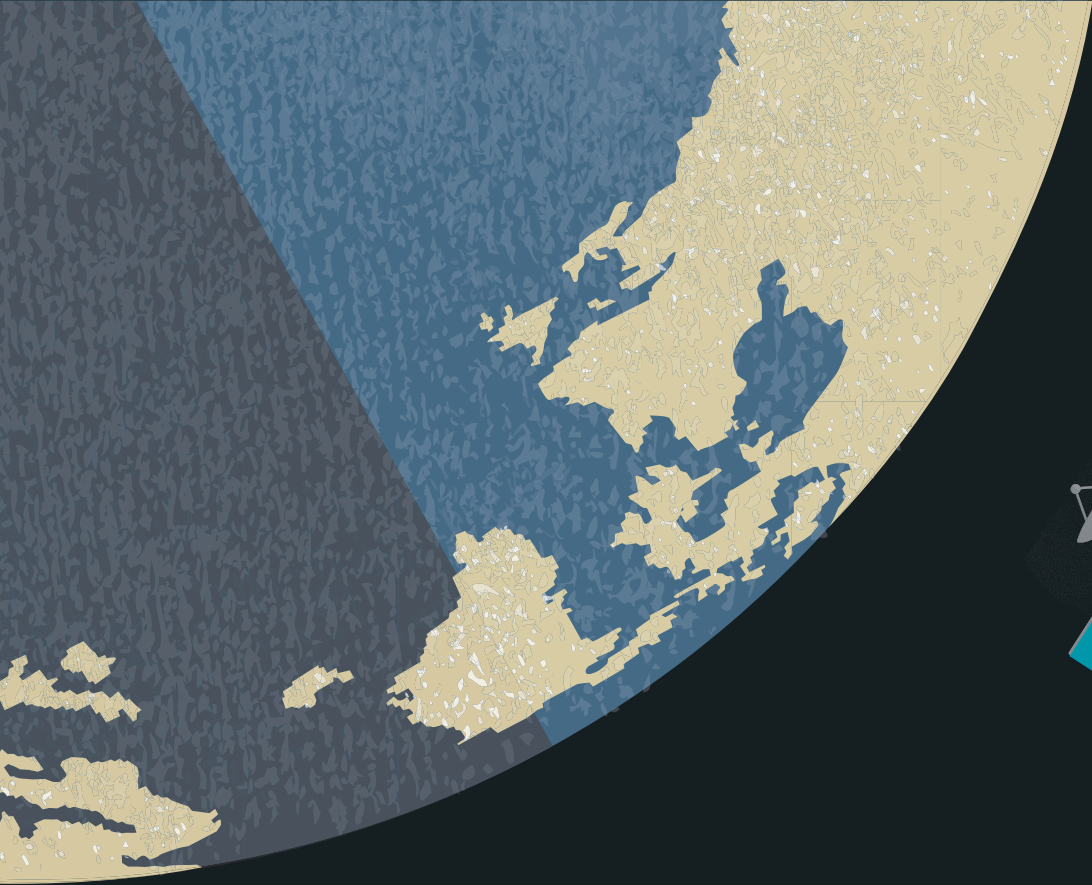




SISTEMES DE COMUNICACIONS PER SATÈL·LIT

Pseudònim: K. E. Koroliov
Treball de Recerca
Institut Font del Ferro

AGRAÏMENTS

El Treball de Recerca és un projecte que, a més d'acompanyar-te durant molt de temps, es duu a terme en una de les etapes més dures de l'adolescència. Així doncs, durant aquest transcurs, sense el suport de certes persones que t'ajudin i et corregeixin, és difícil poder tirar endavant aquest procés sense defallir. Quan acabes el Treball, et venen al cap totes aquestes persones i és per això, que m'agradaria agrair-los tota la dedicació que han tingut i tot el temps que han dedicat a ajudar-me.

Per una banda, m'agradaria agrair a l'Ángeles Vazquez de la Universitat Autònoma de Barcelona. Ella, mitjançant el Programa Argó, m'ha ajudat en aquells aspectes més tècnics del Treball que requerien una especialització del camp de les telecomunicacions. Alhora, cal agrair al Programa per l'oportunitat de poder establir un primer contacte amb un centre universitari.

També, cal fer un esment a l'Antonia Ariza, la meva tutora del Treball, qui ha estat la persona més important durant aquest temps. No sé què hauria fet sense algú com ella que m'ha resolt tots aquells dubtes que m'anaven sorgint. Tanmateix, m'ha anat donant el seu punt de vista sobre el meu Treball i m'ha anat aportant idees sempre que em quedava estancada en qualsevol punt.

Per última instància, m'agradaria agrair als meus pares i a la meva germana tota l'ajuda que m'han donat, principalment en la part pràctica. Juntament amb ells, però no menys important, m'agradaria donar les gràcies a la Núria Ferrer, que m'ha donat el seu punt de vista sobre el Treball i m'ha ajudat a millorar la meva redacció.

ÍNDEX:

AGRAÏMENTS.....	1
INTRODUCCIÓ	5
MARC TEÒRIC.....	7
1. CONTEXTUALITZACIÓ HISTÒRICA.....	7
1.1. LES PRIMERES OBSERVACIONS	7
1.2. ELS INICIS DE L'AERONÀUTICA: PRIMERA IDEA D'UN SATÈL·LIT	7
1.3. PRIMERA IDEA D'UN SATÈL·LIT DE COMUNICACIONS	8
1.4. ELS PRIMERS LLANÇAMENTS.....	8
1.5. LES PRIMERES COMPANYIES	9
1.6. XARXES DE SATÈL·LITS	10
1.7. SITUACIÓ ACTUAL.....	11
2. MARC FÍSIC	12
2.1. LA INTERACCIÓ GRAVITATÒRIA.....	13
2.1.1. CINEMÀTICA DELS PLANETES: LES LLEIS DE KEPLER.....	13
2.1.2. DINÀMICA DELS PLANETES: EL PER QUÈ DEL MOVIMENT	14
2.1.3. LLEI DE LA GRAVITACIÓ UNIVERSAL	15
2.1.4. PRINCIPIS DE SUPERPOSICIÓ	16
2.2. EL CAMP GRAVITATORI	16
2.2.1. TREBALL DE LES FORCES GRAVITATÒRIES	17
2.2.2. POTENCIAL GRAVITATORI	18
2.2.3. ENERGIA POTENCIAL GRAVITATÒRIA.....	18
2.2.4. CONSERVACIÓ DE L'ENERGIA MECÀNICA	18
2.2.5. POTENCIAL GRAVITATORI EN UN PUNT	19
2.2.6. VISUALITZACIÓ DEL CAMP GRAVITATORI	19
2.3. MOVIMENT DE PLANETES I SATÈL·LITS	20
2.3.1. VELOCITAT DE LLANÇAMENT	20
2.3.2. VELOCITAT D'ESCAPAMENT	21
2.3.3. VELOCITAT ORBITAL	22
2.3.4. EQUACIÓ DEL COET DE TSIOLKOVSKI.....	22
2.3.5. PERÍODE DE REVOLUCIÓ	23
2.3.6. ENERGIA PER A CANVIAR D'ÒRBITA.....	24
2.3.7. ENERGIA MECÀNICA D'UN SATÈL·LIT	24

3.	ÒRBITES I CONSTEL·LACIONS	25
3.1.	ÒRBITES	25
3.1.1.	LEO (Low Earth Orbit).....	27
3.1.2.	MEO (Medium Earth Orbit)	28
3.1.3.	GEO (Geostationary Orbit)	29
3.1.4.	HEO (High Elliptical Orbit)	29
3.2.	CONSTEL·LACIONS.....	30
3.2.1.	IRIDIUM	31
3.2.2.	MOLNIYA	32
3.2.3.	INMARSAT	32
4.	ELS SATÈL·LITS DE COMUNICACIÓ MÒBIL.....	34
4.1.	ESQUEMA I PARTS DEL SISTEMA.....	34
4.1.1.	SEGMENT ESPACIAL. EL SATÈL·LIT	34
4.1.2.	SEGMENT TERRESTRE.....	38
4.2.	TRANSMISSIÓ DE DADES	39
4.2.1.	VELOCITAT, FREQUÈNCIES I POTÈNCIES. ELS EFECTES A L'ESPECTRE ELECTROMAGNÈTIC	40
	MARC PRÀCTIC	44
5.	DISSENY DEL SATÈL·LIT	44
5.1.	ELABORACIÓ DE LES PARTS	44
5.1.1.	COM FUNCIONA L'SKETCHUP?	45
5.2.	UNIÓ DE L'ESTRUCTURA.....	50
5.3.	IMPRESSIÓ 3D DEL SATÈL·LIT	52
5.4.	MUNTATGE DEL GINY.....	53
6.	POSADA EN ÒRBITA DEL SATÈL·LIT	56
6.1.	VELOCITAT D'ESCAPAMENT	57
6.2.	ENERGIA MECÀNICA DEL SATÈL·LIT	57
6.3.	VELOCITAT ORBITAL	57
	CONCLUSIONS	58
	FONTS DE LA RECERCA	60
	BIBLIOGRAFIA.....	60
	TAULES	62
	IMATGES.....	62
	GLOSSARI.....	64

ACRÒNIMS.....	65
FORMULARI	66

INTRODUCCIÓ

Segons el DIEC un satèl·lit, més concretament un satèl·lit artificial, és un *“Giny que descriu una òrbita al voltant d’un planeta o, per extensió, al voltant d’un satèl·lit”*. Si alhora, aquest satèl·lit *“s’utilitza per a servir d’enllaç telefònic, de ràdio i de televisió entre diversos punts de la superfície terrestre”*, és conegut llavors com un satèl·lit destinat a l’àmbit de les comunicacions. Gràcies a aquests ginys, la comunicació arreu del món és possible. Per aquest motiu, la complicació que aquest fet comporta, m’ha servit de prou motivació per voler indagar una mica més en aquesta branca de l’enginyeria i, així, dedicar els meus esforços al Treball de Recerca dissenyant un satèl·lit de comunicacions per satèl·lit, més concretament de comunicació mòbil.

Nombrosos aspectes, alguns una mica aliens a la temàtica del Treball, em van ajudar a decantar-me a realitzar-lo. Un dels fets primordials va ser la motivació de poder realitzar el Treball amb l’assessorament directe des de la UAB, que m’ha permès dos grans avantatges: tenir un primer contacte amb el centre i, alhora, poder conèixer una mica més el grau universitari, que estic interessada a realitzar. Tanmateix, des de ben petita el meu interès envers aspectes com la Cursa Espacial o simplement les missions que la NASA o l’ESA han anat realitzant, ha anat en augment. Per això, vaig pensar que realitzar el Treball sobre una de les meves aficions comportaria grans avantatges, com haver de destinar-hi gran quantitat de temps sense que aquest motiu fos un entrebanc per a realitzar la feina.

Per això, partint de les motivacions principals vaig proposar-me tres objectius a poder desenvolupar en el Treball:

1. Poder conèixer aquells aspectes primaris de la física que tenien a veure amb el camp de l’aeronàutica.
2. Poder conèixer el funcionament dels satèl·lits, tot aprofundint en aquells destinats a les comunicacions mòbils.
3. Ser capaç de dissenyar un prototip de satèl·lit de comunicacions.

Un cop clars els objectius a seguir i desenvolupar, vaig començar a realitzar el Treball a partir de les bases que em van proporcionar a la UAB. Mica en mica, vaig anar perfilant el que seria l’índex provisional, i gairebé definitiu, del Treball.

Amb això, vaig començar a elaborar el que esdevindria el Marc Teòric. Per a situar-me completament en la temàtica del Treball, vaig realitzar la contextualització històrica, partint de les primeres observacions del cel i dels astres, fins arribar a la situació actual de l'àmbit de les telecomunicacions. A partir d'aquí, vaig explicar la part corresponent a la física, que partint dels coneixements obtinguts a classe, m'ha permès entendre fets, a primera vista tan simples, com per què un satèl·lit es manté en una òrbita concreta o per què aquest és capaç d'escapar del Camp Gravitatori terrestre.

Un cop entesa aquesta part, vaig començar a redactar el punt que em va introduir del tot al món dels satèl·lits. Així doncs, primer vaig centrar la recerca en trobar i entendre les òrbites que els diferents ginyos poden adquirir i, a continuació, a conèixer les constel·lacions que aquests poden formar, posant-hi exemples de cada per acabar d'assolir els coneixements.

A continuació, per encarar el Marc Pràctic, vaig decidir centrar la teoria dels satèl·lits en aquells ginyos encarregats de possibilitar la comunicació mòbil a dia d'avui. Partint d'aquí, vaig decidir fer recerca dins d'aquest àmbit de les telecomunicacions, establint conceptes com les parts d'un satèl·lit o la transmissió de dades. Així doncs, tenint els aspectes anteriors completats, vaig poder donar per finalitzat el Marc Teòric.

Això, em va permetre començar a elaborar el que constituiria el Marc Pràctic. En haver-me especialitzat anteriorment amb els satèl·lits destinats a la comunicació mòbil, vaig decidir dissenyar i muntar una maqueta, que imprimiria amb 3D, del que seria un model d'un satèl·lit de comunicació mòbil, tot partint dels continguts teòrics redactats. Per això, vaig elaborar un model 3D fent ús del programa *SketchUp* i elaborant els plànols amb el programa *AutoCad*. Tanmateix, en aquesta part del Treball, vaig decidir realitzar una sèrie de càlculs, explicats també al Marc Teòric, que esdevindrien claus per la posada en òrbita del giny.

Amb la realització del Marc Pràctic, establia el que seria la culminació del meu treball, tot extraient conclusions, partint dels objectius plantejats, de tota la feina realitzada.

MARC TEÒRIC

1. CONTEXTUALITZACIÓ HISTÒRICA

1.1.LES PRIMERES OBSERVACIONS

L'observació del cel ha estat una de les activitats principals des dels inicis de la història de la humanitat. Amb això, van sorgir les primeres idees de com podia ser l'univers, més enllà del cel estrellat o lluminós que veiem cada dia. Aquestes, amb la concreta evolució dels àmbits de l'astronomia i l'astrofísica, han fet que la nostra concepció de l'espai exterior canviés completament.

Des de la teoria geocèntrica a l'heliocèntrica, diversos científics van començar a elaborar càlculs per a predir fenòmens que succeïrien i per començar a entendre el funcionament de l'Univers, però sobretot del Sistema Solar. Així doncs, científics com Johannes Kepler van ser capaços d'elaborar lleis, vigents encara avui dia, que serveixen per explicar el funcionament del Sistema.

1.2.ELS INICIS DE L'AERONÀUTICA: PRIMERA IDEA D'UN SATÈL·LIT

La idea dels satèl·lits es remunta amb l'aeronàutica, un terme tan pràctic com teòric, que consisteix en la navegació fora de l'atmosfera terrestre amb objectes artificials, com ara satèl·lits, ja bé siguin tripulats o no. Aquest àmbit de la ciència consisteix en l'estudi de trajectòries, navegació, exploració i supervivència dels humans a l'espai, tot englobant el disseny de naus, satèl·lits i llançadors per posar-los en òrbita. Per tant, es podria considerar com una combinació de l'astronomia i l'astrofísica.

Una de les figures més rellevants en aquest gran camp de la ciència va ser Konstantin Eduardovich Tsiolkovsky (1857-1935), un filòsof i científic les idees del qual foren absolutament revolucionàries per l'època i entre les quals cal destacar aquelles relacionades amb voler superar la força del camp gravitatori terrestre. A partir d'una educació autodidàctica, es va centrar en gran qüestions en l'àmbit de l'astronàutica, com la velocitat de propulsió, arribant a concloure que la Tercera Llei de Newton esdevindria la peça clau en el camp de l'exploració espacial.

Sempre treballant amb la màxima discreció i des de casa seva, fou capaç de fer un gran nombre de càlculs que derivaren a equacions, encara utilitzades avui dia al camp de l'aeronàutica; com l'Equació del coet de Tsiolkovsky. Més concretament, dins del camp de

la comunicació interestel·lar, també va fer aportacions i afirmacions, tan sols al 1920, com: *“En un futur pròxim, ones de ràdio d’ona curta penetraran la nostra atmosfera i [...] serà el principal medi de comunicació interestel·lar”*.

Les seves idees, probablement impensables a l’època han sigut de gran inspiració per a tots els aeronàutics i més concretament per als soviètics, sobretot al llarg de la coneguda com a cursa espacial.

1.3.PRIMERA IDEA D’UN SATÈL·LIT DE COMUNICACIONS

Amb tot això, les ganes de voler superar la força de la gravetat per a poder navegar més enllà de la superfície terrestre han provocat que en pocs anys el desenvolupament de l’aeronàutica hagi estat a gran escala i que l’interès entre la societat hagi anat en augment, sobretot per a poder anar més enllà de la nostra atmosfera.

Herman Potočnik (1892-1929) fou un enginyer qui va dissenyar un primer esbós d’una estació espacial, de la qual en calculà la seva òrbita geostacionària. A partir d’aquí, en el seu únic llibre *Das Problem der Befahrung des Weltraums - der Raketen-motor* (*El problema del viatge espacial - el motor-coet*), mostrà les grans funcions que podrien acomplir els satèl·lits. Per això, hi va descriure els satèl·lits geostacionaris i va fer una primer concepte de la comunicació entre diversos satèl·lits, que ell mateix va dissenyar, i la Terra, tot i que no li va donar gran importància.

Per aquest motiu, es considera que la primera idea de creació de disseny d’un satèl·lit sorgeix l’any 1945 de les mans d’Arthur C. Clarke, qui va concebre un primer esbós impossible de materialitzar a l’època. Aquest fet estava marcat principalment per les mancances a l’hora de trobar un vehicle de llançament prou potent per aconseguir l’objectiu: posar en òrbita un sistema de comunicacions amb tres estacions espacials de cobertura global i amb una òrbita sincrònica.

1.4. ELS PRIMERS LLANÇAMENTS

A causa de la fi de la Segona Guerra Mundial (1939-1945), els recursos existents eren efímers, per aquest motiu no és fins al 1957 que es produeix el llançament del primer satèl·lit artificial, l’anomenat *Sputnik-1* per l’URSS. Aquest fet va provocar que es



[1] Satèl·lit Sputnik-1

detectessin els primers senyals radioelèctrics des de la Terra, captades per simples receptors i emeses pel propi satèl·lit, el qual duia incorporat un radiofar que emetia un senyal de freqüències d'entre 20 i 40 MHz.

Aquest fet va ser el desencadenant de l'ampli desenvolupament de projectes de satèl·lits en òrbites baixes.

Entre els anys 1958 i 1960 es produeixen els primers llançaments per part dels Estats Units. Els satèl·lits llançats, *Explorer 1*, *Score* i *Echo 1*, van ser principalment utilitzats per la comunicació de veu. Cal fer especial referència a *Echo 1*, el qual va permetre la retransmissió passiva, entre dues estacions terrestres, de senyals telefòniques mitjançant la reflexió de les emissions des de la terra en una superfície metal·litzada col·locada a una òrbita circular a 1600 km d'altitud.

A partir del llançament i de les nombroses observacions fetes amb *Echo 1*, els enginyers van concloure que calia passar d'una retransmissió passiva a una d'activa. Per això, aquell mateix any, el 1960, es va produir el primer experiment d'aquest tipus de retransmissió, el qual va permetre demostrar els subsistemes essencials de comunicació, energia, telemetria i telecomandament. Aquest fet va ser gràcies a un amplificador de 2GHz al satèl·lit *Courier-1B* dels Estats Units, situat a 1200 km d'altitud, el primer amb plaques solars instal·lades. Per entendre aquest canvi, cal saber que la retransmissió passiva simplement es limita a reflectir aquells senyals emesos des d'estacions terrestres. En canvi, la retransmissió activa consisteix en què cada satèl·lit artificial porta el seu propi equip de recepció i emissió de senyals.

1.5. LES PRIMERES COMPANYIES

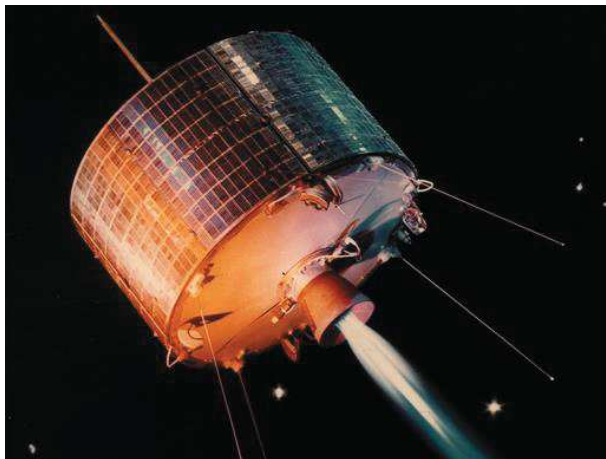
Tot i l'ampli desenvolupament d'aquest camp, al llarg dels dos següents anys, van sorgir grans problemàtiques i dubtes relacionats amb l'eficiència i posicionament dels satèl·lits.

L'any 1962, es produeix la fundació de la primera companyia, COMSAT Corporation (USA), destinada específicament a les telecomunicacions. Alhora, el 10 de juliol d'aquell mateix, i durant el següent, es va produir el llançament dels satèl·lits *Telstar-1* i *Telstar-2*. Aquests, van fer que es produïssin les primeres telecomunicacions transatlàntiques experimentals entre nombroses estacions terrestres situades a Goonhilly Downs (Regne Unit), Pleumeur-Bodou (França), Andover i Maine (Estats Units). Aquest fet va possibilitar no només la comunicació mitjançant la veu entre bases, sinó que va permetre també la transmissió

d'imatges en directe via satèl·lit.

A partir d'aquí, nombrosos satèl·lits, entre els quals cal destacar al *Relay-1*, van ser dissenyats per descobrir les limitacions d'actuació dels sistemes de comunicació.

El 26 de juliol de 1963 es va posar en òrbita sincrònica el primer satèl·lit geostacionari, el *Syncom-2* dels Estats Units, més concretament dissenyat per la NASA. El desenvolupament d'aquest va degenerar al *Syncom-3*, el qual va permetre la retransmissió en directe de les cerimònies d'obertura dels jocs olímpics al Japó.



[2] Satèl·lit Syncom-2

Aquest fet insòlit va provocar arreu del món certa admiració al conèixer l'ampli ventall de funcionalitats que permetien els satèl·lits de comunicacions.

Amb això, van aparèixer les primeres evidències del gran potencial comercial. Per aquest motiu, i com a resposta a la crida que va fer el president dels Estats Units John F. Kennedy, va sorgir l'agost de 1964 el consorci INTELSAT. El primer llançament per la corporació, que va ser del satèl·lit *Intelsat-1*, conegut com a *Early Bird*, va significar l'inici d'una xarxa de satèl·lits, que de mica en mica va anar millorant i augmentat la seva capacitat de retransmissió, fins avui dia, quan la xarxa cobreix tot el globus amb 32 satèl·lits.

1.6. XARXES DE SATÈL·LITS

A partir d'aquest moment s'han anat desenvolupant nombroses xarxes o sistemes de satèl·lits de comunicacions, els quals, sobretot en els seus inicis, es basaven en les necessitats dels diferents estats, i no pas globals.

Així doncs, l'any 1965 es va començar a desenvolupar, per part de la Unió Soviètica, el que acabaria esdevenint la xarxa nacional més gran de satèl·lits, situats en una òrbita el·líptica sobre de l'hemisferi nord. Tot i permetre la unió, de l'extens territori de l'URSS, amb programes de televisió en blanc i negre, telèfon i telègraf, el llançament dels nombrosos satèl·lits va tenir un gran impacte social, polític i econòmic.

El constant desenvolupament d'aquest camp de les telecomunicacions va permetre, cada cop més, l'augment de satèl·lits orbitant arreu del planeta. Amb això l'any 1975, es va produir el llançament del satèl·lit *MARISAT*, el primer satèl·lit de comunicacions marítimes.

L'any 1976 es va produir el primer sistema operacional de radiodifusió per satèl·lit (6,2/0,7 GHz) que comptava amb la presència del satèl·lit *Ekran*, llançat aquell mateix any i que va permetre retransmetre senyals de televisió no només a antenes col·lectives de receptors de televisió, sinó que també a receptors de cada casa, mitjançant antenes presents a les teulades.

Entre els anys 1977 i 1979 es va produir la fundació d'organitzacions com *EUTELSAT*, a escala europea, o *INMARSAT*, que va buscar des d'un principi millorar les comunicacions, no només marítimes, i, sobretot, incrementar la seguretat al mar. Alhora l'any 1978 es va produir el llançament dels primers satèl·lits per part del Japó i l'ESA.

Tal com s'ha dit anteriorment, l'increment de satèl·lits va produir-se principalment per a l'àmbit comercial. Amb això, el febrer de 1992 es va llançar el primer satèl·lit espanyol, *HISPASAT-1*. Des de la seva constitució, el satèl·lit ha aconseguit consolidar-se com a referència arreu d'Europa, Amèrica i el Nord d'Àfrica, i ha proporcionat, fins avui dia, els serveis més avançats d'un sistema de comunicacions. Com a exemples de serveis que ofereix, trobem la distribució de cadenes de televisió i ràdio i permeten el desenvolupament de nous serveis interactius i multimèdia com la distribució de vídeos i continguts per la xarxa.

1.7.SITUACIÓ ACTUAL

En poc més de 70 anys, l'àmbit de la comunicació ha tingut un ampli desenvolupament en tots els seus aspectes. Els satèl·lits destinats a aquesta funció són creats essencialment per transmetre ones de ràdio d'un lloc de la terra, però amb una major efectivitat i senzillesa. Actualment, trobem un ampli ventall de satèl·lits destinats a la comunicació, els quals podem classificar, per exemple, segons l'aplicació a la qual són destinats:

- **Satèl·lits per proporcionar Internet:** permet que, per exemple, en aquelles zones aïllades, es pugui tenir connexió a internet sense necessitat de cables ni cap material transmissor del senyal a un aparell repetidor.
- **Satèl·lits Meteorològics (observació terrestre):** s'encarreguen de l'observació de l'atmosfera per a determinar els fenòmens meteorològics, futurs o

presentes, en cada zona del planeta.

- **Satèl·lits de Comunicació Mòbil:** ofereixen, via ràdio, realitzar trucades i rebre'n dins de l'àrea de cobertura que el sistema ofereix. Alhora, permet la transmissió de dades fent ús, també, d'aquests dispositius.
- **Satèl·lits de Radiodifusió:** transmeten, principalment so, mitjançant les ones hertzianes, i permet l'ús de les ràdios, amplificant el senyal rebut per a abastar un espai geogràfic major.
- **Satèl·lits Lunars:** actualment, trobem la missió LRO de la NASA, la qual es troba orbitant la Lluna amb la finalitat de transmetre informació i imatges del satèl·lit natural per a pròximes missions i per entendre millor el Sistema Solar i l'Univers en si.
- **Satèl·lits d'Internet Interplanetari:** va ser provat per la NASA i l'ESA en el projecte DTN, conegut com a IP espacial. La finalitat serà millorar la comunicació de les naus amb la Terra però alhora, per exemple, millorar la comunicació entre una nau orbitant al voltant de Mart i un robot a la superfície d'aquest mateix planeta, per ser controlat.
- **Satèl·lits Militars i Espies (seguretat):** mitjançant l'encriptació de dades, són capaços d'observar les activitats arreu del planeta, amb la finalitat de permetre predir l'actuació militar d'altres països o la cerca, per exemple, del recorregut de narcotraficants sense cridar l'atenció.
- **Satèl·lits per a la Televisió:** permet la transmissió televisiva mitjançant el rebot de senyals de televisió terrestres emeses a un satèl·lit de comunicacions destinat a aquesta funció.

2. MARC FÍSIC

L'astronomia va néixer com una activitat científica, la finalitat de la qual es va centrar en descriure els fenòmens observables al cel, tot mitjançant càlculs i mesures per poder trobar-ne principalment la causa. Aquest fet va donar lloc a l'aparició de les primeres teories, geocèntriques, que perduraren fins al segle XVI, i heliocèntriques, considerant que el Sol era el centre de l'Univers i que els astres giraven al seu voltant. Amb això, sorgeixen les primeres idees del moviment dels astres amb Aristòtil (384-322 aC) o Èudox de Cnidos (408-355 aC).

Pel que fa al desenvolupament dels models geocèntrics cal destacar-ne la figura de Claudi Ptolemeu (90-180 Dc), qui va donar una explicació, amb un model geomètric, al canvi de

distàncies entre els planetes i la Terra, situant aquesta immòbil al centre de l'Univers. Més tard, Nicolau Copèrnic (1473-1543) va plantejar un sistema heliocèntric, amb el Sol al centre de l'Univers i amb els planetes i la Lluna girant al seu voltant. Aquest model matemàtic, molt més senzill que el de Ptolemeu, va permetre explicar totes les dades conegudes a l'època sobre el moviment dels astres.

Un dels altres astrònoms destacats va ser Tycho Brahe (1546-1601), qui va ser capaç d'obtenir mesures summament precises sobre les posicions angulars dels planetes i els estels. Alhora, els seus estudis van servir a Galileu Galilei (1562-1642), qui va ser capaç de proposar un model de l'Univers, on va poder demostrar amb gran exactitud el sistema de Galileu i es va oposar a les òrbites el·líptiques defensades per Kepler.

2.1.LA INTERACCIÓ GRAVITATÒRIA

2.1.1. CINEMÀTICA DELS PLANETES: LES LLEIS DE KEPLER

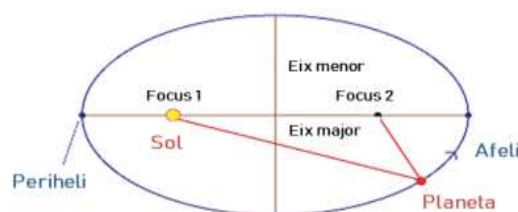
Johannes Kepler (1571-1630), tal i com s'ha comentat anteriorment al llarg del capítol "4. Context Històric", va ser capaç d'elaborar uns estudis on va poder descriure el moviment dels planetes. El que va realitzar va ser una sèrie de càlculs matemàtics, tot partint dels plantejaments del seu mestre Brahe i de Copèrnic, que li van permetre elaborar un model heliocèntric de l'univers.

A partir del plantejament de diverses trajectòries excèntriques, va observar que hi havia planetes, en aquest cas estudiat, Mart, els quals no descrivien una òrbita circular, sinó que aquesta era el·líptica. Alhora, aquestes observacions li permeteren observar petites variacions a les velocitats dels planetes, conclouent que aquesta augmentava com menor era la distància respecte del Sol.

Com a conseqüència d'aquests estudis que realitzà, publicà les conegudes com a lleis de Kepler, és a dir, les lleis del moviment planetari, que buscaven proporcionar una descripció cinemàtica del Sistema Solar.

- **PRIMERA LLEI DE KEPLER**

Els planetes en moure's al voltant del Sol descriuen òrbites el·líptiques i no pas circulars. El Sol es troba situat en un dels focus de les el·lipses formades.



[3] Representació gràfica de la 1a Llei de Kepler

- **SEGONA LLEI DE KEPLER**

La velocitat de moviment dels planetes no és constant, sinó que el vector posició entre un planeta i el Sol escombra àrees iguals en temps iguals. Així doncs, com més allunyats es troben els planetes del Sol, menor és la seva velocitat.



[4] Representació gràfica de la 2a Llei de Kepler

- **TERCERA LLEI DE KEPLER**

Per a tots els planetes, el quocient entre el quadrat del seu període orbital i el cub de la longitud del semieix major de l'el·lipse és sempre constant.

$$k = \frac{T^2}{a^3} \quad (1)$$

PLANETA	DISTÀNCIA AL SOL (m)	PERÍODE (s)	CONSTANT $\left(\frac{s^2}{m^3}\right)$
Mercuri	57900000000	7730000	$3,07839 \cdot 10^{-19}$
Venus	$1,08 \cdot 10^{11}$	19300000	$2,95695 \cdot 10^{-19}$
Terra	$1,5 \cdot 10^{11}$	31600000	$2,9587 \cdot 10^{-19}$
Mart	$2,27 \cdot 10^{11}$	59300000	$3,0063 \cdot 10^{-19}$

[1] Càlcul de les constants dels 4 primers planetes del Sistema Solar

Tot i que aquestes lleis expliquen els moviments, no són capaces d'explicar el fenomen que els causa. Per aquest motiu, cal fer esment als treballs posteriors de Newton.

2.1..2. DINÀMICA DELS PLANETES: EL PER QUÈ DEL MOVIMENT

Al llarg del temps, sobretot a l'època de Hooke, Halley i Kepler, trobar la causalitat del moviment dels planetes era un dels problemes més difícils de resoldre. Tot i que els tres científics, esmentats anteriorment, van fer les seves suposicions, no va ser fins Newton, qui va partir de les lleis empíriques de Kepler, que es va trobar resposta a aquesta pregunta.

Isaac Newton (1643-1727) va ser capaç d'arribar a determinar la Llei de la Gravitació Universal, explicant que el Sol atrau els planetes i determinant l'expressió matemàtica

de la força responsable de la interacció gravitatòria.

Partint del fet que un moviment d'un planeta ve causat per una força centrípeta:

$$\vec{F} = m \cdot \vec{a}_c = -m \cdot \frac{v^2}{r} \cdot \vec{u}_r \quad (2)$$

Tenint en compte la periodicitat del moviment dels planetes i la relació entre magnituds lineals i angulars:

$$v = \omega \cdot r \rightarrow \omega = \frac{2\pi}{T} \rightarrow$$

$$F = m \cdot \frac{v^2}{r} = m \cdot \frac{(\omega \cdot r)^2}{r} = m \cdot \omega^2 \cdot r \rightarrow F = m \cdot \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 \cdot r \quad (3)$$

Com que la 3a Llei de Kepler estableix la relació: $T^2 = k \cdot r^3$; podem substituir-la a [3]:

$$F = m \cdot \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 \cdot r = m \cdot \frac{4\pi^2}{T^2} \cdot r = m \cdot \frac{4\pi^2}{k \cdot r^3} \cdot r = \frac{4\pi^2}{k} \cdot \frac{m}{r^2} \quad (4)$$

A través d'aquesta substitució, podem observar que la força centrípeta que dona explicacions al moviment dels planetes és inversament proporcional amb el quadrat de la distància:

$$F = f \cdot \left(\frac{1}{r^2}\right) \quad (5)$$

En observar que el Sol era el causant del moviment dels planetes, Newton va establir que $\frac{4\pi^2}{k}$ havia de ser proporcional a la massa del Sol:

$$(6) \quad G \cdot M = \frac{4\pi^2}{k} \rightarrow F_C = F_G \rightarrow \frac{4\pi^2}{k} \cdot \frac{m}{r^2} = G \cdot \frac{M \cdot m}{r^2}$$

2.1.3. LLEI DE LA GRAVITACIÓ UNIVERSAL

El gran treball de Newton es resumeix en trobar que la força causant del moviment dels planetes és idèntica a la que provoca que un cos caigui al terra quan el deixem anar amb una certa alçada. Així doncs, aquesta força, anomenada força gravitatòria, s'estableix i es posa de manifest entre dos cossos qualsevol.

Amb aquesta base teòrica, Newton va enunciar la coneguda com a Llei de la Gravitació Universal:

Dos cossos, de massa qualsevol, s'atrauen amb una força, el mòdul de la qual és directament proporcional al producte de les seves masses i, alhora, inversament proporcional al quadrat de la distància que els separa.

Així doncs, la fórmula, amb la seva expressió vectorial, és:

$$\vec{F}_G = -G \cdot \frac{M \cdot m}{r^2} \cdot \vec{u}_r \quad (7)$$

Tenint en compte les fórmules anteriors, principalment la [6] i la Tercera Llei de Kepler, podem arribar a deduir llavors el que s'admet actualment com a constant de gravitació universal:

$$G = \frac{4\pi^2}{k \cdot M} \rightarrow G = 6,6742 \cdot 10^{-11} \frac{N \cdot m^2}{kg^2} \quad (8)$$

2.1..4. PRINCIPIS DE SUPERPOSICIÓ

El principi de superposició es mostra quan la interacció gravitatòria es produeix entre més de dues masses puntuals, les quals exerceixen una certa atracció sobre una altra massa. Aquesta atracció total és la resultant de la suma de les diferents atraccions que cada massa exerceix sobre la principal. Aquest enunciat expressat matemàticament, per exemple amb quatre masses, és:

$$\begin{aligned} \vec{F}_T &= \sum \vec{F}_i = \vec{F}_1 + \vec{F}_2 + \vec{F}_3 + \vec{F}_4 \rightarrow \\ \rightarrow \vec{F}_T &= -\frac{G \cdot m \cdot m_1}{r_1^2} \vec{u}_1 - \frac{G \cdot m \cdot m_2}{r_2^2} \vec{u}_2 - \frac{G \cdot m \cdot m_3}{r_3^2} \vec{u}_3 - \frac{G \cdot m \cdot m_4}{r_4^2} \vec{u}_4 \end{aligned} \quad (9)$$

2.2. EL CAMP GRAVITATORI

Tot i que l'establiment de la Llei de la Gravitació Universal va significar un gran avenç científic a l'època, també va suposar un canvi de mentalitat, ja que fins aleshores era impossible pensar en una interacció entre cossos que no estaven en contacte. Així doncs, va aparèixer la idea d'existència d'un èter que, a part d'omplir l'espai entre dos cossos, en permetia la seva interacció.

Tot i això, a partir del 1887 aquesta idea va començar a ser qüestionada pels nord-

americans Albert A. Michelson (1852-1931) i Edward Morley (1838-1923). Finalment Albert Einstein (1879-1955) va ser capaç de refutar la necessitat d'existència d'un èter com a mitjà per explicar la propagació d'una interacció.

D'interaccions a distància se'n coneixen tres: la gravitatòria, l'elèctrica i la magnètica. Amb la intenció d'estudiar-les, l'any 1831 Faraday va establir el concepte de camp, utilitzat a dia d'avui per estudiar qualsevol mena d'interacció que es pugui establir en una regió de l'espai. Així doncs el concepte de Camp es podria definir com una regió de l'espai on s'hi pot apreciar els efectes d'una pertorbació, la qual es troba causada per un cos amb una sèrie d'altres cossos, amb els quals interacciona a distància al compartir propietats concretes. Més concretament, podem definir el Camp Gravitatori com la regió de l'espai on podem apreciar una pertorbació causada per la massa d'un cos concret.

Alhora un Camp Gravitatori és un camp físic, així doncs podem aplicar la definició de camp físic a la força gravitatòria:

$$\vec{g} = \frac{\vec{F}}{m} \quad (10)$$

En combinar l'expressió [10] amb la [7] trobem l'expressió de la intensitat del camp gravitatori:

$$\vec{g} = \frac{-G \frac{m \cdot m'}{r^2} \vec{u}}{m'} \rightarrow \vec{g} = -G \frac{m}{r^2} \vec{u} \quad (11)$$

En el cas de la intensitat gravitatòria terrestre, pot veure's modificada a causa de la diferència d'altitud entre dos punts. Així doncs la intensitat del camp gravitatori entre un punt de la superfície terrestre i un punt a una cert altitud variarà tot seguint l'expressió:

$$\frac{g}{g_0} = \frac{R^2}{r^2} = \frac{R^2}{(R_T + h)^2} \quad (12)$$

2.2..1. TREBALL DE LES FORCES GRAVITATÒRIES

La causa primordial, que fa que en derivi el treball fet per les forces gravitatòries, és la distància entre el punt inicial i el final del desplaçament, sense tenir en compte la trajectòria que el cos segueix. Així doncs, es considera que el Camp Gravitatori és un camp conservatiu:

$$W_{i \rightarrow f} = \frac{G \cdot M \cdot m}{r_f} - \frac{G \cdot M \cdot m}{r_i} \quad (13)$$

Amb això podem deduir que:

- Si $r_f < r_i \rightarrow W_{i \rightarrow f} > 0$. Per tant, el cos s'acosta al punt on s'està creant el camp.
- Si $r_f > r_i \rightarrow W_{i \rightarrow f} < 0$. Per tant, el cos s'allunya del punt on s'està creant el camp.

2.2..2. POTENCIAL GRAVITATORI

El potencial gravitatori és comunament conegut com el treball, canviat de signe, que realitza la força gravitatòria efectuada per una massa amb la intenció de desplaçar una altra massa. Generalitzant, la seva expressió seria:

$$V = -G \frac{m}{r} \quad (14)$$

2.2..3. ENERGIA POTENCIAL GRAVITATÒRIA

A causa de la conservació del camp gravitatori, és possible definir una energia potencial gravitatòria com:

$$W_{conservatives} = -\Delta E_p \rightarrow W_{i \rightarrow f} = \frac{G \cdot M \cdot m}{r_f} - \frac{G \cdot M \cdot m}{r_i} = -(E_{pf} - E_{pi}) \quad (15)$$

De tal manera que si combinem [13] i [15] obtenim:

$$E_p = -\frac{G \cdot M \cdot m}{r} \quad (16)$$

Que ens permet definir l'energia potencial gravitatòria com aquella energia que una massa concreta (M) té a causa de la influència gravitatòria d'una o més masses.

2.2..4. CONSERVACIÓ DE L'ENERGIA MECÀNICA

En el Camp Gravitatori, al ser conservatiu, si no hi actuen forces externes obtenim que:

$$E_m = E_c + E_p \quad (17)$$

De tal manera que podem obtenir que la variació de l'energia mecànica és:

$$\Delta E_m = \Delta E_c + \Delta E_p = 0 \quad (18)$$

2.2..5. POTENCIAL GRAVITATORI EN UN PUNT

El potencial gravitatori, en un punt determinat, és la suma dels potencials que creen una sèrie de cossos en trobar-se sols en una regió de l'espai. Així doncs:

$$V_T = \sum V_i = \sum -\frac{G \cdot M_i}{r_i} \quad (19)$$

En comparar dos punts d'un Camp Gravitatori i fer-ne la diferència ($V_f - V_i$) podem deduir que:

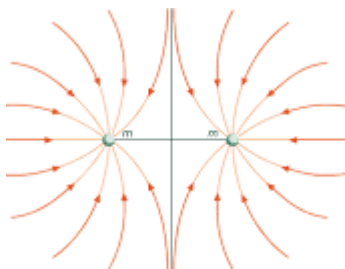
- Si $r_i < r_f \rightarrow \Delta V > 0$, la massa principal s'allunya del cos creador del camp i, conseqüentment, el potencial augmenta.
- Si $r_i > r_f \rightarrow \Delta V < 0$, la massa principal s'apropa al cos creador del camp i, conseqüentment, el potencial disminueix.

2.2..6. VISUALITZACIÓ DEL CAMP GRAVITATORI

Per representar el Camp Gravitatori, cal relacionar-lo amb les dues magnituds que el descriuen:

- **LÍNIES DE CAMP:** el nombre de línies representa, proporcionalment, la intensitat del camp en un punt concret del camp.

Sabent que en un camp, cada punt té una intensitat concreta, no és possible que dues línies del camp s'encreuin.



[5] Línies del camp creat per dues masses iguals

- **SUPERFÍCIES EQUIPOTENCIALS:** les superfícies equipotencials corresponen a certes regions de l'espai on el potencial gravitatori té el mateix valor. En conseqüència d'aquest fet, el treball necessari perquè sigui possible el desplaçament entre dos punts d'aquestes superfícies és nul.

2.3.MOVIMENT DE PLANETES I SATÈL·LITS

La Llei de la Gravitació Universal, igual que la resta de conceptes explicats al llarg dels punts 2.1 i 2.2, permeten explicar i estudiar el moviment de cossos al voltant d'un centre d'atracció gravitatòria. Al llarg dels últims 70 anys, la tecnologia ha pogut experimentar un gran desenvolupament. Dins del camp de la física i l'enginyeria cal destacar-ne el fet d'haver pogut col·locar a l'espai una sèrie de cossos artificials. Aquests ginys són coneguts com a satèl·lits artificials i, a part de permetre'ns conèixer altres àmbits de l'espai exterior, ens han facilitat grans àmbits de la nostra vida com la comunicació.

Dins dels satèl·lits creats pels éssers humans trobem els geostacionaris i els heliosíncrons. Pel que fa als geostacionaris, amb la finalitat que el seu període sigui el més similar al de la Terra, giren en un pla equatorial de la Terra a 35.500 km de distància. Així doncs, obtenen una bona resolució temporal observant sempre la mateixa cara de la Terra. En canvi, els heliosíncrons, en uns 100 minuts, giren a 840 km en òrbites polars obtenint així, diverses voltes completes a la Terra en un sol dia i amb una gran resolució espacial.

2.3.1. VELOCITAT DE LLANÇAMENT

Suposant que es llança un satèl·lit des de la superfície terrestre, es pot arribar a calcular la velocitat amb la qual aquest ha de sortir per a poder situar-se en una òrbita determinada. Per això, tot partint del principi de conservació d'energia, i de que en l'òrbita concreta, a la qual arribi el satèl·lit, trobem que $F_G = F_C$, podem calcular la velocitat de llançament.

Així doncs, primerament trobem que:

$$E_m = E_c + E_p \text{ i que } E_{Mo} = E_M$$

Per tant:

$$\frac{1}{2}m \cdot v_o^2 - G \frac{Mm}{r_o} = \frac{1}{2}m \cdot v^2 - G \frac{Mm}{r}$$

$$\frac{1}{2}v_o^2 - \frac{GM}{r_o} = \frac{1}{2}v^2 - \frac{GM}{r}$$

A continuació, mitjançant la igualtat $F_G = F_C$, arribem a:

$$F_G = F_C$$

$$\frac{G \cdot M \cdot m}{r^2} = \frac{m \cdot v^2}{r}$$

$$\frac{G \cdot M}{r} = v^2$$

Lavors, en relacionar les dues expressions anteriors amb v^2 , obtenim que:

$$\frac{1}{2} v_o^2 - \frac{GM}{r_o} = \frac{1}{2} \frac{GM}{r} - \frac{GM}{r}$$

$$\frac{v_o^2}{2} - \frac{GM}{r_o} = \frac{GM}{2r} - \frac{2GM}{2r}$$

$$\frac{v_o^2}{2} - \frac{GM}{r_o} = -\frac{GM}{2r}$$

$$\frac{v_o^2}{2} = -\frac{GM}{2r} + \frac{GM}{r_o}$$

$$v_o = \sqrt{2 \left(-\frac{GM}{2r} + \frac{GM}{r_o} \right)}$$

$$v_o = \sqrt{2GM \left(-\frac{1}{2r} + \frac{1}{r_o} \right)} \quad (20)$$

2.3..2. VELOCITAT D'ESCAPAMENT

Per aconseguir que un cos llançat cap amunt no torni a la superfície llançament, cal subministrar-li l'energia precisa. Així doncs, perquè un cos escapi de l'atracció gravitatòria de la Terra cal aconseguir que, en aquest cas, el satèl·lit pugui abandonar el Camp Gravitatori terrestre.

Sabent que es produeix una conservació d'energia mecànica, i que tant el radi inicial com la velocitat inicials són igual a 0, podem deduir que la velocitat d'escapament és:

$$E_{Mo} = E_M$$

$$\frac{1}{2} m \cdot v_o^2 - G \frac{Mm}{r_o} = \frac{1}{2} m \cdot v^2 - G \frac{Mm}{r}$$

$$0 = \frac{1}{2}m \cdot v^2 - G \frac{Mm}{r}$$

$$G \frac{Mm}{r} = \frac{1}{2}m \cdot v^2$$

$$v = \sqrt{\frac{2GM}{r}} \quad (21)$$

2.3..3. VELOCITAT ORBITAL

Per explicar la velocitat a la qual un satèl·lit artificial orbita al voltant de la Terra, només cal observar com ho fan, per exemple, els planetes al voltant del Sol o la Lluna al voltant de la Terra.

De tal manera, i simplificant l'expressió, obtenim que la velocitat d'un satèl·lit amb òrbita r es descriuria com:

$$v = \sqrt{\frac{GM}{r}} \quad (22)$$

2.3..4. EQUACIÓ DEL COET DE TSIOLKOVSKI

Els coets funcionen com a màquines d'impuls, és a dir, per a poder-se moure cal que expulsin un gas a alta velocitat, provocant que el giny es mogui en la mateixa direcció però sentit contrari a aquest gas. En aquest procés es genera una conservació de la quantitat de moviment. Les bases d'aquest principi, que regeix en funcionament de tots els coets actuals, van ser establertes pel rus Konstantin Tsiolkovsky l'any 1903.

Dins de la coneguda com a l'equació del coet de Tsiolkovsky trobem tres variables, les quals poden ser interpretades com a energies:

- **COST ENERGÈTIC AL VÈNCER LA GRAVETAT (ΔV)** → variació de la velocitat del coet.
- **ENERGIA DISPONIBLE DEL PROPERGOL (I_s)** → velocitat d'escapament o impuls específic.
- **FRACCIÓ DE MASSA DEL PROPERGOL ($\frac{m_i}{m_t}$)** → quantitat de propergol necessitat amb relació a la massa total del giny.

La finalitat d'aquestes tres variables és ajudar a calcular la massa que ha de tenir el coet o satèl·lit. Segons el destí del giny, el cost variarà, en funció de la velocitat necessària i de la distància que es recorrerà. Un altre punt, és l'energia disponible, la

qual s'obté d'una reacció química, més concretament una combustió entre un combustible i un oxidant, com seria el cas de l'hidrogen i l'oxigen, respectivament. Aquesta reacció és de les que més energia proporciona .

Un cop tinguts clars els aspectes anteriors es construeix el satèl·lit amb la fracció de massa determinada per l'equació:

$$\Delta V = g \cdot I_s \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_t} \right) \quad (23)$$

2.3..5. PERÍODE DE REVOLUCIÓ

El període de revolució d'un satèl·lit fa referència al temps que aquest tarda en completar la seva òrbita. Per aquest motiu cal establir una relació entre la velocitat orbital i la velocitat angular d'aquest.

Partint de l'expressió del punt 2.3.1:

$$\frac{G \cdot M}{r} = v^2$$

I, fent la corresponent relació amb la velocitat angular, obtenim que:

$$v = \omega \cdot r \rightarrow \omega = \frac{2\pi}{T}$$

$$v^2 = \omega^2 \cdot r^2$$

$$\frac{G \cdot M}{r} = \left(\frac{2\pi}{T} \right)^2 \cdot r^2$$

$$\frac{G \cdot M}{r} = \frac{4\pi^2}{T^2} \cdot r^2$$

$$G \cdot M \cdot T^2 = 4\pi^2 \cdot r^3$$

$$T^2 = \frac{4\pi^2 \cdot r^3}{G \cdot M}$$

$$T = \sqrt{\frac{4\pi^2 \cdot r^3}{G \cdot M}} \quad (24)$$

2.3..6. ENERGIA PER A CANVIAR D'ÒRBITA

L'energia necessària perquè un satèl·lit pugui canviar d'òrbita es podria definir com la diferència d'energia que hi ha entre les dues òrbites. Així doncs, ens permetria saber quina és l'energia que hem de subministrar o deixar de subministrar al satèl·lit.

Sabent que en una òrbita concreta l'energia mecànica d'un satèl·lit és:

$$E_m = \frac{1}{2} m \cdot v^2 - G \frac{Mm}{r}$$

I establint la relació:

$$F_G = F_C$$

$$\frac{G \cdot M \cdot m}{r^2} = \frac{m \cdot v^2}{r}$$

$$\frac{G \cdot M}{r} = v^2$$

Les relacionem, i en fer l'increment d'energia, entre dos radis on $r_1 < r_2$, trobem l'energia necessària:

$$E_m = \frac{1}{2} m \cdot v^2 - G \frac{Mm}{r} = \frac{1}{2} \cdot \frac{GMm}{r} - \frac{GMm}{r} = -\frac{GMm}{2r}$$

$$\Delta E = E_2 - E_1 = -\frac{GMm}{2r_2} - \left(-\frac{GMm}{2r_1}\right)$$

$$\Delta E = \frac{GMm}{2} \left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2}\right) \quad (25)$$

2.3..7. ENERGIA MECÀNICA D'UN SATÈL·LIT

Tal i com diu el principi de conservació de l'energia mecànica (17), E_m ha de ser constant, ja que en un Camp Gravitatori ens trobem en un sistema conservatiu:

$$E_m = E_c + E_p \quad (17)$$

Conseqüentment, l'energia mecànica del satèl·lit és:

$$E_m = E_c + E_p = \frac{1}{2} m \cdot v^2 - G \frac{Mm}{r}$$

Tenint en compte llavors la velocitat orbital (18) a l'expressió anterior obtenim que l'energia mecànica d'un satèl·lit és:

$$\begin{aligned} E_m &= \frac{1}{2} m \cdot v^2 - G \frac{Mm}{r} = \frac{1}{2} m \cdot \left(\sqrt{\frac{GM}{r}} \right)^2 - G \frac{Mm}{r} = \frac{GMm}{2r} - G \frac{Mm}{r} = \frac{GMm}{2r} - \frac{2GMm}{2r} = \\ &= -\frac{GMm}{2r} = -\frac{1}{2} \frac{GMm}{r} \quad (26) \end{aligned}$$

D'aquesta manera, obtenint el resultat de l'energia mecànica total d'un satèl·lit, podem saber amb exactitud quin serà el seu moviment descrit.

3. ÒRBITES I CONSTEL·LACIONS

3.1. ÒRBITES

Una òrbita es coneix com el camí que un objecte descriu al voltant d'un altre objecte. La informació sobre aquesta trajectòria pot variar molt, tot i això l'òrbita, d'un satèl·lit en aquest cas, pot venir determinada, igual que la seva posició en aquesta, per una sèrie de paràmetres coneguts com a Elements Orbitals:

- **EXCENTRICITAT DE L'ÒRBITA (e)** → L'excentricitat de l'òrbita determina la forma que aquesta té:
 - Cercle: $= 0$
 - El·lipse: < 1
 - Paràbola: $= 1$
 - Hipèrbole: > 1
- **SEMI-EIX MAJOR DE L'ÒRBITA (a)** → Determina la mida de l'òrbita.
- **INCLINACIÓ DE L'ÒRBITA (i)** → Determina l'orientació de l'òrbita respecte l'equador de la Terra.
- **ARGUMENT DEL PERIHELIO (ω)** → Defineix on es troba el punt baix, anomenat periheli, de l'òrbita respecte la superfície de la Terra.
- **LONGITUD DEL NODE ASCENDENT (Ω)** → Defineix la localització de manera ascendent i descendent en un lloc de l'òrbita respecte del pla equatorial de la Terra.
- **ANOMALIA MITJANA (M_o)** → Indica la posició d'un cos celeste en la seva òrbita. S'expressa com un angle i es defineix com la fracció del període orbital que el cos ha transcorregut des del seu últim pas pel periàpside.

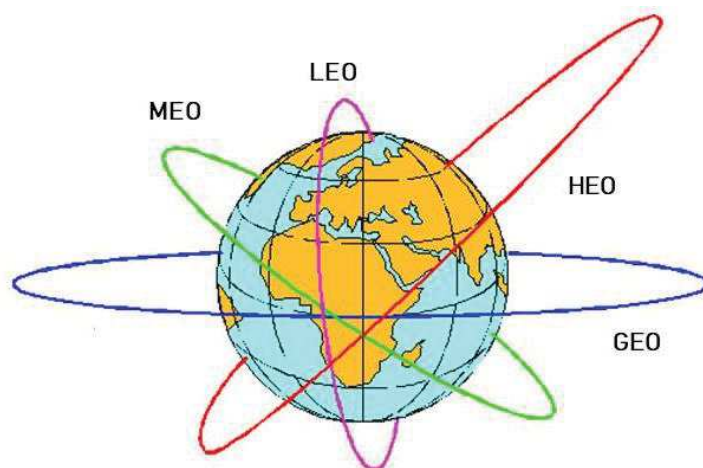
Tal i com s'ha dit a l'apartat 2.3.7, l'òrbita d'un satèl·lit també pot venir determinada per l'energia que aquest té. Segons el resultat obtingut es poden donar tres casos diferents, fent referència a la Terra:

- **PRIMER CAS $\rightarrow E_m < 0$ ($E_m = E_p$; $E_c = 0$):** tot i que el satèl·lit ha arribat a la seva altura màxima, no supera l'atracció gravitatòria i cau per l'efecte d'aquesta.
- **SEGON CAS $\rightarrow E_m < 0$ ($E_c > 0$):** el satèl·lit descriu una òrbita tancada, on en distingim dues classes:
 - **Òrbita circular:** òrbita adoptada per la majoria de satèl·lits artificials que orbiten la Terra. En aquest cas, el satèl·lit sempre es troba a la mateixa distància del planeta al qual orbita. Per tant, les seves energies cinètica i potencial són constants i, consegüentment, també ho és la mecànica.
 - **Òrbita el·líptica:** òrbita pròpia dels planetes que orbiten al voltant del sol i de certs satèl·lits artificials destinats a l'àmbit de les comunicacions. L'energia total, en aquest cas, és manté constant, tot i que tant la potencial com la cinètica van variant, ja que en el periheli la velocitat és més gran.
- **TERCER CAS $E_m \geq 0$:** el satèl·lit descriu una òrbita oberta, on en distingim de dues menes:
 - **Òrbita parabòlica ($E_m = 0$):** òrbita característica de cometes, els quals arriben a gran velocitat al Sistema Solar i són capaços d'escapar-se del Camp Gravitatori que genera. En tot moment trobem que $E_c = -E_p$. Així doncs, en el moment en què el cos s'escapa del Camp, com que la seva $E_p = 0$, tenim que tant la seva E_c com la seva velocitat també són igual a 0.
 - **Òrbita hiperbòlica ($E_m > 0$):** òrbita descrita per asteroides, la presència dels quals és momentània al Sistema Solar. En escapar-se del Camp Gravitatori la seva velocitat és major que 0, per tant, en tot moment $E_c > E_p$.

Tal i com hem pogut veure, en l'àmbit dels satèl·lits destinats a la comunicació se'ns pot presentar el segon cas, on el cos sempre descriurà una òrbita tancada, en aquest cas, al voltant de la Terra. Dins d'aquest cas i d'aquest tipus d'òrbita podem distingir-ne 4 de més

específiques, les quals fan referència a la distància de l'òrbita respecte al centre terrestre:

- **LEO (Low Earth Orbit):** situats entorn els 725 i els 1.450 km d'altitud.
- **MEO (Medium Earth Orbit):** situats a una altitud de 9.600 a 14.500 km.
- **HEO (High Elliptical Orbit):** situats entorn a una altitud de 100.000 km.
- **GEO (Geostationary Orbit):** situats a una òrbita circular a una altitud de 35.786 km.



[6] Representació de les òrbites

3.1..1. LEO (Low Earth Orbit)

Els satèl·lits situats en aquesta zona d'entre 725 i 1.450 km d'altitud orbiten entre l'atmosfera i el cinturó de radiació de Van Allen. L'angle format té una lleugera inclinació i la seva velocitat mitja correspon a uns 27.400 km/h, per aquest motiu són capaços de completar una volta sencera al globus terrestre en 90 minuts.

Aquesta classe d'òrbita és la mínima que un satèl·lit artificial pot adquirir, ja que en una menor alçada els cossos cauen amb més rapidesa a causa del fregament amb l'atmosfera. En aquest cas, els satèl·lits bàsicament proporcionen les dades geològiques que indiquen el moviment de les plaques terrestres i, alhora, també són utilitzats per les indústries destinades a la indústria de la telefonia per satèl·lit.

Un dels grans avantatges a l'hora de situar ginys a aquestes alçades és la gran amplada de banda i la latència reduïda. Tot i això, trobem tres menes de LEO, diferenciats entre si per la quantitat d'amplis de banda que utilitzen. Per exemple, els satèl·lits situats a òrbites LEO, amb banda ampla, són els que permeten els serveis de telefonia mòbil i

de transmissió de dades.

Un altre gran avantatge que proporciona aquesta òrbita és la possibilitat de poder llançar diversos satèl·lits en un mateix llançament, de tal manera que el procés és menys costós. Alhora, pot englobar gran quantitats de satèl·lits que acabin proporcionant als usuaris major quantitat de canals de comunicació disponibles i un augment pel que fa a la qualitat d'aquesta comunicació.

Tot i això, l'òrbita LEO també presenta nombrosos desavantatges. A causa de la gran quantitat de sistemes llançats, hi ha regions de l'espai que s'han començat a col·lapsar i, a més, a causa de la seva proximitat a l'atmosfera, quan la seva vida s'acaba, existeix la possibilitat que acabin caient en aquesta. A l'hora de buscar una cobertura global major és necessari el disseny d'un sistema molt més complex, igual que també ho és el seu manteniment, el qual es va complicant a mesura que augmenta la influència de l'atmosfera i dels anells de Van Allen envers el satèl·lit. També cal destacar la seva baixa visibilitat que provoca la utilització de gran quantitat de ginys per intentar proporcionar aquesta cobertura global.

3.1..2. MEO (Medium Earth Orbit)

Les òrbites MEO, també conegudes com ICO (Intermediate Circular Orbit), es troben situades aproximadament entre 9.600 i 14.500 km d'alçada. Amb això trobem que el seu període orbital s'allarga fins a les 11-12 hores.

Els desavantatges obtinguts amb els satèl·lits situats en aquestes distàncies són molt similars als dels satèl·lits LEO, ja que ambdós són òrbites no geostacionàries. Amb això, per poder proporcionar una cobertura global cal un gran i complex sistema de satèl·lits, que un cop posat en òrbita pot arribar a trigar anys a començar a funcionar. Aquest pot proporcionar un senyal molt variable per al receptor, segons la posició del satèl·lit i l'angle d'elevació que aquest tingui. La presència de l'efecte Doppler s'intensifica i, alhora, augmenta la dificultat a l'hora de predir interferències pel que fa a la transmissió de senyal. Un altre fet bastant significatiu és la reducció de temps de vida que aquests pateixen, principalment per la gran quantitat d'eclipsis que formen i que els provoca un augment dels cicles de càrrega i descàrrega de les bateries.

Cal destacar-ne l'elevat preu del sistema, per la necessitat de haver-ne de posar molts per aconseguir una cobertura global, però alhora el preu assequible de cada satèl·lit

per separat. Pel que fa a la propagació i transmissió de dades i senyal en destaquen les pèrdues mitjanes, igual que ho és l'endarreriment que pateix el procés. Tot i això, el període de desenvolupament que aquest, requereixen és dels més breus i aconsegueixen el seu servei fins a un màxim de 15 anys.

Encara que aquest tipus d'òrbita existeix, el nombre de satèl·lits presents en ella cada cop és menor i, tot i englobar-lo en els satèl·lits destinats a la comunicació, principalment s'utilitza per a la geolocalització.

3.1.3. GEO (Geostationary Orbit)

L'òrbita circular GEO situada a una altitud de 35786 km, comprèn la major part de satèl·lits que a dia d'avui orbiten al voltant de la Terra. Situats a aquesta alçada i a sobre de l'equador terrestre, obtenen un període de rotació de 24 hores, provocant així, que la seva posició sempre sigui en el mateix lloc sobre de la superfície terrestre. Tot i això, perquè una òrbita esdevingui GEO, cal que primerament aquesta esdevingui geosincrònica, és a dir, que el seu període d'òrbita sigui igual al període de rotació que té la Terra.

Els satèl·lits GEO es caracteritzen per ser destinats a les emissions de televisió i a la telefonia, a la transmissió de dades a llarga distància i a la detecció i difusió de dades meteorològiques. Alhora, proporcionen una ràpida cobertura global amb tan sols tres satèl·lits i, tot i que el seu cost per satèl·lit és bastant elevat, el cost del sistema acaba essent econòmic a causa de la poca quantitat de ginys requerits. En la propagació i transmissió de dades trobem que es produeixen un elevat nombre de pèrdues i endarreriments, tot i això la complexitat de la xarxa no és gaire elevada. Tal i com passa amb els satèl·lits LEO el seu període de desenvolupament és bastant llarg i, en aquest cas, la vida estimada de l'aparell acaba essent de 10 a 15 anys.

Tot i proporcionar una cobertura global, el senyal, que acaben distribuïnt en aquelles zones de latitud allunyada a l'equador, és gairebé efímera.

3.1.4. HEO (High Elliptical Orbit)

Els satèl·lits HEO, situats entorn a una altitud de 100.000 km, segueixen una òrbita el·líptica, amb un període de més de 24 hores, ubicada més enllà de les òrbites geostacionàries. La finalitat principal dels ginys en aquesta zona és proporcionar la cobertura, als pols i zones properes a aquests, la cobertura necessària i que els satèl·lits GEO no són capaços de fer arribar. Així doncs, tot seguint una òrbita fixa i

determinada, els instruments pateixen una variació de la velocitat causada i explicada amb les Lleis de Kepler (2.1.1). La velocitat, llavors, augmenta quan el satèl·lit es troba al pol sud, però disminueix quan es troba a l'hemisferi nord.

3.2.CONSTEL·LACIONS

Tot parlant d'òrbites, cal saber que els satèl·lits s'agrupen formant constel·lacions, per tal de poder acomplir la seva funció. Aquestes, no només inclouen els satèl·lits en si, sinó que també comprenen les estacions terrestres de referència.

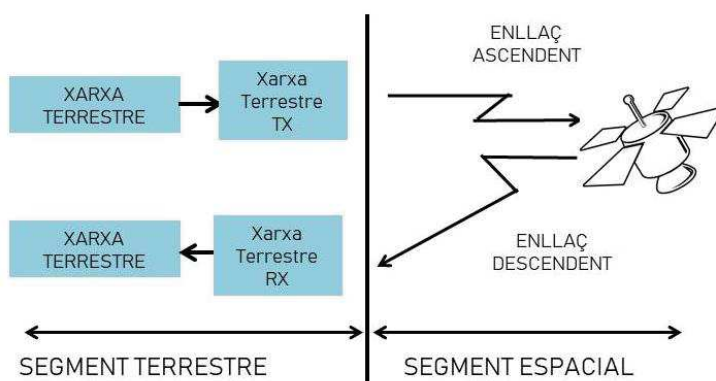
Així doncs, aquests conjunts es coneixen amb el nom de constel·lació i permeten que, establint una sincronització completa entre els diferents satèl·lits, es cobreixi al màxim la zona de cobertura.

Llavors, tal i com hem dit, conformant una constel·lació trobem dos segments de referència:

- **SEGMENT TERRESTRE:** comprèn l'estació terrestre emissora i les estacions receptores, que s'encarreguen, respectivament, de controlar, enviar dades i establir connexió amb la resta de xarxes o d'actuar com a terminal.
- **SEGMENT ESPACIAL:** engloba el satèl·lit en si i és on es troba la indumentària per reenviar la informació que prèviament ha estat amplificada i processada pel giny.

A fi que la comunicació entre estació i satèl·lit sigui possible cal establir-hi un dels dos enllaços diferents entre si per evitar interferències en els senyals, els quals poden ser:

- **ASCEDENT (Uplink, UL):** que proporciona un senyal en el sentit Terra-Espai.
- **DESCENDENT (Downlink, DL):** que proporciona un senyal en el sentit Espai-Terra.



[7] Esquema constel·lació

Per tal que la comunicació entre els diferents satèl·lits sigui possible, sense dependre del segment terrestre, s'utilitza un senyal radioelèctric.

Tal i com s'ha comentat anteriorment, les constel·lacions són creades per aconseguir una màxima cobertura, garantint-ne així una de global. Per aquest motiu i per a poder aconseguir una millor eficiència, a dia d'avui, és difícil no trobar satèl·lits formant constel·lacions.

A continuació, i tenint en compte el tipus d'òrbita més comú dins dels satèl·lits de comunicacions, posem tres exemples vigents a dia d'avui de constel·lacions que són: Iridium (LEO), Molniya (HEO) i Inmarsat (GEO).

3.2..1. IRIDIUM

Iridium és el nom que rep la constel·lació formada per 77 satèl·lits, només 66 d'actius, situats en una òrbita LEO a uns 780 km de la Terra a una velocitat de 27.000 km/h. Aquesta és l'únic sistema de satèl·lits de comunicacions capaç de proveir una xarxa que aporti una cobertura global.

El conjunt de satèl·lits es troba distribuït en 6 òrbites polars diferents, amb dotze satèl·lits a cada una d'elles, onze de funcionals i un de recanvi. Aquest últim situat lleugerament més a baix que els altres, permetent així, una cobertura global de la Terra. Alhora, perquè aquesta cobertura sigui possible, cada satèl·lit conté un complex sistema de connexions que permet la comunicació



[8] Satèl·lit IRIDIUM

entre els diferents ginys del sistema. Per a que es produeixin aquets enllaços entre satèl·lits (ILS), el sistema Iridium utilitza una freqüència d'entre 23,18 GHz a 23,38 GHz, que permet comunicacions fiables i d'alta velocitat.

El sistema Iridium, a part de la flota de 77 satèl·lits, compta amb una extensa infraestructura terrestre que garanteix la fiabilitat de la xarxa de comunicacions que el sistema ofereix. Aquesta estructura present a la Terra es troba interconnectada per enllaços de fibra òptica i ofereix i possibilita nombrosos serveis, com poder efectuar

trucades de veu o tenir dades mòbils que permetin la comunicació des de qualsevol punt del globus terrestre.

A l'hora de treballar en la comunicació, cada satèl·lit es troba enllaçat amb 4 satèl·lits més: dos de la mateixa òrbita i dos d'una òrbita adjacent; de tal manera, que la distribució de senyals sigui possible arreu del globus terrestre.

3.2..2. MOLNIYA

La constel·lació, que rep el nom de Molniya, esdevé un conjunt de satèl·lits, més concretament 16, llançats entre 1965 i 2004 per la URSS. La finalitat d'aquests va ser principalment la comunicació. Tot i això, el país també en va fer i en fa un ús militar. Aquests satèl·lits es troben



[9] Satèl·lit MOLNIYA

situats en una òrbita HEO, que també es coneixen com a òrbites de Molniya, i tenen un període orbital de 12 hores. Aquest fet permet que els ginys siguin visibles a les zones polars en llargs períodes, proporcionat cobertura gairebé constant en aquests indrets.

3.2..3. INMARSAT

El sistema que rep el nom d'Inmarsat inclou un conjunt de quatre satèl·lits operatius, amb un com a mínim de reserva, que tot seguint una òrbita GEO, proporcionen una cobertura mundial, exceptuant els casquets polars. Perquè aquest fet hagi estat possible s'han distribuït els ginys per zones. Així doncs en trobem a les zones de: l'Índic, el Pacífic, l'Atlàntic est i l'Atlàntic oest.



[10] Satèl·lit INMARSAT

Aquesta divisió inclou diverses regions oceàniques comunicades entre si per un conjunt de subxarxes. Així doncs, cada regió conté:

- **SATÈL·LITS:** a cada regió es troba un satèl·lit actiu, acompanyat per un de reserva.
- **NCS (Network Coordination Station):** s'encarrega de la gestió de la subxarxa. Per aquest motiu, realitza les funcions més específiques, com assignar els canals de satèl·lit a cada trucada realitzada.
- **LES (Land Earth Station):** permeten l'accés a les diverses xarxes fixes que es troben a cada regió oceànica.
- **MES (Mobile Earth Station)**

Aquestes són les parts del sistema que intervenen directament en la comunicació. Tot i això, igual que en les altres constel·lacions explicades anteriorment, existeixen un gran nombre d'elements encarregats, per exemple, de garantir un correcte funcionament, com seria el cas de les estacions de Seguiment o el Centre de Control de Satèl·lits.

Dins dels serveis oferts per la constel·lació, en trobem un ampli ventall entre els quals cal destacar telefonia, fax o dades mòbils. Actualment, l'ús d'aquests serveis es veu incrementat per part de les diverses operadores encarregades de la comunicació als oceans o grans mars. Per això, el conjunt de satèl·lits ha inclòs noves funcions entre les quals destaquen, per exemple:

- **GESTIÓ DE LES EMBARCACIONS:** serveix per aportar dades sobretot de meteorologia i així adaptar les diverses rutes marítimes. I també, ajuda a monitoritzar els inventaris de les diferents embarcacions.
- **TRANSMISSIÓ D'IMATGES I VÍDEOS:** proporciona el servei de televisió a les embarcacions i, alhora, permet transmetre informació sobre els diferents moviments sísmics produïts a les zones.
- **CABINES TELEFÒNIQUES (PAYPHONES):** mitjançant el pagament amb targetes de crèdit, els tripulants o la gent a bord d'una embarcació pot accedir amb un telèfon a tots els serveis que ofereix Inmarsat.

Dins de l'àmbit de la navegació, cal destacar la gran tasca que fa Inmarsat en la comunicació de socors, urgències o seguretat, aspectes considerats de prioritat absoluta i de màxima fiabilitat.

4. ELS SATÈL·LITS DE COMUNICACIÓ MÒBIL

4.1.ESQUEMA I PARTS DEL SISTEMA

Com tot sistema de comunicació, un sistema destinat a la comunicació mòbil consta de dos segments: l'espacial i el terrestre; introduïts anteriorment a l'apartat 3.2..

A continuació, trobem les parts de cada un dels segments, que em servirà per desenvolupar la meua part pràctica.

4.1..1. SEGMENT ESPACIAL. EL SATÈL·LIT

El segment espacial o satèl·lit és la part que trobem a l'espai i està constituïda principalment per la càrrega útil o de comunicació. L'objectiu a l'hora d'elaborar un satèl·lit es basa en aconseguir un giny el màxim de dotat possible, però que alhora conservi un pes relativament baix. Pel seu disseny, bàsicament s'elabora un primer prototip a partir del qual es treballa, per a perfeccionar-lo. Alhora, cal tenir en compte que el satèl·lit, en el moment del llançament, no es troba del tot exposat a l'atmosfera i per tant, la seva forma no requereix ser aerodinàmica. Igual que s'ha de pensar la millor estructura, també cal pensar quins materials són els més resistents. Tot i que aquests poden variar segons la finalitat del satèl·lit o la posició a la qual es vol llançar aquest. Dins de la indústria aeronàutica s'utilitzen principalment aquells aliatges metàl·lics anomenats duraluminis o magals.

Per tal que un satèl·lit pugui elaborar la seva funció, ha de reunir una sèrie de parts, diferenciades entre dos grans blocs. Aquests són la **càrrega útil** i la **plataforma**:

- **CARREGA ÚTIL O DE COMUNICACIÓ:** base del satèl·lit que s'encarrega de suportar mecànicament la càrrega de comunicació i tots els subsistemes de la plataforma. Així doncs, inclou tots aquells elements que fan possible el processament de tots els senyals i dades rebuts mitjançant la xarxa d'usuaris i s'encarrega de la protecció d'aquestes parts, les més sensibles del sistema en el moment del llançament o envers qualsevol partícula de l'espai. Alhora, s'utilitza com a suport del subsistema que proporciona energia i contribueix a la dissipació de calor.

Dins de la càrrega útil hi trobem diverses parts com:

- **ANTENA ESTACIÓ TERRESTRE (receptores):** les antenes receptores, s'encarreguen de la comunicació amb l'estació terrestre. Així doncs,

reben i emeten ones electromagnètiques cap a la Terra

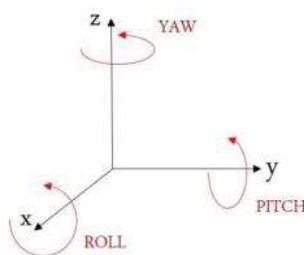
- **ANTENA COBERTURA (transmissores):** les antenes de cobertura s'encarreguen de l'emissió d'ones electromagnètiques cap a la Terra per a cobrir les necessitats de la xarxa d'usuaris. Així doncs, permeten la transmissió d'informació entre dos punts allunyats de la superfície terrestre.
- **BATERIES:** utilitzades per l'emmagatzematge d'energia, la qual podrà ser utilitzada:
 - En els eclipsis, on la llum solar és nul·la.
 - En diversos errors que es puguin produir en el subsistema d'orientació.

El material principal utilitzat per a l'elaboració de bateries s'ha anat modificant al llarg del temps. Inicialment, es basaven en una aliatge de níquel i cadmi, que va ser substituït per les bateries de níquel i hidrogen, utilitzades a dia d'avui. El futur, però, és utilitzar bateries d'ions de liti que proporcionaran un menor pes, un menor augment tèrmic i una major durada de vida.

- **TRANSPONEDORS:** s'encarreguen de l'amplificació i retransmissió del senyal rebut a una freqüència diferent.
- **SENSORS SOLARS I ESTELARS:** s'encarreguen de l'orientació del satèl·lit respecte al Sol i diferents astres, mitjançant un moviment de rotació. Aquest moviment ve establert per diferents angles de rotació que es defineixen en tres dimensions respecte al centre del giny.

Aquests angles s'anomenen:

- **PITCH:** angle format al rotar sobre l'eix Y.
- **ROLL:** angle descrit per la rotació amb l'eix X.
- **YAW:** angle que fa girar el satèl·lit respecte l'eix Z.



[11] Representació eixos de rotació

Els angles s'efectuen mitjançant la captura d'imatges, en les quals es busquen propietats geomètriques de l'espai que determinen així, amb uns models establerts prèviament, la posició del satèl·lit, respecte a la Terra i qualsevol objecte que es trobi a l'espai.

- **PLATAFORMA:** lloc del satèl·lit on trobem recollides totes aquelles funcions bàsiques que qualsevol satèl·lit ha de reunir per a poder ser llançat a l'espai.

Dins d'aquesta hi trobem:

- **PANELLS SOLARS:** l'energia primària dels satèl·lits comercials s'obté mitjançant plaques fotovoltaïques. Aquests panells funcionen gràcies a una xarxa de cèl·lules connectades tant en sèrie com en paral·lel, mitjançant una malla de plata. L'energia que proporciona es pot veure modificada per:
 - La funció del satèl·lit i dels instruments que aquest tingui, els quals poden necessitar o no una despesa major de potència elèctrica.
 - La radiació solar que es capta. Aquestes variacions que es poden produir venen generades a causa:
 - Les baixes temperatures que adquireixen al sortir d'un eclipsi.
 - La variació de la distància i de l'angle respecte el Sol al llarg de l'any.
 - La degradació pròpia del satèl·lit.

FUNCIONS	SOLSTICI DE JUNY	EQUINOCCI DE SETEMBRE	ECLIPSI
Repetidors	2525	2525	2488
Control posició	55	55	55
Telemetria i Telecontrol	58	58	58
Control tèrmic	270	325	215
Sistema d'energia	65	75	45
Càrrega de bateries	35	340	-
TOTAL	3008	3378	2857

[2] Exemple de requisits d'energia d'un satèl·lit GEO (watts)

- **PROPULSOR PRINCIPAL:** proporcionen l'acceleració necessària als satèl·lits perquè aquests puguin escapar-se del camp gravitatori terrestre. A fi que això sigui possible, la propulsió s'ha de basar en la tercera llei de Newton, és a dir, s'ha de desplaçar la major part de la massa del satèl·lit (combustible) cap a una sola direcció. Això, genera una força de sentit contrari al combustible, que possibilita la ràpida acceleració del satèl·lit en direcció a l'espai. També s'encarreguen de produir certes modificacions de l'òrbita, quan és necessari.
Principalment, els satèl·lits fan ús d'un motor específic, el motor coet, que a diferència de tots els altres motors, és capaç de generar una gran potència sense haver de fer ús d'oxigen per a funcionar.
- **PROPULSORS SECUNDARIS:** s'encarreguen de complementar la funcionalitat dels propulsors principals. Tanmateix, també poden actuar com a recanvi dels principals, en cas de fallida.

Pel que fa a la part exterior del satèl·lit, descrita principalment en aquest apartat, ha d'oferir una gran resistència. El moment en què l'estructura pateix més és el llançament, a causa de les vibracions que s'experimenten. Aquestes poden provocar la deformació del giny i, consegüentment, que aquest es trobi inutilitzable en arribar a la seva posició.

Per a estabilitzar el satèl·lit i aconseguir un màxim rendiment, s'estableixen tres classes de control:

- **CONTROL DE L'ÒRBITA:** sobretot en els satèl·lits GEO i LEO, s'estableix un control d'òrbita basat en un seguiment estricte des de l'estació terrestre des d'on s'efectuen maniobres correctives, per a evitar qualsevol tipus de variació respecte aquesta. Una mínima diferència de posició repercutiria en la senyal rebut pel segment terrestre i, consegüentment, afectaria el senyal de tot el sistema de xarxes.
- **CONTROL D'ORIENTACIÓ:** l'orientació del satèl·lit dins de l'òrbita es pot fer mitjançant tres mètodes diferents:
 - **ESTABILITZACIÓ DE LA PLATAFORMA:** realitzades mitjançant una sèrie d'operacions correctives, executades des del centre de control de l'estació terrestre.

- **CONTROL AUTÒNOM:** el propi satèl·lit genera periòdicament una sèrie d'operacions correctives adients que controlen la posició.

4.1..2. SEGMENT TERRESTRE

El segment terrestre d'un sistema consisteix en la part situada en la superfície terrestre. Aquesta s'encarrega del control dels satèl·lits, cada un dels quals amb dos centres de control que assegurin la funcionalitat del servei , si una de les dos deixa de funcionar.

- **SISTEMA DE TELEMETRIA, TELECONTROL I DISTÀNCIA:** aquesta part del satèl·lit reuneix totes les comunicacions internes pròpies del segment espacial, però es troba situada a la superfície terrestre.

Així doncs, les seves funcions són:

- Recol·lecció de tota aquella informació relacionada amb la configuració i desenvolupament del satèl·lit.
- Distribució dels senyals de control destinats al correcte funcionament del satèl·lit.
- Adaptació de la part de la càrrega útil segons les necessitats dels usuaris dels serveis oferts pel sistema.
- Intercomunicació dels diferents senyals destinats a realitzar els diferents càlculs que permetin conèixer amb total precisió la distància del satèl·lit respecte a un punt qualsevol de la Terra.
- **LLOC DE LLANÇAMENT:** per a trobar el millor lloc de llançament d'un satèl·lit cal tenir en compte la seva latitud, la qual influirà en l'energia necessària perquè el giny pugui escapar del camp gravitatori terrestre. Així doncs, com menor sigui la seva latitud, a menys distància respecte l'equador de la Terra es trobarà la base. Això generarà que la despesa energètica sigui menor, i que consegüentment, també ho sigui el cost de la missió.
- **ESTACIÓ TERRESTRE (antenes):** les antenes s'encarreguen de l'emissió i rebuda d'ones electromagnètiques cap a o des de l'espai. Les seves característiques depenen de la relació entre les dimensions de l'antena, i la longitud d'ona del senyal rebut. Així doncs, tenint en compte aquesta relació, trobem tres classes d'antenes:
 - **ELEMENTALS:** quan les dimensions de l'antena són molt més petites que la longitud d'ona rebuda.

- **RESSONANTS:** quan les dimensions equivalen mitjanament a la longitud d'ona del senyal.
- **DIRECTIVES:** quan les dimensions són molt més grans que la longitud d'ona que arriba.

En el cas de la telefonia mòbil, les antenes no poden ser directives, ja que sinó el senyal rebut no s'expandiria en la seva major proporció.

- **CENTRE DE CONTROL:** lloc on es realitza la supervisió de l'estat dels diferents satèl·lits i des d'on s'emeten tots aquells senyals de control, que el satèl·lit no es capaç de generar de manera autònoma.
- **AMPLIFICADORS:** s'utilitzen en les antenes per a augmentar el senyal emès, és a dir, que s'encarreguen d'augmentar-ne la seva intensitat.
- **TERMINALS (telèfons mòbils):** dispositius mòbils, situats als extrems de la xarxa de comunicació, que permeten enviar i rebre dades de diferents usuaris d'aquesta mateixa xarxa.

4.2. TRANSMISSIÓ DE DADES

Per entendre bé la transmissió de dades que es produeix en la comunicació via satèl·lit, cal tenir dos aspectes clars: la transmissió produïda i la xarxa utilitzada per aquesta.

Pel que fa a les transmissions, en trobem de tres classes, diferenciades sobretot en el sentit de la comunicació: la símplex, la semidúplex i la dúplex.

- **SÍMPLEX:** la transmissió es produeix només en un sol sentit, tot i que aquesta pot beneficiar més d'un usuari.
- **SEMIDÚPLEX:** la transmissió es produeix en ambdós sentits, tot i això a fi que una transmissió s'iniciï cal que l'anterior s'hagi finalitzat.
- **DÚPLEX:** la transmissió permet produir-se en ambdós sentits de manera simultània, gràcies a l'existència, per exemple, de dos canals d'informació completament independents. Aquest seria el cas utilitzat en la comunicació via telèfon mòbil.

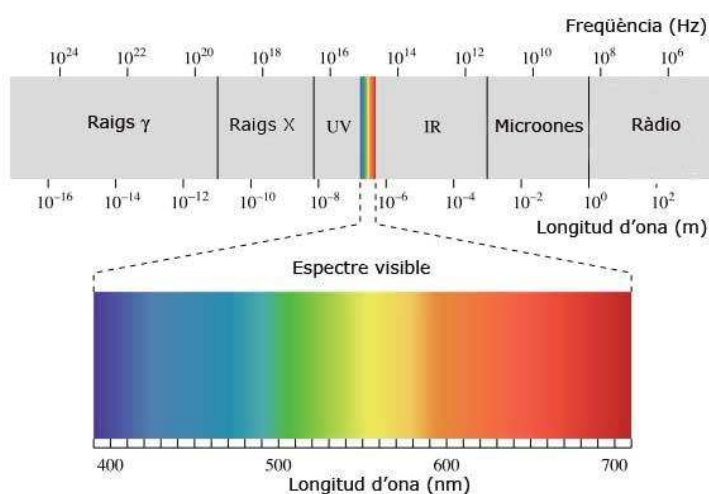
Igual que diferenciem classes de transmissió, també trobem dues menes de xarxes compartides, que permeten que s'efectuï aquest intercanvi de dades:

- **XARXA DE DIFUSIÓ:** on l'emissor emet una informació transmesa per la xarxa, per tal que aquesta pugui ser captada pels receptors.
- **XARXA DE COMMUTACIÓ:** on es genera un canal, el qual dura temporalment fins que la comunicació finalitza. Dins d'aquesta commutació produïda en trobem de circuits, on hi ha establert un recorregut fix per a tota la comunicació, o de paquets, on la informació s'envia de manera dividida per una ruta establerta a la xarxa. Ambdós casos són emprats en la telefonia.

Principalment tots els àmbits de les telecomunicacions, incloent la comunicació mòbil, disposen de xarxa de commutació i de mode dúplex. Aquest afavoreix el fet que pugui haver-hi una comunicació ràpida i sense interrupcions, amb canals independents i temporals que permeten una comunicació bidireccional, capaç de rebre i enviar missatges, completament diferents, alhora.

4.2..1. VELOCITAT, FREQUÈNCIES I POTÈNCIES. ELS EFECTES A L'ESPECTRE ELECTROMAGNÈTIC

L'espectre electromagnètic inclou tot el conjunt de radiacions electromagnètiques, diferenciades entre si per la seva longitud d'ona (λ) i la seva freqüència (f). Dins d'aquest espectre trobem certes regions detallades a la figura següent:



[12] Espectre electromagnètic

Dins de l'espectre electromagnètic, diferenciem l'espectre radioelèctric on trobem compreses aquelles ones de radiofreqüència, la freqüència de les quals oscil·la entre 3 Hz i 300 GHz. Tots els sistemes de telecomunicació utilitzen aquests senyals elèctrics per a la transmissió d'informació.

L'espectre radioelèctric ve gestionat per les administracions públiques, que estableixen el reglament d'ús de les freqüències i potències d'emissió. Així doncs, trobem que:

- A **nivell internacional**, l'ús ve regulat per la ITU, una agència dependent de l'ONU. L'objectiu és fomentar i facilitar el desenvolupament global de les telecomunicacions per a obtenir un benefici global i, alhora, proveir de productes i serveis necessaris tota la comunitat vinculada a les telecomunicacions.
- A **nivell europeu**, trobem com a regulador principal la ETSI, que s'encarrega de generar les normes tècniques essencials per a poder ampliar i unificar tot el mercat europeu de les telecomunicacions.
- A l'**estat espanyol**, el Ministeri d'Indústria, Turisme i Comerç, amb la Direcció General de Telecomunicacions i Tecnologies de la Informació, i el Ministeri d'Educació i Ciència, amb la Comissió del Mercat de les Telecomunicacions, es gestiona la Llei General de Telecomunicacions. Aquesta constitueix el marc legal de referència i es va elaborar tot seguint les directives i legislació europea.

Dins de l'espectre radioelèctric, trobem una classificació de les diferents bandes o intervals de freqüències utilitzades, establerta segons la ITU:

DENOMINACIÓ	SIGLES	BANDA ITU	FREQÜÈNCIES	LONGITUD D'ONA
Freqüència extremadament baixa	ELF	1	3–30 Hz	100.000 km – 10.000 km
Freqüència superbaixa	SLF	2	30–300 Hz	10.000 km – 1.000 km
Freqüència ultrabaixa	ULF	3	300–3.000 Hz	1.000 km – 100 km
Freqüència molt baixa	VLF	4	3–30 kHz	100 km – 10 km
Freqüència baixa	LF	5	30–300 kHz	10 km – 1 km
Freqüència mitjana	MF	6	300–3.000 kHz	1 km – 100 m

Freqüència alta	HF	7	3–30 MHz	100 m – 10 m
Freqüència molt alta	VHF	8	30–300 MHz	10 m – 1 m
Freqüència ultraalta	UHF	9	300–3.000 MHz	1 m – 100 mm
Freqüència superalta	SHF	10	3–30 GHz	100 mm – 10 mm
Freqüència extremadament alta	EHF	11	30–300 GHz	10 mm – 1 mm

[3] Classificació de l'espectre segons la ITU

Cal tenir en compte també, que les ones tenen tendència a enfrontar-se a obstacles majors que la seva longitud d'ona. Així doncs, com major sigui una longitud d'ona, més fàcil serà la propagació del senyal i amb més facilitat es superaran els obstacles. Tanmateix, per a detectar objectes petits cal utilitzar longituds d'ona més curtes.

També trobem una altra classificació que descriu la distribució que té l'espectre electromagnètic i les diferents bandes on treballen els diversos mitjans. Alhora, descriu els usos més habituals de cada banda. Dins de tota la classificació, aquelles bandes emprades, de manera més comuna, en les comunicacions són:

BANDA	APLICACIONS	TIPUS DE PROPAGACIÓ	USOS
Àudio	Telèfon Telègraf	-	-
VLF	Navegació Ràdio transoceànica	Terra - ionosfera	Comunicació amb submarins, balises d'al laus, pulsímetres sense fils
LF	Aeronàutica Cable submarí	Ona de superfície	Navegació, senyals temporals, radiodifusió AM d'ona llarga
MF	AM comercial Aeronàutica	Ona de superfície Ona ionosfèrica	Radiodifusió AM d'ona mitjana

SISTEMES DE COMUNICACIONS PER SATÈL·LIT

HF	Radioaficionats Internacional Banda ciutadana	Ona ionosfèrica Ona de superfície	Radiodifusió AM d'ona curta i radioaficionats
VHF	TV Aeronàutica Comunicacions mòbils	Ona d'espai Dispersió troposfèrica	Radiodifusió FM i televisió
SHF	Experimental Navegació Satèl·lits Radioenllaços microones Radar	Ona d'espai	Dispositius microones, telèfons mòbils (W-CDMA), LAN sense fils, radars més moderns
Ultraviolada Visible Infraroja	Experimental Comunicacions	Espai lliure Guiada: fibra òptica	Radioastronomia.

[4] Usos i aplicacions de les bandes a les comunicacions

MARC PRÀCTIC

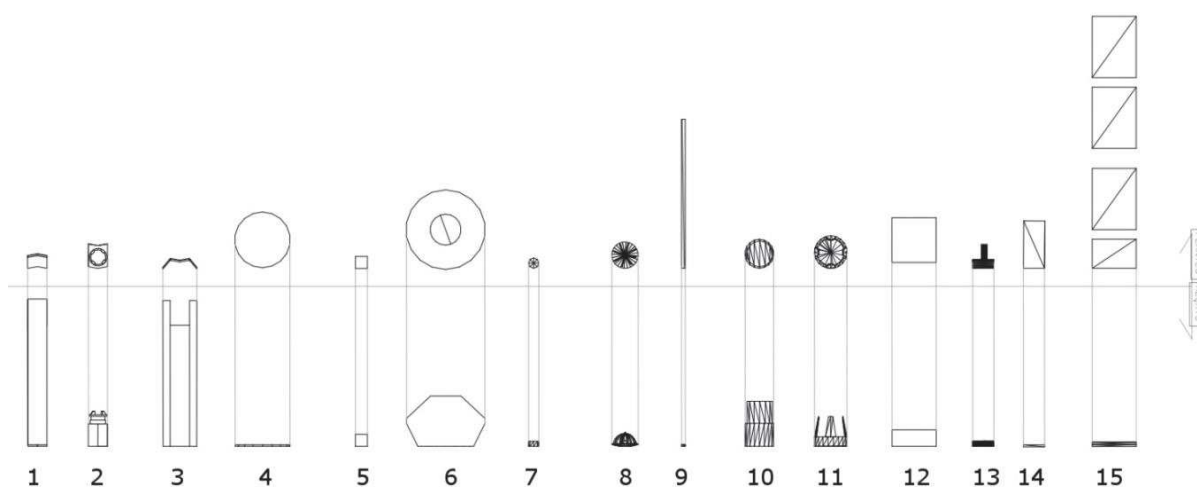
La idea principal del marc pràctic del Treball és poder plasmar tots els coneixements, sobretot aquells dels satèl·lits destinats a la comunicació mòbil. Així doncs, el marc pràctic consisteix a dissenyar un satèl·lit de comunicació mòbil, partint del marc teòric, i tanmateix, realitzar certs càlculs necessaris per a posar el satèl·lit en òrbita.

Per aquest motiu, basant-me en les parts del segment espacial explicades a l'apartat 4.2.1 del Treball, com a culminació de la part pràctica he dissenyat un satèl·lit de comunicacions propi fent ús de l'aplicació *SketchUp*. Més concretament, he elaborat un disseny 3D d'un satèl·lit destinat a la comunicació mòbil amb la finalitat d'acabar imprimint una maqueta 3D. Alhora, he partit dels coneixements del Marc Físic per a realitzar-ne els càlculs.

5. DISSENY DEL SATÈL·LIT

5.1. ELABORACIÓ DE LES PARTS

A la primera part del Marc Pràctic he fet un esbós a mà del que seria el satèl·lit amb les seves parts. Això m'ha servit per agafar una primera idea del satèl·lit. A partir d'aquí he començat a elaborar les diferents parts al programa *SketchUp*. Un cop fetes vaig realitzar els plànols de l'alçat i la planta amb l'*AutoCad*. Per a fer això, vaig situar les peces en un mateix eix del programa *SketchUp* i, un cop seleccionades totes, les vaig arrossegar a l'altre programa. Aconseguint d'aquesta manera els plànols de cada una de les peces tal i com podem veure a continuació:



[13] Plantes i alçats de les parts del satèl·lit

- | | |
|---|--|
| 1. Estructura de la càrrega útil | 9. Estructura de la càrrega útil |
| 2. Propulsors secundaris | 10. Propulsor principal |
| 3. Estructura de la càrrega útil | 11. Propulsor principal |
| 4. Estructura de la càrrega útil | 12. Estructura de la càrrega útil |
| 5. Estructura de la càrrega útil | 13. Suport de les antenes de cobertura |
| 6. Enllaç propulsor principal – satèl·lit | 14. Antenes de cobertura |
| 7. Sensors estel·lars | 15. Plaques solars |
| 8. Antena connexió estació terrestre | |

5.1..1. COM FUNCIONA L'SKETCHUP?

Tal i com he comentat a l'apartat anterior, he realitzat l'elaboració del satèl·lit amb el programa *SketchUp*. Prèviament a utilitzar-lo per a realitzar el Treball, vaig haver d'aprendre com funcionava. Per això, vaig haver de recórrer a la meua germana i a *tutorials* per aprendre els conceptes bàsics i així treballar amb el programa. A partir d'aquí, i amb més hores de dedicació de les que em pensava, vaig aconseguir el resultat que buscava.

A continuació, trobem una breu explicació del funcionament del programa i una exemplificació de la realització d'una peça.

Els controls principals del programa, amb els quals es poden realitzar totes les peces sense cap tipus de problema, són els següents:



[14] Barra d'eines de l'*SketchUp*

1. **SELECCIÓ**→ Permet la selecció de determinades parts dels objectes o tot l'objecte per tal que siguin modificades amb altres eines o funcions del programa.
2. **ESBORRADOR**→ Serveix per esborrar, suavitzar o allisar qualsevol superfície o objecte elaborat.
3. **LLAPIS**→ Ajuda a crear línies seguint els eixos de coordenades donats pel programa.

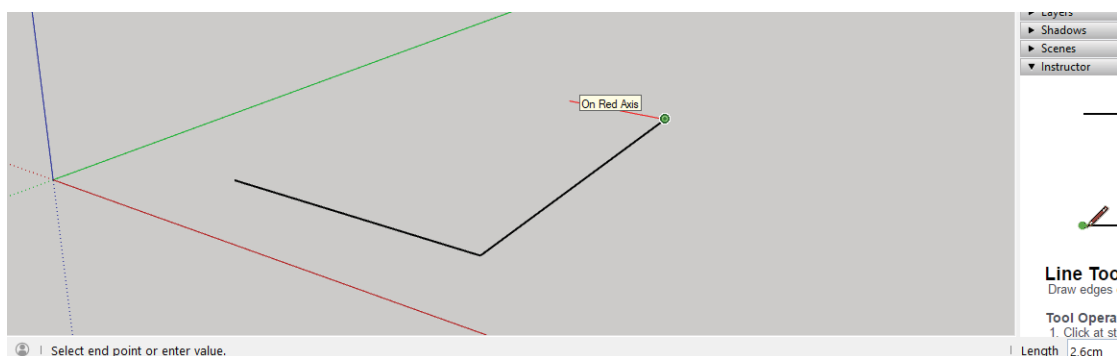
4. **ARCS**→ Amb una prèvia selecció de punts, permet crear arcs ajustant l'angle necessari.
5. **FORMES**→ Permet crear qualsevol tipus de forma geomètrica partint de la referència dels eixos de coordenades.
6. **PUSH/ PULL**→ Funció que permet fer que les peces siguin 3D. Així doncs, aporta volum als objectes.
7. **COMPENSADOR**→ Amb la prèvia selecció d'una superfície creada, permet fer-ne una còpia que difereixi de l'original pel que fa a la mida. És a dir, per exemple, si es crea un rectangle, aquest es copia i, prenent el mateix centre, es pot fer més petit o més gran.
8. **MOVIMENT**→ Permet moure, estirar, copiar i alinear tots aquells elements prèviament seleccionats.
9. **ROTACIÓ**→ Permet rotar, estirar, copiar i alinear tots aquells elements però sobre un mateix eix.
10. **ESCALAR**→ Ajuda a escalar i estirar els elements prèviament seleccionats.
11. **METRE**→ Permet mesurar distàncies, crear eixos o punts de guia o escalar l'objecte sencer. En el cas del treball, les mesures utilitzades al programa equivalen a la mesura real a l'hora d'imprimir el satèl·lit.
12. **TEXT**→ Utilitzat per escriure qualsevol text que pugui servir de referència al treball.
13. **CUBELL DE PINTURA**→ Permet aplicar colors i tipus de material als elements seleccionats. La majoria de materials han de ser descarregats prèviament online.
14. **ORBITAR**→ Serveix per orbitar la càmera per obtenir diferents vistes del model.
15. **PANORAMITZAR**→ Permet moure la càmera vertical i horitzontalment per centrar l'objecte i trobar el punt de
16. **ZOOM**→ Utilitzat per ampliar o allunyar la càmera i així veure amb més detall cada part.
17. **ESTENSIÓ DEL ZOOM**→ Permet ajustar la càmera per centrar la imatge a la mida de la pantalla.
18. **CÀMERA**→ Aporta les diferents vistes de l'objecte, per poder-ne realitzar després els plànols o renders.
19. **EINES**→ Esdevé una breu extensió de la barra d'eines descrita anteriorment.

Trobem funcions com el text 3D o el canvi de fons.

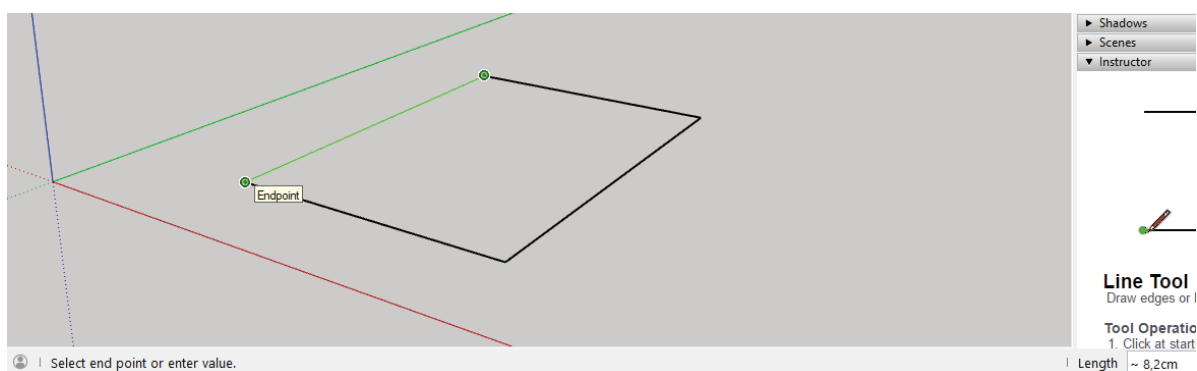
Un cop après a utilitzar aquestes funcions principals, començava la creació de les diferents parts del satèl·lit. Així doncs, seguint un patró semblant, vaig iniciar el disseny 3D del giny. A continuació, trobem l'exemple de com elaborar una de les peces. En aquest cas es tracta de les plaques solars amb el seu suport per a subjectar-les.

El primer pas consisteix a crear una primera placa de referència. Les seves mides són de 6x8cm d'acord amb l'escala 1:100 (1cm de la maqueta corresponen a 100 cm de la realitat).

Així doncs, i prenent com a referencia els eixos de coordenades , l'elaboració de la superfície es pot veure en les imatges següents:



[15] Elaboració d'una superfície I

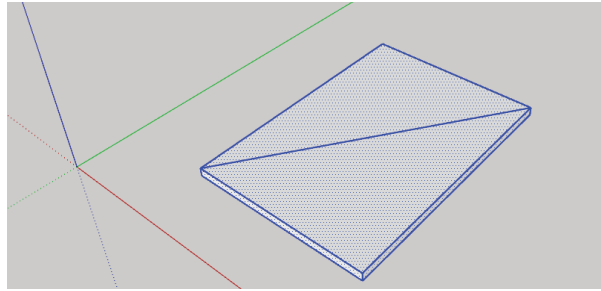


[16] Elaboració d'una superfície II

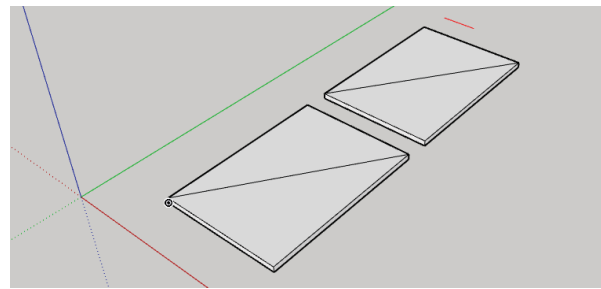
Ambdues imatges anteriors tenen els eixos representats i hi podem comprovar que a l'hora de traçar una línia, el programa agafa de referència els eixos. Tanmateix, al costat dret inferior de les imatges trobem la paraula *length* (llargada en català) que informa de la mesura que tindrà el segment. Per a posar una mesura determinada,

només cal designar la funció línia i situar-la al punt on es vulgui crear. Allà cal que agafi la referència d'un eix i llavors s'ha d'introduir la xifra de la mesura. Sobretot, cal tenir en compte les unitats amb què es troba el programa per evitar confusions posteriors.

Un cop creada la superfície, cal donar-li volum amb l'eina *push/pull*. Això, proporcionant una alçada de l'objecte de 0,2 cm. Amb la consegüent selecció i copia d'aquesta peça, ens permet crear una altra peça igualment necessària per al muntatge.

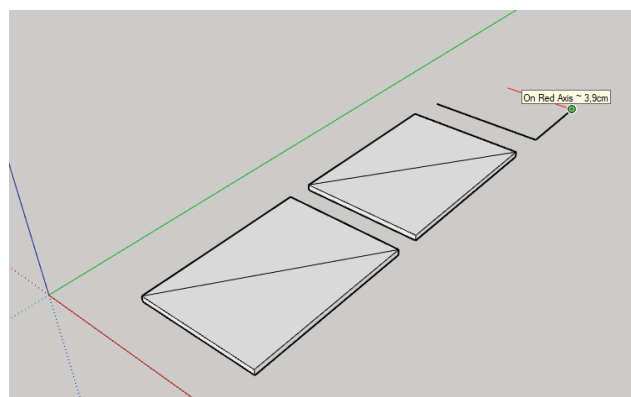


[17] Superfície amb volum i seleccionada



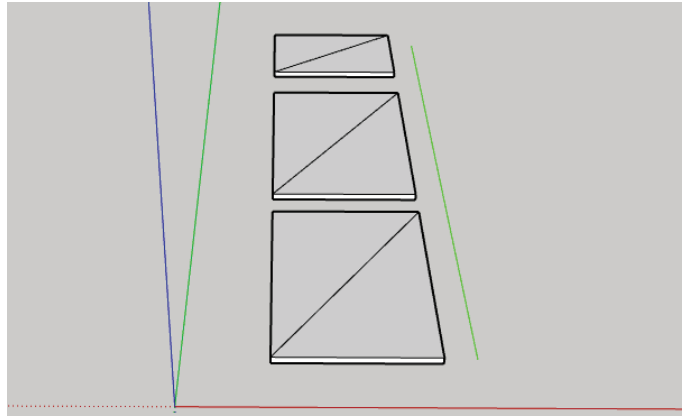
[18] Copia de la placa inicial

Un cop elaborades les dues plaques grans, cal realitzar la placa petita. Les dimensions d'aquestes són de 6 x 4 cm i la seva alçada, igual que les altres dues peces, serà de 0,2 cm. El seu procés d'elaboració és completament igual al de les altres peces:

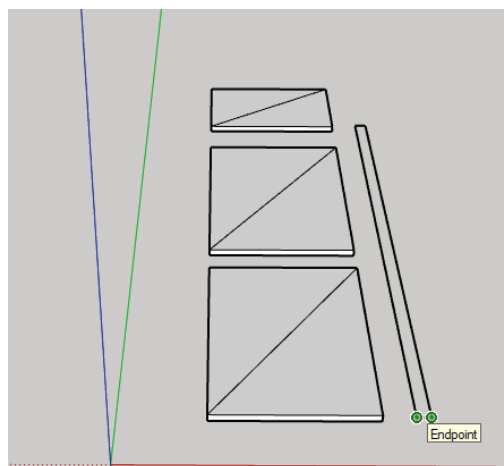


[19] Elaboració superfície petita

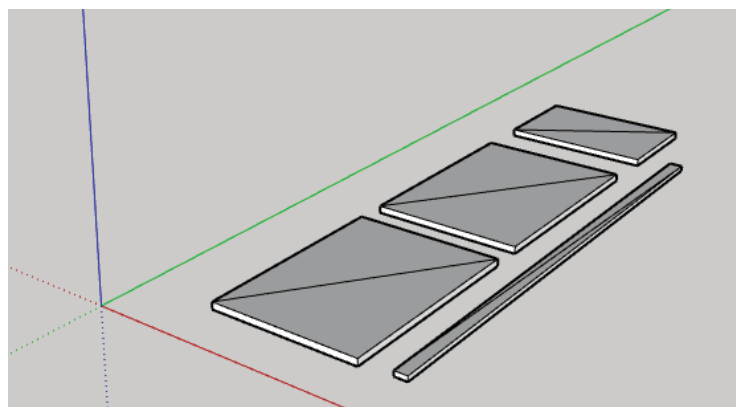
El següent pas consisteix en la realització del suport de les plaques. Igual que aquestes, el bastonet es tracta d'un rectangle. Així doncs, la seva realització és completament igual a les altres tres peces.



[20] Elaboració suport plaques solars I



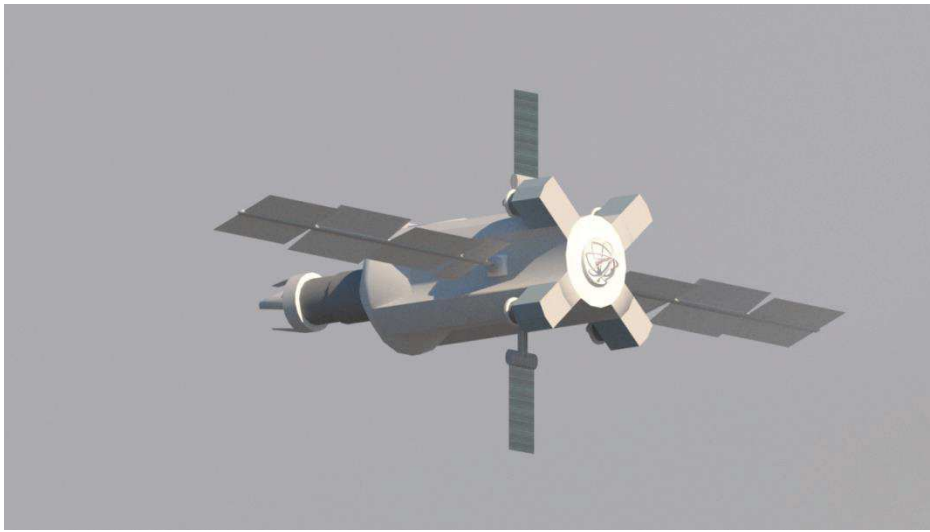
[21] Elaboració suport plaques solars II



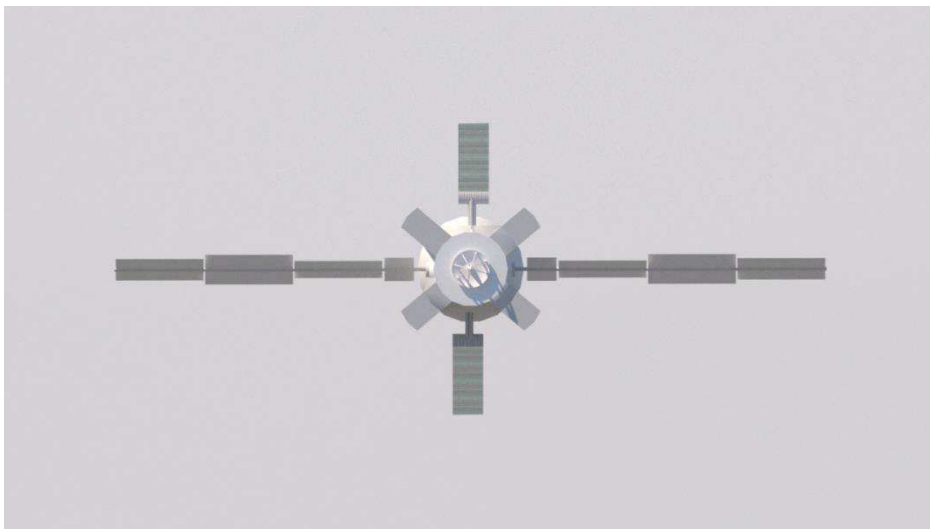
[22] Resultat final de l'edició de les plaques i el seu suport

5.2.UNIÓ DE L'ESTRUCTURA

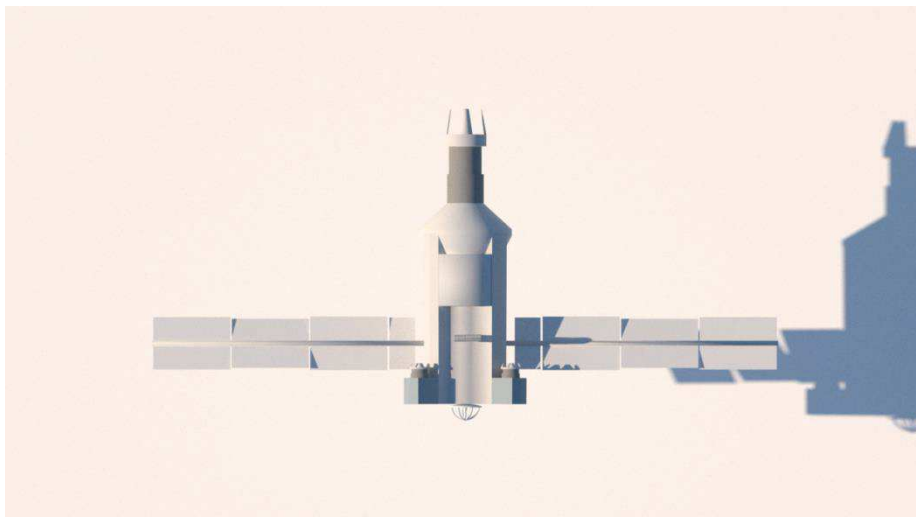
Amb la consegüent elaboració de cada peça per separat, la següent acció era unir-les totes en una mateixa estructura. Aquesta acció, realitzada amb el mateix *SketchUp*, i processant-la, posteriorment, amb una motor, anomenat *Vray*, s'han obtingut les diferents imatges renderitzades que corresponen a les vistes del satèl·lit imprès. Amb això, el resultat final digitalitzat ha estat:



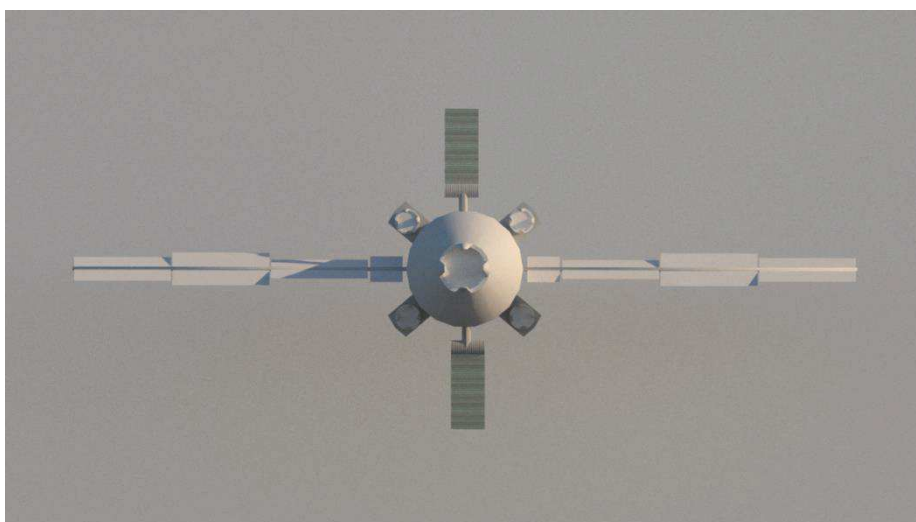
[23] Model 3D del satèl·lit



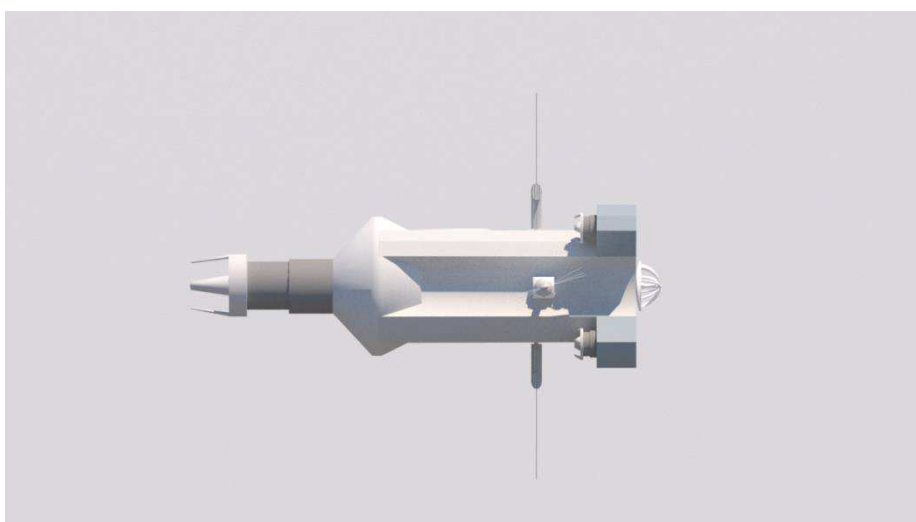
[24] Vista frontal model 3D del satèl·lit



[25] Vista aèria model 3D del satèl·lit



[26] Vista posterior model 3D del satèl·lit



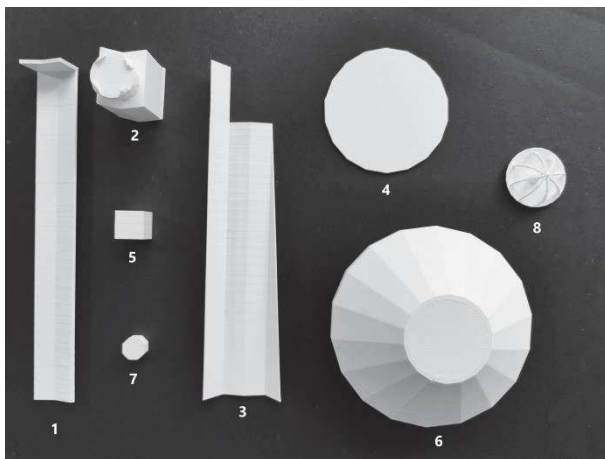
[27] Vista lateral model 3D del satèl·lit

5.3.IMPRESSIÓ 3D DEL SATÈL·LIT

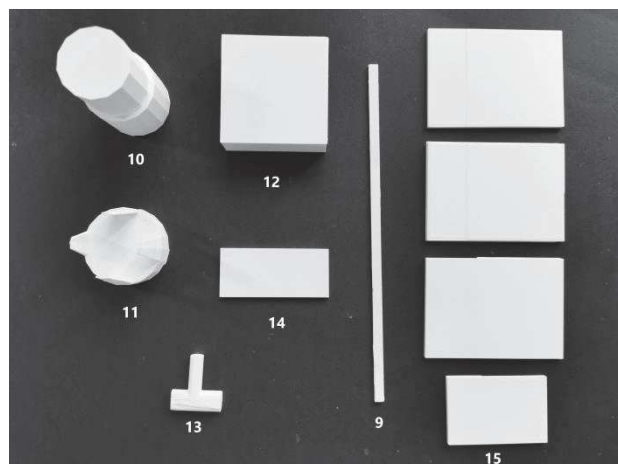
Amb el disseny del model 3D realitzat, toca la seva impressió. Així doncs, i amb diverses recomanacions del lloc, m'he posat en contacte amb una empresa d'impressió 3D, més concretament, amb el *LabMaq*, de l'Escola Tècnica Superior d'Arquitectura de Barcelona (ETSAB) de la Universitat Politècnica de Catalunya (UPC). Allà, he imprès el satèl·lit, la fitxa tècnica del qual és:

MATERIAL	ABS (Acrilonitril Butadiè Estirè→ $C_{15}H_{17}N$)
DIÀMETRE	2,85 mm
COLOR	Blanc
PES	750 g
LLARGADA	27 cm

Un cop impreses les peces, tot fent coincidir la numeració amb la dels plànols, el resultat obtingut ha estat:



[28] Peces impreses I



[29] Peces impreses II

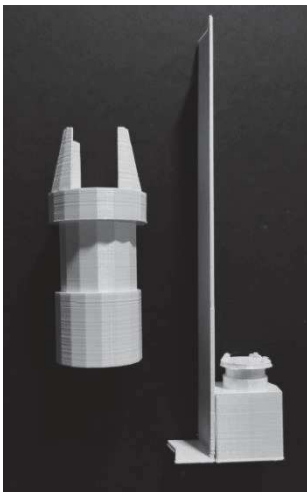
Amb la impressió del satèl·lit, em vaig trobar amb un altre petit entrebanc. Quan vaig guardar el document i el vaig enviar a l'empresa, el fitxer es va exportar incomplet i això va generar que certes peces no fossin les esperades. Per aquest motiu, vaig haver-ne d'imprimir unes quantes un parell de cops.

5.4.MUNTATGE DEL GINY

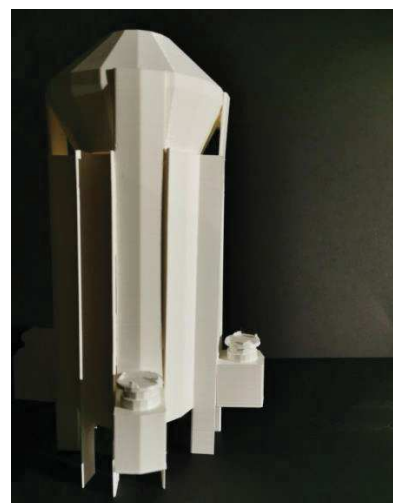
Amb les peces un cop impreses, l'últim pas per a completar el marc pràctic és realitzar el muntatge manual de totes elles. Per això, no només he necessitat les peces, sinó que he fet ús del següent material:

- Cúter
- Cinta americana
- Cola *Instant Brico*

Capturant per parts el muntatge del satèl·lit, els resultats obtinguts han estat els següents:



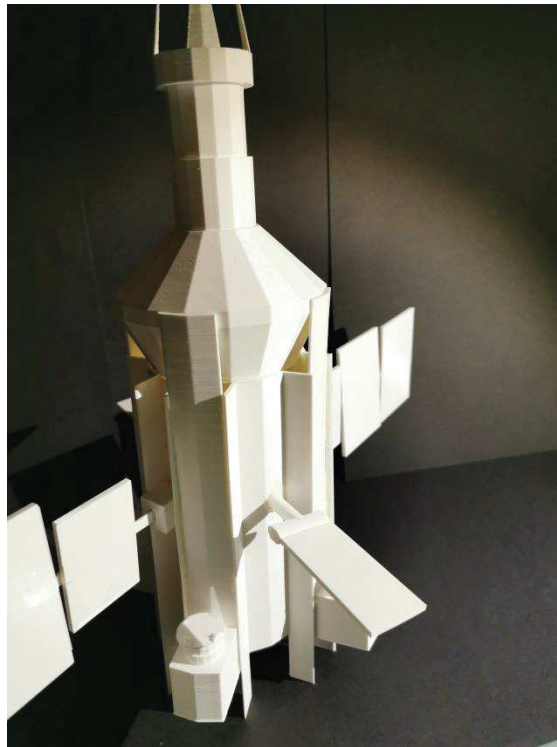
[30] Muntatge dels propulsors principals i secundaris



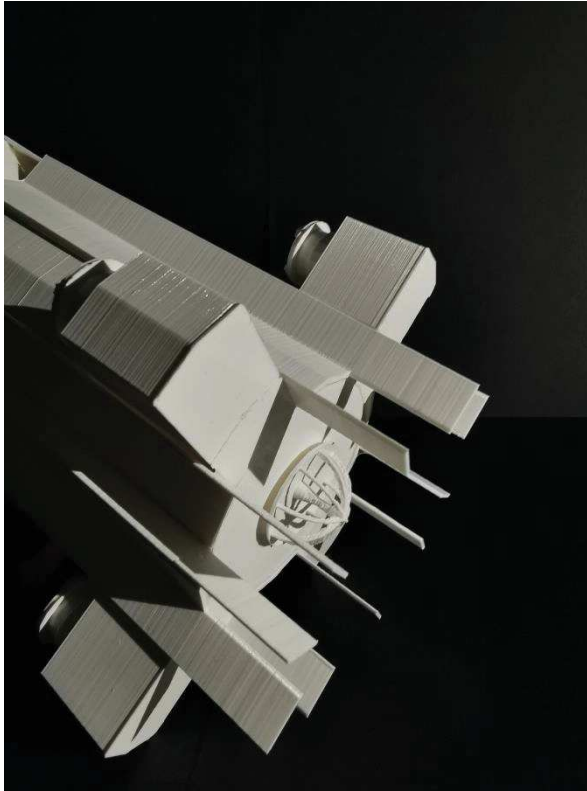
[31] Muntatge de les parets laterals I



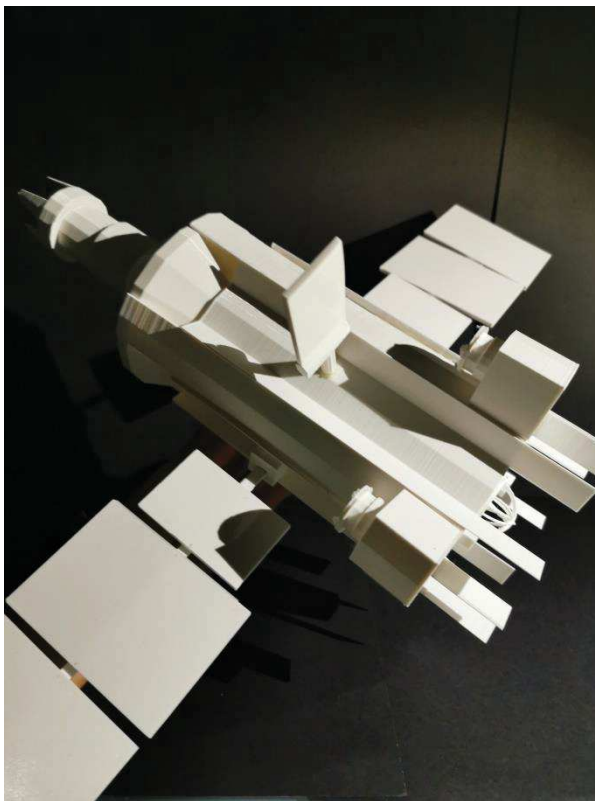
[32] Muntatge de les parets laterals II



[33] Muntatge de les plaques solars, antenes i propulsor



[34] Muntatge de l'antena principal i els sensors estel·lars



[35] Resultat final del muntatge

En el decurs del muntatge del satèl·lit em vaig trobar que quedaven espais d'aquests sense tapar. Probablement perquè al treballar amb l' *SketchUp*, en comptes de primer fer les peces i després unir-les, vaig optar per primer construir el satèl·lit i després separar les peces per imprimir-les. Tot i això, me les vaig enginyar per solucionar el problema. Així doncs, vaig optar per aprofitar aquelles peces que havien estat impreses malament per solucionar-ho. Aquest fet, es veu sobretot a les parets laterals.

Tanmateix, a l'hora d'enganxar les diferents parts, vaig veure que hi havia superfícies molt petites. Això, va generar que hagués de realitzar la unió de les diferents peces per parts, no tot el mateix dia, i procurant que a cada moment, el que anava unint quedava correctament situat i subjectat. Tot i això, encara que la figura final no és l'esperada, el resultat obtingut del satèl·lit és bo.

6. POSADA EN ÒRBITA DEL SATÈL·LIT

Posteriorment al disseny del satèl·lit he decidit realitzar una sèrie de càlculs que fan referència a certes dades del giny per a posar-lo en òrbita. Prèviament a realitzar-los, he hagut de decidir en quina òrbita volia situar el satèl·lit. Per això, he hagut de fer una petita anàlisi de les diferents classes d'òrbites que anteriorment he presentat al Treball: LEO, MEO, HEO, GEO.

Amb això, me n'he adonat que segons les característiques que té un satèl·lit o la seva funcionalitat, aquests ginyes se situen en un tipus d'òrbita determinat. Així doncs, ateses les característiques que volia que tingués el prototip i la seva funcionalitat, de comunicació mòbil, vaig adonar-me'n que l'òrbita LEO era la més adequada. Per això, per a realitzar els diferents càlculs, que a continuació presentaré, he agafat les següents dades:

- **MASSA DEL SATÈL·LIT** → 100 kg
- **DISTÀNCIA SOBRE LA SUPERFÍCIE TERRESTRE** → 1000 km
- **MASSA DE LA TERRA** → $5,98 \cdot 10^{24} \text{ kg}$
- **RADI DE LA TERRA** → $6,37 \cdot 10^6 \text{ km}$
- **CONSTANT DE GRAVITACIÓ UNIVERSAL** → $6,67 \cdot 10^{-11} \frac{\text{N} \cdot \text{m}^2}{\text{kg}^2}$

Els càlculs que he realitzat són: la velocitat d'escapament, la velocitat orbital i l'energia mecànica del satèl·lit. Aquests, es troben explicats al Marc Físic del Treball.

6.1. VELOCITAT D'ESCAPAMENT

Primerament, trobem la velocitat d'escapament, que correspon a la velocitat a la qual un satèl·lit ha de sortir per poder situar-se en una òrbita determinada. Fent els càlculs necessaris he obtingut que aquesta velocitat és de:

$$V_0 = \sqrt{\frac{2GM}{R_T}} = \sqrt{\frac{2(6,67 \cdot 10^{-11}) \cdot (5,98 \cdot 10^{24})}{6,37 \cdot 10^6}} = 1,12 \cdot 10^5 m/s$$

6.2. ENERGIA MECÀNICA DEL SATÈL·LIT

L'energia mecànica del giny ens permet descriure amb exactitud quin tipus d'òrbita descriuria el satèl·lit al voltant de la Terra.

$$E_m = -\frac{1}{2} \frac{GMm}{r} = -\frac{1}{2} \frac{(6,67 \cdot 10^{-11}) \cdot (5,98 \cdot 10^{24}) \cdot 100}{7,37 \cdot 10^6} = -2,71 \cdot 10^9 J$$

Com que el resultat obtingut és menor que zero, llavors sabem que el satèl·lit descriurà una òrbita el·líptica.

6.3. VELOCITAT ORBITAL

Finalment he realitzat el càlcul de la velocitat orbital del satèl·lit, és a dir, la velocitat del satèl·lit quan es trobaria orbitant al voltant de la Terra. El resultat final és de:

$$v = \sqrt{\frac{GM}{r}} = \sqrt{\frac{(6,67 \cdot 10^{-11}) \cdot (5,98 \cdot 10^{24})}{7,37 \cdot 10^6}} = 7,36 \cdot 10^4 m/s$$

CONCLUSIONS

Realitzar un treball com aquest ha tingut el seu grau de dificultat. Tot i això, amb tota la recerca realitzada i amb la seva conseqüent part pràctica, he pogut seguir i arribar a assolir els tres objectius principals que em vaig plantejar des d'un bon inici:

1. Poder conèixer aquells aspectes primaris de la física que tenien a veure amb el camp de l'aeronàutica.
2. Poder conèixer el funcionament dels satèl·lits, tot aprofundint en aquells destinats a les comunicacions mòbils.
3. Ser capaç de dissenyar un prototip de satèl·lit de comunicacions.

Els primers passos tractant el tema, definint un primer esbós del que seria el meu índex, van ser relativament senzills. No només tenia les idees clares, sinó que des de la UAB em van proporcionar unes primeres pautes per a iniciar la Recerca.

Tot i que a l'inici em va ser relativament senzill entendre els conceptes, a mesura que anava avançant, el grau de dificultat augmentava. La informació era difícil de trobar i gran part d'aquesta, es trobava en anglès. Així doncs, aquests fets van suposar que hi hagués de començar a dedicar més hores.

Malgrat tot, l'interès per la temàtica m'ha permès gaudir de la seva realització en tot moment. A més, tot i que m'he trobat algun entrebanc, tant aquests com el Treball en si, m'han ajudat a aprendre molt. He après a utilitzar programes que mai havia fet servir com l'*AutoCad* o l'*SketchUp*. M'han aportat una visió més àmplia de les comunicacions, que m'han permès entendre millor aspectes de la realitat que sempre m'havia qüestionat. Entre aquests m'agradaria destacar el perquè és possible la comunicació amb algú situat a l'altre costat del món o, tanmateix, el perquè en uns llocs el meu propi telèfon mòbil té cobertura, però en canvi, el d'un amic meu no. Alhora, també m'ha permès entendre millor la física que treballem a classe i veure la importància d'aspectes com la velocitat d'escapament dels satèl·lits o el camp gravitatori terrestre, que esdevenen bàsics per entendre aquest funcionament dels ginys i la seva posada en òrbita. Tanmateix, m'ha sobtat l'existència de diferents òrbites i la gran funcionalitat que tenen els satèl·lits, que encara que no ho semblin, controlen totes les nostres vides des de dalt.

Com a conclusió, considerant tota la feina realitzada, i com a exercici d'autoavaluació, si hagués de tornar a realitzar el Treball, probablement canviaria alguns aspectes. Principalment,

aquells relacionats amb la gestió de la feina. Hauria d'haver-me posat a realitzar el disseny del satèl·lit amb més antelació, vistes les dificultats que m'ha suposat, i així, assegurar-me que tot el que feia era amb cura i perfecció. Alhora, també he entès que a l'utilitzar programes com l'*SketchUp* cal treballar amb el mínim marge d'error i amb una gran precisió, per evitar qualsevol complicació posterior a l'imprimir la maqueta.

Estic contenta amb la manera com he realitzat el Treball i amb tot el que aquest m'ha aportat. No només per a l'actualitat com a estudiant de batxillerat, sinó per al meu futur com a estudiant i com a persona.

FONTS DE LA RECERCA

BIBLIOGRAFIA

- José, I., Páquina, J. and Joskowicz, I. J. *Historia de las Telecomunicaciones. Breve Historia de las Telecomunicaciones*.
- De Telecomunicación, E. et al. *UNIVERSIDAD POLITECNICA DE MADRID*.
Available at: http://oa.upm.es/40769/1/PFC_JAVIER_HERNANDEZ_SANCHEZ.pdf
- *TEMA 1: Evolución histórica de las telecomunicaciones 1. Aparición de las redes de telecomunicación*.
Available at: <http://trajano.us.es/~rafa/ARSS/apuntes/tema1.pdf>
- 'T-9. Technologies de la Comunicació'.
Available at:
http://mestreacasa.gva.es/c/document_library/get_file?folderId=500005541902&name=DLFE-289118.pdf
- Mitschele-Thiel, A. (2001) *Systems Engineering with SDL Systems Engineering with SDL: Developing Performance-Critical Communication Systems*.
Available at:
<https://onlinelibrary-wiley-com.are.uab.cat/doi/pdf/10.1002/0470841966>
- Rosado, C. *Comunicación por satélite*.
Available at: <https://drive.wps.com/d/AHT2GnGI1-snglCAxOv1Ew>
- *Lunar Reconnaissance Orbiter*.
Available at: <https://lunar.gsfc.nasa.gov/>
- *Lleis de Kepler*.
Available at:
<https://www.iespfq.cat/moodle/mod/book/tool/print/index.php?id=3440>
- *History Timeline | AIAA*.
Available at: <https://www.aiaa.org/about/History-and-Heritage/History-Timeline>
- [*INICIO - PROGRAMA ESPACIAL*].
Available at: <http://www.programaespecial.com/>
- *Konstantin Tsiolkovsky - El Tamiz*
Available at: <https://eltamiz.com/2008/05/19/konstantin-tsiolkovsky/>
- Batalla García, C.; Vidal Fernández, M. C. *Física 2 Batxillerat*. Grup Promotor. Santillana.

- Caamaño, A.; Cortel, A.; Lozano, M. T.; Pueyo, L. *FÍSICA Fase 2 Ciències i Tecnologia*. Teide.
- Mercadé, J; Serra, S.; Armengol, M. *Física 2 Batxillerat*. Mc Graw Hill.
- *Human Space Flight (HSF) - Orbital Elements*
Available at: <https://spaceflight.nasa.gov/realdata/elements/>
- *Orbital Elements - Ulysses - Cosmos*
Available at: <https://www.cosmos.esa.int/web/ulysses/orbital-elements>
- *Tema 9. TECNOLOGIES DE LA COMUNICACIÓ*
Available at:
http://mestreacasa.gva.es/c/document_library/get_file?folderId=500005541902&name=DLFE-289118.pdf
- Luque Ordóñez, J. (2013) *Comunicaciones por satélite*
Available at:
https://www.acta.es/medios/articulos/comunicacion_e_informacion/016001.pdf
- De, I., Hermes, R. and Bustos, U. *TESIS UNIVERSITAT PRIVADA DE TACNA*.
Available at: <http://repositorio.upt.edu.pe/bitstream/UPT/194/1/Urquia-Bustos-Robert-Hermes%20.PDF>
- *¿Qué es...? Las Constelaciones de satélites*
Available at: <https://www.coit.es/publicac/publbit/bit115/quees.html>
- *Segmento terrestre*
Available at: <https://es.slideshare.net/DenisZV/segmento-terrestre>
- Lic Berenice Rodríguez Pedroza, P. *Identificación Estelar para la Orientación de Satélites*
Available at:
<https://inaoe.repositorioinstitucional.mx/jspui/bitstream/1009/47/1/RodriguezPB.pdf>
- *Segmento espacial*
Available at: https://es.slideshare.net/blog_fralbe/segmento-espacial

TAULES

- [1] Càlcul de les constants dels 4 primers planetes del Sistema Solar
- [2] Exemple de requisits d'energia d'un satèl·lit (watts)
 - https://es.slideshare.net/blog_fralbe/segmento-espacial
- [3] Classificació de l'espectre segons la ITU
 - https://ca.wikipedia.org/wiki/Espectre_radioel%C3%A8ctric
- [4] Usos i aplicacions de les bandes a les comunicacions
 - https://ca.wikipedia.org/wiki/Espectre_radioel%C3%A8ctric

IMATGES

- [1] Satèl·lit Sputnik-1
 - <https://www.revistac2.com/aluminio/sputnik-1-satellite/>
- [2] Satèl·lit Syncom-2
 - http://rammb.cira.colostate.edu/dev/hillger/Syncom_cdt.htm
- [3] Representació gràfica de la 1a Llei de Kepler
 - <http://tareadefabiolaymireya.blogspot.com/2013/11/leyes-de-kepler.html>
- [4] Representació gràfica de la 2a Llei de Kepler
 - <https://blocs.xtec.cat/fisica2b/2015/10/21/les-lleis-de-kepler/>
- [5] Línies del camp creat per dues masses iguals
 - https://www.iespfq.cat/moodle/pluginfile.php/29327/mod_resource/content/2/CAMP_GRAVITATORI-1.pdf
- [6] Representació de les òrbites
 - <http://satelitesycomunicaciones.blogspot.com/2010/04/orbitas-de-satelites.html>
- [7] Esquema constel·lació
 - http://www.cartagena99.com/recursos/alumnos/apuntes/RCOM_CUD201520_16_Tema_6_P2.pdf
- [8] Satèl·lit IRIDIUM
 - <http://www.satelital-movil.com/2014/12/iridium-afirma-que-su-constelacion.html>
- [9] Satèl·lit MOLNIYA

- https://space.skyrocket.de/doc_sdat/molniya-1s.htm
- [10] Satèl·lit INMARSAT
 - <https://www.inmarsat.com/i5f4/>
- [11] Representació eixos de rotació
 - <https://inaoe.repositorioinstitucional.mx/jspui/bitstream/1009/47/1/RodriguezPB.pdf>
- [12] Espectre electromagnètic
 - <https://sites.google.com/site/tecno3t5marccarbo/home/4-radio-i-televisio/4-3-l-espectre-electromagnetic>
- [13] Plantes i alçats de les parts del satèl·lit
- [14] Barra d'eines de l'*SketchUp*
- [15] Elaboració d'una superfície I
- [16] Elaboració d'una superfície II
- [17] Superfície amb volum i seleccionada
- [18] Copia de la placa inicial
- [19] Elaboració superfície petita
- [20] Elaboració suport plaques solars I
- [21] Elaboració suport plaques solars II
- [22] Resultat final de l'edició de les plaques i el seu suport
- [23] Model 3D del satèl·lit
- [24] Vista frontal model 3D del satèl·lit
- [25] Vista aèria model 3D del satèl·lit
- [26] Vista posterior model 3D del satèl·lit
- [27] Vista lateral model 3D del satèl·lit
- [28] Peces impreses I
- [29] Peces impreses II
- [30] Muntatge dels propulsors principals i secundaris
- [31] Muntatge de les parets lateral I
- [32] Muntatge de les parets lateral II
- [33] Muntatge de les plaques solars, antenes i propulsors
- [34] Muntatge de l'antena principal i els sensors estel·lars
- [35] Resultats final del muntatge

GLOSSARI¹

- **Amplada de banda:** part de l'espectre electromagnètic ocupat per un senyal o per un conjunt de senyals d'interès.
- **Duraluminis:** aliatge lleuger d'alumini amb un 4 % de coure i petites quantitats de magnesi, manganès i silici, de gran resistència mecànica.
- **Efecte Doppler:** donada una font que emet una ona (sonora, electromagnètica, etc.), diferència entre la longitud d'ona emesa i la longitud d'ona que percep un observador, causada pel moviment relatiu entre font i observador.
- **Latència:** període de temps que triga un paquet a anar des del terminal d'origen fins al terminal de destí; entenent un paquet com una seqüència de dígit binaris, formada per dades i senyals de control.
- **Latitud:** angle que forma el vector posició d'un punt sobre la superfície terrestre amb origen al centre de la Terra i el pla de l'equador terrestre, mesurat des de l'equador.
- **Magal:** aliatge de magnesi, al qual se li afegeix alumini (8 o 9%), zinc (1%) i manganès (0,2%).
- **Òrbita oberta:** el cos en òrbita tendeix a allunyar-se indefinidament del cos central.
- **Òrbita polar:** òrbita descrita per un satèl·lit que manté una inclinació de 90 graus.
- **Òrbita tancada:** òrbita descrita per un satèl·lit, el qual està totalment lligat a un planeta a causa del camp gravitatori d'aquest.
- **Periàpside:** punt de l'òrbita d'un astre secundari en què aquest es troba a la mínima distància del principal.
- **Periheli:** punt de l'òrbita d'un astre o d'un satèl·lit artificial que es mou al voltant del Sol, en què ambdós es troben a la mínima distància entre si.
- **Propergol:** propulsant químic emprat en vehicles aeroespacials
- **Render:** imatge digital que es crea a partir d'un model 3D realitzat en algun programa d'ordinador especialitzat.
- **Retransmissió activa:** cada satèl·lit artificial porta el seu propi equip de recepció i emissió de senyals.
- **Retransmissió passiva:** es limita a reflectir aquells senyals emesos des d'estacions terrestres.

¹ Definicions extretes de:

- <https://www.termcat.cat/ca/diccionaris-en-linia>
- <https://dlc.iec.cat/>

- **Telemetria:** conjunt de tècniques que permeten de transmetre el resultat d'una mesura a distància, usant diversos canals de comunicació.
- **Telecontrol:** control efectuat a distància mitjançant un enllaç de telecomunicació.

ACRÒNIMS

- **UAB:** Universitat Autònoma de Barcelona
- **NASA:** National Aeronautics and Space Administration
- **ESA:** European Space Agency
- **COMSAT Corporation:** Communications Satellite Corporation
- **INTELSAT:** International Telecommunications Satellite Organization
- **EUTELSAT:** European Telecommunications Satellite Organization
- **INMARSAT:** International Maritime Satellite Organization
- **LRO:** Lunar Reconnaissance Orbiter
- **DTN:** Disruption Tolerant Networking
- **LEO:** Low Earth Orbit
- **GEO:** Geostationary Earth Orbit
- **MEO:** Medium Earth Orbit
- **HEO:** Highly Elliptical orbit
- **UL:** Uplink
- **DL:** Downlink
- **ILS:** Instrumental Landing Station
- **URSS:** Unió de Repúbliques Socialistes Soviètiques
- **NCS:** Network Coordination Station
- **LES:** Land Earth Station
- **MES:** Mobile Earth Station
- **ITU:** International Telecommunication Union
- **ETSI:** European Telecommunications Standards Institute
- **ETSAB:** Escola Tècnica Superior d'Arquitectura de Barcelona
- **UPC:** Univeristat Politècnica de Catalunya

FORMULARI

- (1)→ TERCERA LLEI DE KEPLER:

$$k = \frac{T^2}{a^3}$$

- DINÀMICA DELS PLANETES:

- (2)→ LA FORÇA CENTRÍPETA (EXPRESSIÓ VECTORIAL):

$$\vec{F} = -m \cdot \frac{v^2}{r} \cdot \vec{u}_r$$

- (3)→ RELACIÓ VELOCITAT I PERÍODE:

$$F = m \cdot \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 \cdot r$$

- (4)→ RELACIÓ DEL PERÍODE AMB LA TERCERA LLEI DE KEPLER:

$$F = \frac{4\pi^2}{k} \cdot \frac{m}{r^2}$$

- (5)→ RELACIÓ FORÇA CENTRÍPETA I DISTÀNCIA:

$$F = f \cdot \left(\frac{1}{r^2}\right)$$

- (6)→ PROPORCIONALITAT DE $\frac{4\pi^2}{k}$ AMB LA MASSA DEL SOL:

$$G \cdot M = \frac{4\pi^2}{k}$$

- LLEI DE LA GRAVITACIÓ UNIVERSAL

- (7)→ EXPRESSIÓ VECTORIAL:

$$\vec{F}_G = -G \cdot \frac{M \cdot m}{r^2} \cdot \vec{u}_r$$

- (8)→ CONSTANT DE LA GRAVITACIÓ UNIVERSAL:

$$G = \frac{4\pi^2}{k \cdot M} \rightarrow G = 6,6742 \cdot 10^{-11} \frac{N \cdot m^2}{kg^2}$$

- (9)→ PRINCIPI DE SUPERPOSICIÓ:

$$\vec{F}_T = \sum \vec{F}_i = \vec{F}_1 + \vec{F}_2 + \vec{F}_3 + \vec{F}_4$$

- EL CAMP GRAVITATORI

- (10)→ RELACIÓ DEL CAMP FÍSIC AMB LA FORÇA GRAVITATÒRIA:

$$\vec{g} = \frac{\vec{F}}{m}$$

- (11)→ INTENSITAT DEL CAMP GRAVITATORI:

$$\vec{g} = -G \frac{m}{r^2} \vec{u}$$

- (12)→ VARIACIÓ DE LA INTENSITAT:

$$\frac{g}{g_0} = \frac{R^2}{r^2} = \frac{R^2}{(R_T + h)^2}$$

- (13)→ TREBALL DE LES FORCES GRAVITATÒRIES:

$$W_{i \rightarrow f} = \frac{G \cdot M \cdot m}{r_f} - \frac{G \cdot M \cdot m}{r_i}$$

- (14)→ POTENCIAL GRAVITATORI:

$$V = -G \frac{m}{r}$$

- ENERGIA POTENCIAL GRAVITATÒRIA

- (15)→ DESCRIPCIÓ DE L'ENERGIA POTENCIAL GRAVITATÒRIA:

$$W_{conservatives} = -\Delta E_p \rightarrow W_{i \rightarrow f} = \frac{G \cdot M \cdot m}{r_f} - \frac{G \cdot M \cdot m}{r_i} = -(E_{pf} - E_{pi})$$

- (16)→ RELACIÓ DE L'ENERGIA POTENCIAL GRAVITATÒRIA AMB EL TREBALL QUE FAN LES FORCES:

$$E_p = -\frac{G \cdot M \cdot m}{r}$$

- CONSERVACIÓ DE L'ENERGIA MECÀNICA:

- (17)→ ENERGIA MECÀNICA:

$$E_m = E_c + E_p$$

- (18)→ VARIACIÓ DE L'ENERGIA MECÀNICA:

$$\Delta E_m = \Delta E_c + \Delta E_p = 0$$

- (19)→ POTENCIAL GRAVITATORI EN UN PUNT CONCRET:

$$V_T = \sum V_i = \sum -\frac{G \cdot M_i}{r_i}$$

- (20)→ VELOCITAT DE LLANÇAMENT:

$$v_o = \sqrt{2GM \left(-\frac{1}{2r} + \frac{1}{r_o} \right)}$$

- (21)→ VELOCITAT D'ESCAPAMENT:

$$v = \sqrt{\frac{2GM}{r}}$$

- (22)→ VELOCITAT ORBITAL:

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

- (23)→ EQUACIÓ DEL COET DE TSIOLKOVSKI:

$$\Delta V = g \cdot I_s \cdot \ln\left(\frac{m_i}{m_t}\right)$$

- (24)→ PERÍODE DE REVOLUCIÓ:

$$T = \sqrt{\frac{4\pi^2 \cdot r^3}{G \cdot M}}$$

- (25)→ ENERGIA PER A CANVIAR D'ÒRBITA:

$$\Delta E = \frac{GMm}{2} \left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2} \right)$$

- (26) → ENERGIA MECÀNICA D'UN SATÈL·LIT:

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