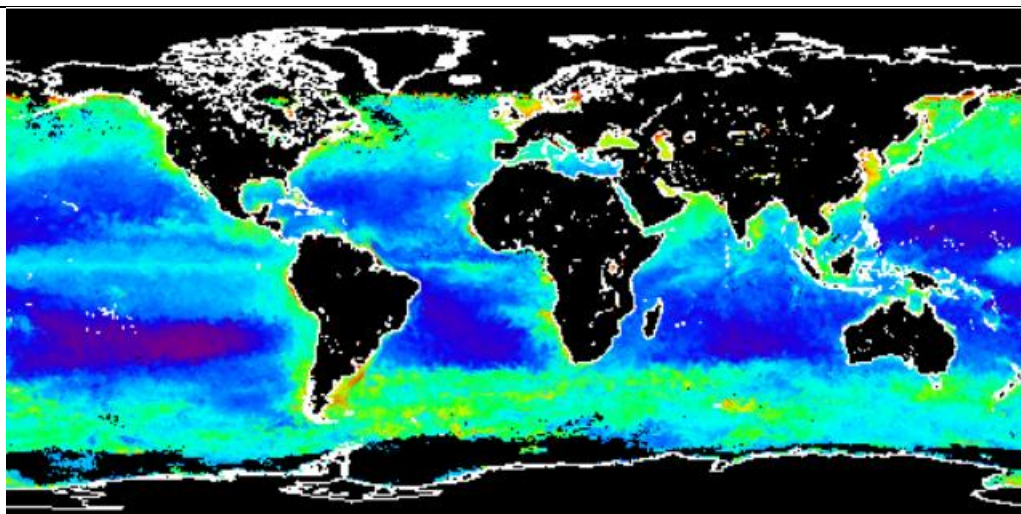


Figura 15.3

Desembre 2013. La situació actual és més alarmant, si més no al comparar les imatges amb les altres dues. Podem apreciar un to verdós tant a la part inferior de la imatge (Antàrtida) i un augment de la presència de matèria orgànica sobretot a la zona est d'Àsia. I a les costes americanes i europees també. Així doncs en el cas actual es tracta d'un problema de HABs que caldria comparar tant amb les imatges mensuals com amb els estudis de l'ecosistema marí ja que es pot veure afectat.

16 Entrevistes

16.1 *NanoSatisfi*



Figura 16.1

16.1.1 Introducció:

NanoSatisfi és una empresa estadunidenca de nano satèl·lits, que actualment treballa en un projecte molt interessant anomenat *ArduSat*, que més endavant comentarem i a l'entrevista també se'n parla. Vaig aconseguir contactar amb ells via email, i com es pot veure a la resposta em varen atendre molt amablement. Concretament, l'empresa és de San Francisco, CA. La persona que m'ha contestat és un enginyer de l'empresa.

When did your company start thinking about mini-satellites?

Our company was founded in 2012.

What kind of instruments are in a CubeSat?

CubeSats offer a lot of flexibility in terms of sensors that they can carry, and with rapidly improving technologies here on Earth (i.e. Moore's Law making things better, smaller, faster), we are seeing consistently better technologies available for use on our *CubeSats*.

Everyone says these satellites are a revolution. What do you think?

CubeSats have significantly lower launch costs as opposed to traditional satellites, as they travel as a secondary payload onboard rockets going to space—they do not require a dedicated launch vehicle, meaning they can be launched with many varied rocket providers. Similarly, being that they follow a standard form factor design, they can use multi-sensor technologies giving them

flexibility whereas traditional satellites are launched with a single primary mission in mind—there are traditional satellites taking high resolution photos, others focused on weather readings, etc. Each of these perform one task extremely well, but have limited capability if you are only tasking one satellite at a time. CubeSats offer the opportunity to load the satellite with multiple sensors so that it can perform multiple varied tasks during its life, and if you have many of these small satellites as opposed to a few large satellites, you can pull down more information overall.

What is the main process that follows after one new idea comes to mind?

We work on rapid cycles of iteration for our satellites, so we can incorporate a new sensor or technology into an individual satellite within a matter of months, as opposed to traditional satellites that operate on cycles in years or tens of years.

Who can benefit about your work and which public is more interested in your products?

There is no one-size-fits-all approach here. There are multiple universities across the world working with *CubeSats*, just as there are businesses doing the same. Given what is available in the market from makers of *CubeSats*, students could get started working with our satellites and programming a satellite in orbit, and then purchase off-the-shelf parts to build their very own satellite should they choose. It takes an interest to learn, and some research to find the right partners willing and able to launch your satellite and help in the command and control of it once in orbit.

How many people are working now in the company? What have they studied?

We have 12 people on our team. It is a mix of engineering (aerospace, electrical, mechanical and software) and business, with some overlapping experience in the science fields.

Why are mini satellites so interesting for the future of aerospace engineering?

Small satellites have an opportunity to open new and unique markets in much the same way that personal computers opened new markets as they followed, and eventually replaced, mainframe computers. It remains to be seen whether all of the capabilities that traditional satellites have could be replaced by smaller satellites.

As your website says:

NanoSatisfi is bringing the magic of Space science and exploration to everyday individuals and organizations and empowering tomorrow's explorers. What about this?

NanoSatisfi offers affordable access to space through a user programmable imaging and data platform. For \$250/week. The satellites (2 launched Aug 2013, 1 scheduled for Dec 2013 and more coming in 2014 and beyond) cost an order of magnitude less to build, launch and operate than traditional satellites. They are based on the flexible *CubeSat* standard form factor, meaning they do not require a dedicated rocket launch, and are no bigger than a nice bottle of wine. *NanoSatisfi* is bringing Moore's Law to space, leveraging off-the-shelf technology advancements here on Earth, and the economies of scale enjoyed by consumer electronics companies to deliver unprecedented access to space.

Finally, *ArduSat*. What is this? What are the applications the instrument will have? How it can help people and their lifestyles?

ArduSat is the first product of *NanoSatisfi*—it is a unique web experience where students across the globe can learn about Earth science, physics and computer programming through hands on experimentation with live satellites in orbit. Students can run pre-built experiments to measure and visualize the Earth's magnetic field, to measure high-energy radiation from lightning strikes on Earth, etc., or they can (starting from zero experience even) learn to program a satellite, and actually build their own experiments leveraging all of the capabilities and sensors onboard our satellites. Providing this type of educational experience with hands on, project based methods has been proven to both increase engagement and also likelihood of a student pursuing a higher

education degree in one of the STEM (Science, Technology Engineering and Math) fields.

I hope his helps, and do please stay in touch. We would love to have your school join the *ArduSat* program, or to see if there may be an opportunity for you to participate.

16.1.2 Conclusions

Aquesta és una empresa realment entregada al desenvolupament de satèl·lits de baix cost. Ha estat una gran experiència per a mi el poder contactar amb ells doncs com es pot veure el nostre contacte ha seguit endavant i hem parlat d'altres coses que m'han interessat molt en relació al tema de l'espai i la indústria aeroespacial.

Tal i com hem dit anteriorment al treball, la tecnologia de mini satèl·lit és una gran esperança per al futur, que si és ben finançada pot tenir aplicacions molt grans en molts dels camps d'estudi.

El projecte *ArduSat* consisteix en un satèl·lit que està orbitant al voltant de la Terra, permetent a usuaris d'arreu del món la connexió des d'un ordinador per a dur a terme operacions com si es tractés de l'estació de control i veure de primera mà les funcions i missions del satèl·lit.

16.2 SSTL (Surrey Satellite Technology Limited)

16.2.1 Introducció


Surrey Satellite Technology Ltd, o SSTL, és una empresa *spin-off*⁷ (nascuda d'un projecte anterior) de la Universitat de Surrey, ara de propietat majoritària d'EADS Astrium, que construeix i opera els satèl·lits petits. Els seus satèl·lits van començar com els satèl·lits de radioafionats coneguts pel nom *UoSAT* (Universitat de Surrey SATÈL·LIT) o per una designació de *OSCAR* (satèl·lit orbital de transport de radioafionats). SSTL coopera amb el Centre Espacial de la Universitat de Surrey, que fa la recerca en temes de satèl·lits i l'espai.

En aquest cas he aconseguit fer una sèrie de preguntes al Doctor Stuart Eves, enginyer director de moltes de les missions dutes a terme a la companyia. Ha

⁷ Projecte nascut com a extensió d'un anterior, o a vegades com una subdivisió

estat una gran oportunitat que em contestés les preguntes tenint en compte la preparació que té.

16.2.2 Dr. Stuart Eves

 <p>Figura 16.2</p>	<p>Dr Stuart Eves Lead Mission Concepts Engineer Surrey Satellite Technology Limited Tycho House, 20 Stephenson Road, Surrey Research Park, Guildford, Surrey, GU2 7YE, UK</p>
---	---

Stuart Eves, Ph.D, és el responsable per el negoci militar a Surrey Satellite Technology Limited a Guildford. Va estar 16 anys al ministeri de defensa del regne unit, en varis departaments relacionats amb la ciència de l'espai, abans d'unir-se a formar part d'SSTL el gener de 2004.

Durant el temps que va estar al ministeri, Stuart va iniciar un projecte que actualment condueix l'observació terrestre més avançada, gràcies a una resolució per massa de satèl·lit rècord, mai vista fins al moment. Això ha fet que una maqueta del satèl·lit sigui exposada actualment al Museu de la Ciència de Londres.

Stuart té una carrera en Astrofísica, un doctorat en disseny de constel·lacions artificials, i ha estat membre de la Royal Astronomical Society per més de 15 anys. Té un gran interès per tots els temes espacials, i durant els últims 18 mesos ha estat involucrat en diversos descobriments revolucionaris.

16.2.3 Entrevista

When did your company start thinking about mini-satellites?

The company was formed in 1985. This was the result of work which started in about 1979 at the University of Surrey, building satellites using the microelectronics that were originally developed for terrestrial computers.

Which sort of instruments can these satellites carry on nowadays? And in the future, what do you think they will do?

They carry a variety of cameras, telescopes, radio receivers, radio transmitters, and other instruments to measure the space environment. In the future they will also carry active sensors, such as radars and lidars⁸.

Do you think these satellites are the future? What advantages do they have?

Yes - they have the advantage that they are much cheaper than large satellites, so you can build constellations of satellites and have far more frequent revisits than from a single large mission.

What is the main process that follows after one new idea comes to mind?

Who will pay for it?! :))

What technology is important to develop the design (different engineers needed, materials...) and which people are needed?

Most of our staff is either electrical or mechanical engineers. We still use the technologies developed for terrestrial devices, which now include mobile phones.

In your company, how many people are working now? What are they doing for the project?

We have more than 600 staff now. They cover all aspects of a satellite mission, from the original design, through the building and testing, to the operation and data exploitation.

Do you think mini and micro satellites will do everything as the “Regular” satellites do now in the future?

⁸ La tecnologia LIDAR permet calcular la distància on es troba una cosa amb làser

Mostly - for some applications, like taking very high resolution pictures, you may still need a big satellite.

What products does your company offer? What kind of public asks for your services generally?

Have a look at our website <http://www.sstl.co.uk/> there are lots of examples there. We build all the subsystems that you normally find on a satellite. We used to sell our satellites mostly to governments, but now we have an increasing number of commercial clients.

What is the cost of a small satellite of a basic function?

A satellite the size of a washing machine, (about 100 kg), will cost somewhere between €5Million and €10Million, depending on its function. And then you have to add the cost of launching it - which roughly doubles these figures.

Are you working on Ocean observing satellites?

Yes - one example is our *NovaSAR* radar satellite design, which can work at night and through clouds.

16.2.4 Conclusions

Com podem veure a l'entrevista, l'empresa és especialitzada en satèl·lits petits, no nano satèl·lits com l'anterior però sí uns al voltant dels 100 kg de pes. Tenen molts avantatges i és molt important treballar en la recerca d'aquests instruments doncs en moments com ara hem d'intentar gastar el mínim possible però no deixar de superar-nos com a humanitat. Una constel·lació de satèl·lits, que el doctor comenta a l'entrevista, és la unió de diversos satèl·lits d'una mateixa o diferent funció per aconseguir un objectiu únic. Això permet tenir més abast des de l'espai a la Terra, i més punts de vista, superant el problema principal que és la lentitud per a un satèl·lit al cobrir una zona completa de la superfície Terrestre. El projecte *NovaSAR* és molt interessant:

NovaSAR [Figura 16.3] permet l'adaptació a diverses bandes de freqüència i proveeix de dades d'observació terrestre tant de nit com de dia.

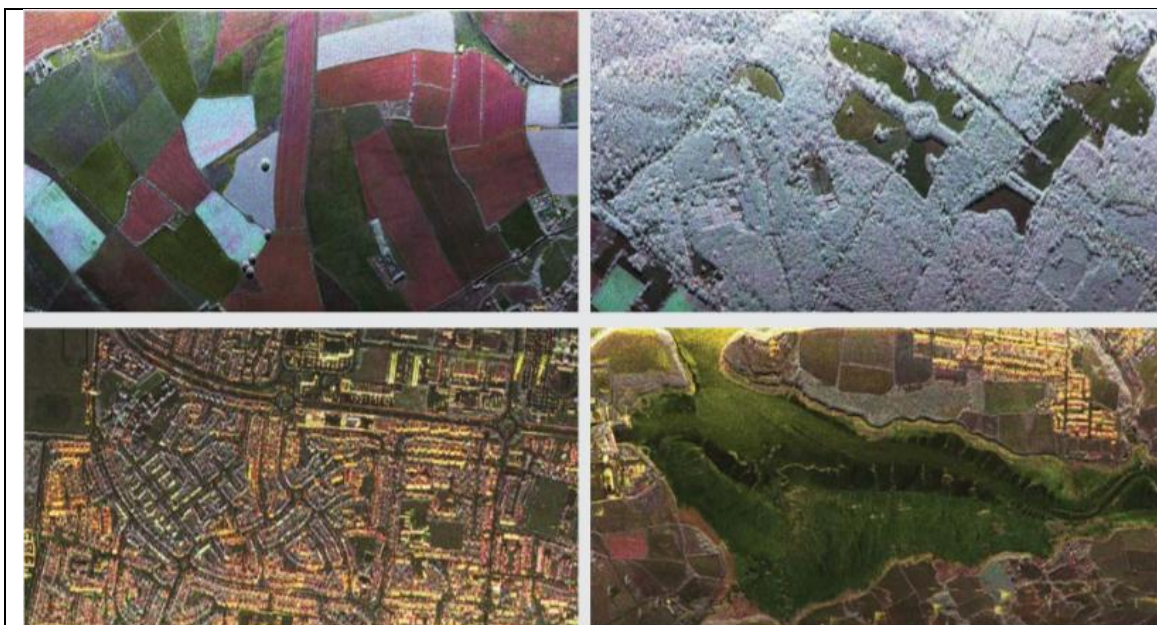


Figura 16.3

NovaSar imatges.

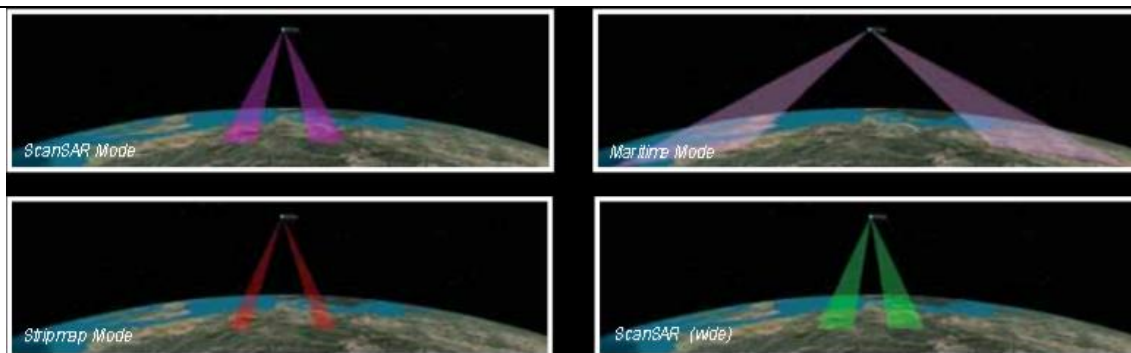


Figura 16.4

Modes d'operació. Degut al seu ampli rang d'aplicacions, l'escàner del NovaSAR s'adapta a les diverses condicions de la missió.

16.3 Nil Anglí (Enginyer aeronàutic)

16.3.1 Introducció

El Nil Anglí és un enginyer aeronàutic que vaig conèixer gràcies a la meua professora de dibuix tècnic a l'escola, la Dolors Padró. Amb ell he pogut entendre moltes coses i he tingut accés al programa que he utilitzat anteriorment, l'STK, i que tant m'ha servit per mostrar en 3D les òrbites.

En Nil treballa a SSTL, que és l'empresa on treballava el científic de l'entrevista anterior, i la seva feina consisteix a planificar les futures missions de l'empresa pel que fa als dissenys dels satèl·lits i l'estudi preliminar

16.3.2 Entrevista

Quan fa que treballes a SSTL? Què havies fet abans?

3 anys. Primer vaig estar al CNRS i posteriorment a LuxSpace (Luxemburg)

Què vas estudiar a quina universitat i què en penses dels estudis (Et sembla bé el què has après, si ara haguessis de tornar a triar faries el mateix...)?

Vaig fer Enginyeria Aeronàutica a la UPC, Màster en sistemes espacials a *SupAero*, Màster en Astrofísica a la UB i Màster en *International Security* a la Universitat de Leicester. Probablement seguiria el mateix camí (o amb petites variacions)

Quan i com vas decidir que volies estudiar aquesta carrera? Vas decidir que buscaries feina a l'estranger o bé va sorgir la oportunitat sense pensar-t'ho?

Sempre havia estat entre la nàutica i la aeronàutica. L'espai va venir mes tard i sense avisar.

Què li diries a una persona que està pensant d'estudiar aquesta enginyeria? Quines facultats són més importants per a estudiar amb èxit una carrera d'aquestes magnituds?

La veritat és que com qualsevol carrera al principi necessites determinació i voluntat per passar la fase selectiva. Després depèn del camí que triïs, crec que al final cadascú acaba triant camins on pot explotar les seves aptituds, el que és molt organitzat i controlador acaba sent *project manager*, el que és creatiu en I+D...

Quines són les teves tasques a l'empresa i les dels altres enginyers d'altres àrees?

Sóc *Mission Concepts Engineer*, em dedico a planejar futures missions espacials i fer-ne la primera iteració del disseny.

Com vas aprendre l'anglès?

Quan vaig arribar a UK ja feia anys que era la meva llengua de treball, però com és obvi el conviure amb nadius ha ajudat a millorar.

Saps algun altre idioma?

El francès i l'italià.

Quin perfil professional treballa a SSTL?

Hi ha molts enginyers industrials, de telecomunicacions, físics, matemàtics que acaben en feines en el món aeroespacial. Per això no pateixis, no s'exigeix "pedigree".

Com llanceu els vostres satèl·lits a l'espai (Combustible i mitjà de llançament)?

S'utilitzen llançadors comercials, típicament DNPER, PSLV, Falcon, Soyouz, Ariane, Vega...

Com funciona l'altímetre ALTIKA?

No estic familiaritzat amb aquest instrument. He sentit que es *dual-frequency* a banda Ka, però no en sé res més.

Amb quins tipus de programa feu els dissenys dels satèl·lits?

Normalment cada equip té softwares específic per cada tasca, no hi ha un únic software pel disseny de satèl·lits.

Novament, un satèl·lit és una conjunció de molts equips i instruments, seria agosarat dir que una tecnologia específica ha revolucionat el món espacial, cada part té petites revolucions associades.

Solució per a la brossa espacial?

És un tema d'actualitat. Les regulacions internacionals imposen que el satèl·lit efectui una reentrada a l'atmosfera dins d'un període de 25 anys. També s'està parlant de missions dedicades a desorbitar satèl·lits antics.

17 Conclusions

Un cop acabat el meu treball de recerca tinc moltes coses a comentar, però primer de tot dir que l'experiència ha estat del tot positiva. Quan vaig començar a treballar encara no tenia les coses clares ni sabia cap a on faria avançar el meu treball, però a mesura que he anat aprenent se m'han obert molts camins diferents.

Com es pot veure a la part teòrica tot el que s'ha investigat ha tingut una aplicació fonamental en la part pràctica proposada, per aquest motiu ens concentrarem en aquesta darrera aplicació. Així doncs, anem a parlar de les conclusions que en traiem d'aquesta investigació. A partir dels requeriments i de la missió proposada vaig indagar en el món del *remote-sensing* cosa que em va fer decidir unes característiques determinades per al meu satèl·lit, acabant amb un disseny de l'estructura bàsica per a començar amb l'estudi de l'òrbita d'aquest satèl·lit d'observació oceànica dissenyat.

Pel que fa a l'òrbita, cal dir que ens hem trobat que dissenyar la trajectòria per a un satèl·lit concret té grans limitacions que venen donades per les necessitats estructurals del satèl·lit i els seus modes d'operació. Així, la limitació de tenir un satèl·lit entre 600 i 900 km fa que el rang d'òrbites possibles es redueixi molt, tenint en compte la poca variabilitat que ofereix el canvi en l'altura. A més, la necessitat de pensar en un satèl·lit que cobrés l'Oceà Atlàntic també ens va fer triar una òrbita de tipus polar i circular. Per a altres aplicacions podríem haver pensat en una òrbita el·líptica, però aquest no n'era el cas.

D'aquesta manera, a partir dels gràfics i els estudis per als diversos tipus d'òrbita possible pel que feia a inclinació, hem anat veient quines serien les característiques finals de l'òrbita, per aplicar la pertorbació orbital de la precessió del node a favor nostre. Així doncs, el que ens ha permès fer variar les gràfiques del satèl·lit ha estat, definitivament, la inclinació d'aquest. Aquest paràmetre, tot i que després vam haver de lligar amb les fórmules de la pertorbació orbital heliosíncrona, dóna molt de joc quan el què s'intenta és fer que un satèl·lit cobreixi la superfície íntegra d'un planeta com la Terra.

Vistes les circumstàncies i havent treballat amb la inclinació, vam poder descobrir que, complint les fixacions tècniques d'hora de llum i posició del satèl·lit només es podria fer un mapa complet del món, sense buits, al cap de 9 setmanes com a mínim. Tot i així, afirmar que era possible cobrir els requeriments UR1 UR2 i UR3 al cap d'aquest temps establert a partir dels gràfics. UR3 s'aconsegueix a partir de la precessió del node i UR1 a partir de la rotació de la Terra i l'aplicació de la Part Entera.

Pel que fa al sistema de la Part Entera es va descobrir que si teníem en compte la rotació de la Terra, que era fonamental, havíem d'aplicar aquesta funció matemàtica tant a la funció original com a la retocada per la projecció de Miller. Això va fer entendre com es movia el satèl·lit a l'espai i la projecció cilíndrica d'aquest moviment sobre la Terra, que dibuixa una trajectòria determinada i característica de cada inclinació i altura.

Pel que fa a la part estructural del satèl·lit val a dir que ens hem adonat del preu que comporta una missió espacial d'aquestes característiques, tot i haver provat de triar una estructura versàtil i senzilla, vistes les mitjanes i el cost d'aquests instruments tant especials. Potser aquest seria un aspecte a investigar, i provar de reduir el cost d'aquestes màquines. Pel que fa a la massa també és un altre aspecte a tenir en compte, ja que aquesta augmenta força ràpid i si es vol un satèl·lit de baix pes cal tenir en compte els materials i els límits amb precisió i deteniment.

Per altra banda comentar que el programa que es mostra al final del treball fa la feina que nosaltres hem fet instantàniament, per deixar clar quina és la forma de treballar dels enginyers actualment. Així doncs, la nostra feina ara es fa de manera molt més ràpida ja que els càlculs corresponents ja estan aplicats dins el *software*.

Si seguís el treball el camí que agafaria seria el del disseny del satèl·lit de forma íntegra, que faria l'enginyer de missió al rebre la proposta, si aquesta sembla positiva i alhora viable. La selecció dels instruments es podria fer en base al què hem après i només caldria fer un disseny òptim que permetés l'estabilitat energètica de la nau, així com el control tèrmic, ja que el disseny proposat no té en compte aquestes necessitats.

Per acabar m'agradaria defensar la necessitat dels satèl·lits i la recerca espacial, inclús en moments com els d'ara, en què sembla que la crisi no permeti el desenvolupament científic i tecnològic, doncs m'he adonat de primera mà de la gran importància que tenen els satèl·lits i la investigació científica en general per a la comunitat on vivim.

18 Bibliografia

Pàgines web

- <http://ids-doris.org/> (Pàgina de la tecnologia DORIS)
- www.cnes.fr/ (Agència espacial francesa)
- www.nasa.gov (Administració de l'espai americana)
- <http://kerchak.com> (Bloc de tecnologia)
- <http://www.isro.org/satellites/> (Organització de recerca de l'Índia)
- <http://www.esa.int/> (Agència espacial europea)
- <http://www.dlr.de/> (Agència espacial alemanya)
- <http://landsat.gsfc.nasa.gov/> (Pàgina del satèl·lit LandSat de la NASA)
- <http://www.sat-expert.com/> (Informació general sobre satèl·lits)
- <http://www.ssau.ru/> (Universitat Samara State)
- www.ncdc.noaa.gov/ (Satèl·lit NOAA)
- <https://www.lri.fr> (Recerca informàtica francesa)
- <http://www.gr.ssr.upm.es/> (Facultat de telecomunicacions de la UPM)
- <http://www.norad.mil/> (*North American Aerospace Command*)
- www.upv.es (Universitat politècnica de València)
- <http://www.astrosurf.com> (Portal d'astronomia francès)
- <http://marine.rutgers.edu> (*Institute of marine and coastal science*)
- <http://www.investigacionyciencia.es/> (*Scientific American*)
- <http://www.ryerson.ca/> (Universitat de Ryerson)
- <http://ukseds.org/> (Estudiants d'UK per la recerca de l'espai)
- <http://kicksat.wordpress.com/> (Portal oficial del projecte *Kicksat*)
- <http://www.wikisat.org/> (Projecte de pico i femto satèl·lits)
- <http://www.jaxa.jp> (Agència d'exploració de l'espai japonesa)
- <http://www.tedae.org/> (Associació espanyola d'empreses tecnològiques)
- <http://www.sketchup.com/learn> (Google *Sketchup*)
- <https://webpace.utexas.edu/> (Universitat de Texas - Austin)
- <http://ssl.engineering.uky.edu/> (Universitat de Kentucky)
- www.moog.com (Venda de Sistemes)
- www.sstl.co.uk (*Surrey Satellite Technology Limited*)
- <http://www.ioccg.org/> (Coordinació de missions *Ocean Colour*)
- <http://www.agi.com/> (Analytical Graphics, Inc.)

- <http://bama.ua.edu/> (*Maximum Power Tracking*)
- <http://www.nec.com> (Components de satèl·lits)
- <https://webpace.utexas.edu/> (Projecte ARTEMIS)
- <http://engineering.stanford.edu/> (Universitat Stanford)
- <http://www.universetoday.com/> (Notícies sobre l'espai i astronomia)

Llibres

1. Grover, Chris; Google SketchUp 8: The Missing Manual; O'Reilly Media; USA May 2009
2. Fortescue, Peter; Stark, John; Swinerd, Graham; Spacecraft Systems Engineering; Wiley; Hertfordshire (UK) 2004
3. Álvarez, Nuria; El Gran Libro de 3D Studio Max; Marcombo SA; Barcelona 2007
4. Brown, Owen; Eremenko, Paul; The Value Proposition for Fractionated Space Architectures; *AIAA Space 2006*. San Jose, CA
5. García Ruiz de Angulo, Juan José; Los Satélites de Comunicaciones; Marcombo SA; Barcelona 1989
6. García Soto, Carlos; Oceanografía y Satélites; Editorial TEBAR; Madrid 2009
7. Neri Vela, Rodolfo; Comunicaciones por satélite; Cengage Learning Editores; Cuajimalpa (Mèxic) 2003
8. Roddy, Dennis; Satellite Communication; McGraw-Hill Education; Noida (India) 1989
9. Maury, Jean-Pierre; Newton y la mecánica celeste; BLUME; Mèxic
10. D. Curtis, Howard; Orbital Mechanics for Engineering Students; Elsevier; Burlington, Vermont (USA) 2010
11. A. E., Roy; Orbital Motion; IOP Publishing; Bodmin, Cornwall (UK) 2005
12. Kawase, Seiichiro; Radio Interferometry and Satellite Tracking; Artech House; Maryland (USA) 2012
13. Tristancho, Joshua; Implementation of a femto-satellite and a mini-launcher; Master in Aerospace Science and Technology; UPC; Barcelona 2010
14. Pisacane, Vincent L. and Robert C. Moore; Fundamentals of Space System; Oxford University Press; New York 1994
15. Wertz, James R. and Wiley J. Larson; Space Mission Analysis and Design; Third edition, Microcosm Press, Torrance CA 1999
16. R. Bate, Roger; D. Mueller, Donald; E. White, Jerry; Fundamentals of Astrodynamics; Dover Publications; NYC 1971
17. Brouwer, Dirk; van Woerkom, Adrianus; The secular variations of the orbital elements; US Print; 1950

18. Logsdon, Tom; Orbital Mechanics: Theory and Applications; John Wiley & Sons; Canada 1976
19. Alberto, Abad; Astrodinámica; Bubok; Saragossa 2012
20. Battin, Richard H.; An introduction to the mathematics and methods of astrodynamics; Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999

Diaris

- VVAA EuropaPress (Madrid); Lanzado el primer satélite que buscará grandes asteroides; LaVanguardia; 26 de febrer 2013
- Fort, Màrius (París); El satélite de la ESA sintió en el espacio la vibración del tsunami de Japón; LaVanguardia; 8 de març 2013
- VVAA; La NASA lanza con éxito el satélite IRIS para estudiar el Sol; El Periódico; 28 de juny 2013.

Revistes

- VVAA; Lanzado con éxito el SES 6; Satélite Infos; N° 133, juny 2013
- Pérez, Marcos; Moda y tecnología espacial; Astronomía Digital; N° 11; 2003
- VVAA; Cazadores de NEOs; Espacio; N° 99, març 2013

Enciclopèdies

- VVAA; Gran Enciclopèdia Catalana; Volum III; Enciclopèdia Catalana SA; Barcelona-Sant Vicenç dels Horts 1998
- VVAA; Enciclopèdico en color; Volum XVI; Temáticos Larousse SA; Barcelona 1998

DVD

- *Astronomía para todos*; Jorge Laniszewski; JC Sáez Editor