



Treball Final de Grau

PREDISSENY D'UN COET

Grau en Enginyeria Mecànica

Curs 24/25

Autor: Alejandro Gonzalez Lerida

Director: Jose Juan de Felipe Blanch

Data: 10/01/2025

Localitat: Manresa

Predisseny d'un coet © 2025 by Alejandro Gonzalez Lerida is licensed under [CC BY-NC 4.0](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/)



Agraïments

Vull agrair, en primer lloc, al meu tutor del projecte Jose Juan de Felipe Blanch per permetre'm fer aquest treball, tot i ser un projecte molt ambiciós i amb una quantitat immensa d'informació, sense cap problema i amb la voluntat d'impulsar la meva motivació en el sector de les simulacions. En segon lloc, a tots els professors que m'han aportat una fracció del seu coneixement, fent-me capaç de realitzar aquest treball. En tercer lloc, vull agrair el suport de la meva família, que sempre m'ha recolzat en totes les decisions que he pres en el transcurs dels anys, tant en l'àmbit acadèmic com personal i m'han volgut aconsellar amb les seves millors intencions. Per acabar, i no menys important, agrair a la meva parella tota la paciència que ha tingut amb mi, motivant-me i animant-me tot el que ha pogut quan ho he necessitat i ajudant-me a aclarir i focalitzar els dubtes que m'han anat sorgint durant aquest estudi.

Resum

El sector aeroespacial es troba actualment en un punt de desenvolupament exponencial en relació amb els darrers anys. És per això que s'ha realitzat aquest estudi, que es basa en un predisseny teòric d'un vehicle espacial tripulat simplificat, comparant el tipus de material a utilitzar per a fabricar l'estructura i determinant la potència de propulsió necessària per a fer enlairar i posicionar fora de l'òrbita terrestre un coet amb un pilot i una càrrega definida. Addicionalment, s'ha fet una anàlisi comparant els components usats actualment d'altres sistemes considerats, com són el sistema de comunicació i el d'habilitat. A més, s'ha determinat el consum energètic de tot el sistema i s'ha analitzat una proposta per obtenir un model de subministrament d'energia elèctrica mentre la nau es troba a l'espai, factor que permet incrementar el temps actiu d'autonomia del conjunt de forma sostenible a partir de panells solars. Finalment, s'ha realitzat una simulació dinàmica de la maniobra d'enlairament en el programa Openmodelica amb aquest sistema simplificat.

Abstract

The aerospace sector is currently in an exponential development point in relation to recent years. That reason is why this study has been carried out, which is based on a theoretical pre-design of a simplified manned space vehicle, comparing the type of material to be used to manufacture the structure and determining the propulsion power necessary to take off and position a rocket with a defined pilot and mass outside Earth's orbit. In addition, an analysis has been carried out by comparing the components currently used in the other systems considered in the study, such as the communication and the ergonomic systems. Furthermore, the energy consumption of the whole system has been determined and a proposal has been analysed to obtain a model of electricity supply while the ship is in space, allowing to increase the active time of autonomy of the whole in a sustainable way from solar panels. Finally, a dynamic simulation of the take-off manoeuvre has been carried out in the Openmodelica's software with this simplified system.

Índex de continguts

1. Introducció	7
1.1. Antecedents	7
1.2. Motivacions	7
1.3. Objectius del projecte	8
1.4. Metodologia i estructura del treball	8
1.5. Normatives aplicables	9
2. Conceptes teòrics	10
2.1. Definició de vehicle espacial orbital	10
2.2. Tipus de vehicles espacials	11
2.3. Principis bàsics de la gravitació i la dinàmica orbital	13
2.4. Requeriments tècnics per realitzar vols tripulats	16
3. Definició dels objectius del disseny	17
3.1. Especificacions de la missió	17
3.1.1. Tipus de missió	18
3.1.2. Maniobres a realitzar	18
3.2. Consideracions del vol	19
3.2.1. Llistat d'elements amb massa no negligible	19
3.2.2. Autonomia i duració de la missió	19
3.2.3. Requeriments del sistema de propulsió i energia	20
4. Disseny del prototip	20
4.1. Sistema estructural	20
4.1.1. Selecció de materials	20
4.1.2. Configuració estructural i layout intern	23
4.2. Sistema de propulsió	23
4.2.1. Selecció del tipus de propulsió	23
4.2.2. Dipòsits d'emmagatzematge del combustible	24
4.2.3. Sistemes de control d'altitud i maniobra en òrbita	24
4.2.4. Càlculs teòrics de la potència de propulsió	25
4.3. Sistemes de comunicació i navegació	27
4.3.1. Descripció del sistema de comunicació	27
4.3.2. Descripció del sistema de navegació	28
4.4. Sistemes d'energia	28
4.4.1. Tipus de sistemes de subministrament d'energia incorporats	28
4.4.2. Sistema de monitoratge	29
4.4.3. Sistema de control tèrmic	30
4.4.4. Càlcul consum mitjà dels sistemes	31
4.4.5. Càlcul potència elèctrica dels panells solars	32
4.5. Sistemes de suport vital i habitabilitat	33

4.5.1.	Control ambiental i regulació de gasos	33
4.5.2.	Gestió de recursos hídrics i alimentaris	33
4.5.3.	Sistemes de gestió de residus	34
5.	Simulació del prototip 3D del coet	34
6.	Anàlisi i discussió dels resultats	36
7.	Protocols d'emergència i recuperació	37
8.	Conclusions	37
9.	Futures línies d'investigació i desenvolupament	38
10.	Referències bibliogràfiques	38
11.	Annexos	42
11.1.	Glossari	42
11.2.	Codi de programació per a la simulació i gràfiques obtingudes	43
11.3.	Llistat de normatives aplicades	46

Índex de figures

Fig. 1:	Imatge d'un coet sortint a l'espai. Font: (3DSculptor, 2015)	10
Fig. 2:	Esquema de la propulsió d'un coet. Font: (California Academy of Science, 2015)	11
Fig. 3:	Imatge del satèl·lit METEOSAT de 3a Generació. Font: (Carril, 2008)	12
Fig. 4:	Imatge nau espacial. Font: (Sciepro, 2016)	12
Fig. 5:	Imatge d'una sonda espacial. Font: (Bautista, 2022)	12
Fig. 6:	Imatge d'un transbordador espacial transportant una nau espacial tripulada. Font: (Soler Arnedo, 2017)	13
Fig. 7:	Esquema acceleració lineal i angular. Font: (Franco Garcia, 2010)	15
Fig. 8:	Imatge d'un Thruster d'efecte Hall. Font: (Escobar Anton, 2015)	25
Fig. 9:	Esquema comunicacions entre la Terra i vehicle espacial. Font: (D. Stojce, 2019)	27
Fig. 10:	Imatge Bateria de ió-liti. Font: (AUTOSOLAR, 2024a)	29
Fig. 11:	Imatge Panell Solar Fotovoltaic. Font: (AUTOSOLAR, 2024b)	29
Fig. 12:	Imatge d'un diferencial bipolar rearmable. Font: (Leroy Merlin, 2024)	30
Fig. 13:	Esquema funcionament d'una bomba de calor. Font: (PabloWind, 2024)	30
Fig. 14:	Gràfica altitud coet en 570 segons. Font: Openmodelica	35
Fig. 15:	Gràfica alçada del coet quan arriba a l'alçada objectiva. Font: Openmodelica	35
Fig. 16:	Gràfica del sistema de propulsió actiu en funció del temps. Font: Openmodelica	44
Fig. 17:	Gràfica de l'impuls net en funció del temps. Font: Openmodelica	44
Fig. 18:	Gràfica de l'acceleració en funció del temps. Font: Openmodelica	44
Fig. 19:	Gràfica de l'acceleració de la gravetat que actua en el coet. Font: Openmodelica	45
Fig. 20:	Gràfica de la variació de massa en la maniobra de l'enlairament. Font: Openmodelica	45
Fig. 21:	Gràfica de la variació de la quantitat de combustible disponible respecte el temps. Font: Openmodelica	45
Fig. 22:	Gràfica de la velocitat en funció del temps. Font: Openmodelica	46

Índex de taules

<i>Taula 1: Composició química Acer AISI 316L. Font: (EUOPER UNIENDO SOLUCIONES, s. f.)</i>	21
<i>Taula 2: Composició química Alumini 7050. Font: (Alloys International INC, s. f.)</i>	21
<i>Taula 3: Propietats mecàniques de l'acer inoxidable AISI 316L. Font: SolidWorks Library</i>	22
<i>Taula 4: Propietats mecàniques de l'Alumini 7050-T7651. Font: SolidWorks Library</i>	22
<i>Taula 5: Masses definides pels elements interns del coet</i>	23
<i>Taula 6: Tecnologies existents de propulsió i usos característics d'aquests. Font: (Plataforma Aeroespacial Española, 2010)</i>	24
<i>Taula 7: Bandes de radio freqüència. Font: (NASA, 2024)</i>	28
<i>Taula 8: Consum i rendiment dels equips</i>	31

Índex d'equacions

<i>Equació 1: Fórmula per determinar la massa total del coet</i>	13
<i>Equació 2: Fórmula per determinar la massa útil del coet</i>	14
<i>Equació 3: Fórmula per determinar la velocitat en funció del temps</i>	14
<i>Equació 4: Fórmula per determinar la velocitat angular en funció del temps</i>	14
<i>Equació 5: Fórmula per determinar l'acceleració lineal en funció del temps</i>	14
<i>Equació 6: Fórmula per determinar l'acceleració angular en funció del temps</i>	14
<i>Equació 7: Segona Llei de Newton, definició d'una força</i>	15
<i>Equació 8: Llei de la Constant Gravitatòria de Newton</i>	15
<i>Equació 9: Fórmula per determinar la potència</i>	15
<i>Equació 10: Fórmula de l'Energia Potencial Gravitatòria</i>	15
<i>Equació 11: Fórmula per determinar la potència a partir de l'energia</i>	16
<i>Equació 12: Fórmula general per determinar el rendiment d'un sistema</i>	16
<i>Equació 13: Fórmula per determinar la velocitat d'escapament</i>	26
<i>Equació 14: Fórmula per determinar la força de propulsió a partir de la velocitat d'escapament i el consum de combustible. Font: (Martin, 2022)</i>	26
<i>Equació 15: Fórmula per determinar la potència màxima de tots els panells</i>	32
<i>Equació 16: Fórmula per determinar temps de càrrega en situació de consum màxim constant.</i>	32
<i>Equació 17: Conjunt de fórmules del codi de la simulació. Font: (García Céspedes, 2023a)</i>	34

1. Introducció

En aquest treball es detalla el procediment que s'ha efectuat per a dissenyar de forma numèrica la geometria d'un vehicle aeri tripulat. Per a realitzar aquest procés s'han tingut en compte diversos conceptes i variables físiques i regulacions en l'àmbit internacional de les institucions oficials del sector espacial.

Cal aclarir que en aquest estudi s'han realitzat consideracions i simplificacions i en cas d'aplicació a cas real s'haurien de revisar totes les variables que repercuteixen en el disseny d'un coet a escala real.

1.1. Antecedents

En els últims cinc anys, el sector espacial ha resultat estar en un creixement exponencial a escala mundial, però, sobretot europeu. Això, principalment ha estat possible gràcies a l'evolució tecnològica i a l'increment en l'interès i l'economia invertida d'empreses privades en el sector espacial (del Monte, 2024).

Després de l'anomenada carrera espacial per a determinar quina potència mundial seria la primera a arribar a la Lluna, van succeir grans avenços en el disseny de vehicles aeris amb la capacitat de sortir i maniobrar fora l'òrbita terrestre, tal com va succeir amb el desenvolupament de l'Estació Espacial Internacional, a on van participar cinc agències espacials diferents.

Adicionalment, a causa de l'augment significativament notable, per part de la població, de la preocupació en l'àmbit mundial de l'escalfament global en les últimes dècades, el sector espacial ha esdevingut una de les àrees a on s'han realitzat més avenços en els aspectes científics i tecnològics (del Monte, 2024). En són exemples els sistemes automatitzats i controlats per intel·ligència artificial, que també s'apliquen en els vehicles terrestres actuals.

1.2. Motivacions

La motivació principal per a la realització d'aquest Treball de Final de Grau és l'interès personal en el sector espacial per part de l'autor. S'ha considerat fer una recopilació de tota la informació respecte als avenços tecnològics que han succeït recentment en el món amb la finalitat de poder utilitzar tota la informació redactada en aquest informe com a manual per a, en un hipotètic futur, realitzar un prototip a escala que sigui completament funcional per realitzar diversos tipus de missions. Tanmateix, s'ha volgut comprovar que el model compleixi amb tot el conjunt de normatives aplicables que en data de la redacció d'aquest projecte són vigents i, per tant, essent possible homologar i certificar la viabilitat del model sense cap risc de fallida. Per això, cal deixar indicat que s'hauria de, prèviament, realitzar el conjunt de proves de seguretat per a garantir que el model empíric les supera i així comprovar realment que el vehicle és apte.

1.3. Objectius del projecte

L'objectiu principal d'aquest treball és calcular, aplicant el conjunt de normatives vigents que en un cas real s'haurien de seguir, un predisseny conceptual d'un vehicle orbital tripulat. Aquest vehicle, en el suposat d'aplicar les consideracions teòriques a la pràctica, seria completament autònom, essent capaç, un cop estant en òrbita, de continuar una maniobra sense cap manipulació externa, fiable, amb un factor de fiabilitat a l'hora d'enlairar i de realitzar qualsevol maniobra suficient i, finalment, completament funcional, amb la capacitat d'efectuar missions fora l'òrbita terrestre.

Adicionalment, s'ha desitjat determinar els requisits tècnics que s'haurien de complir segons el que regeixen les normatives anomenades al següent punt per a tota la part estructural del prototip, els sistemes de suport vital i el sistema de propulsió. A més, s'ha definit un prototip d'esquema de connexions dels principals elements de comunicació que s'han definit en el procés i s'ha avaluat la fiabilitat de tot el conjunt i dels riscos de les tecnologies que s'han emprat per al disseny preliminar.

Finalment, es proporciona un conjunt d'indicacions per tal de garantir seguretat dels tripulants i del mateix vehicle i també s'han afegit unes propostes de millora com a anotació per a la possible construcció futura d'aquest model físic.

1.4. Metodologia i estructura del treball

Per a la realització d'aquest estudi s'ha realitzat, principalment, una revisió bibliogràfica de les regulacions oficials vigents, a la data de la realització d'aquest informe, de llibres i d'articles científics. El conjunt de normatives consultades es troba especificat a l'annex corresponent, a banda de les citacions d'aquestes fonts que apareixen a les referències bibliogràfiques.

L'estructura del treball s'organitza en les fases especificades a continuació.

En primer lloc, s'ha fet una breu descripció dels principis físics i dels conceptes teòrics que interactuen en aquest estudi per tal d'aclarir i contextualitzar a l'usuari que es trobi analitzant aquest informe.

En segon lloc, s'ha definit l'objectiu de la missió, juntament amb tots els requisits i limitacions tècniques que el prototip ha de superar prèviament, tant a escala funcional com ergonòmica i de fiabilitat per assegurar la viabilitat d'aquest.

En tercer lloc, s'ha efectuat un anàlisi dels objectius de la missió i dels requisits que s'han de contemplar per a validar el disseny del model.

En quart lloc, s'han definit les especificacions dels sistemes considerats per a confeccionar el disseny teòric del model, indicats en el llistat següent:

1. Definició del sistema estructural del coet, especificant els requisits tècnics que han de complir els materials que l'han de conformar i la distribució geomètrica del cos.

2. Definició del sistema de propulsió, on s'han analitzat els diferents tipus de combustibles aplicables actualment i s'ha determinat la quantitat de combustible necessari per a fer enlairar el coet, emmagatzemat en un tanc de combustible.
3. Definició del sistema de comunicació i navegació a instal·lar al coet.
4. Definició del sistema de gestió de l'energia, on s'ha estudiat el sistema a implantar per a la generació de l'energia, el seu sistema de monitoratge i la demanda energètica del conjunt de components que el formen.
5. Definició dels sistemes de suport vital i d'habilitat que s'haurien d'implementar segons el criteri aplicable de les normatives vigents.

En cinquè lloc, s'ha simulat el model en el programa Openmodelica amb les característiques que hauria de tenir el prototip per a assolir les competències designades en aquest estudi i els valors obtinguts i s'ha comprovat l'altitud que experimentaria el cos un cop iniciat el sistema de propulsió.

En sisè lloc, s'han analitzat els resultats obtinguts de la simulació i s'ha fet una discussió de les consideracions de l'estudi.

En setè lloc, s'ha avaluat el conjunt de riscos identificables en el transcurs de la missió definida del vehicle a on s'especifiquen diverses mesures per a la mitigació dels efectes causats per aquests i s'han proporcionat diferents propostes de millora per tal d'optimitzar les característiques i propietats del coet.

En vuitè lloc, s'ha efectuat una conclusió de tots els resultats i propostes redactades en aquest treball.

Finalment, s'ha redactat un punt de futures línies d'investigació i aprofundiment de coneixements perquè, en cas d'aplicar aquest estudi teòric a un real, es puguin realitzar les modificacions i consideracions necessàries.

1.5. Normatives aplicables

Com aquest treball resulta en un projecte que engloba diverses àrees, s'ha realitzat la següent classificació per tal d'agrupar-les d'una forma més visual i aclaridora.

- I. Estàndards tècnics i operacionals.
- II. Normatives de Seguretat i certificacions.
- III. Normatives de Sostenibilitat.
- IV. Normatives d'Habitabilitat i Ergonomia.
- V. Normatives Internacionals.
- VI. Normes d'Interoperabilitat i Coordinació Internacionals.

El llistat complet de les normatives que s'han tingut en compte per a la redacció d'aquest informe es troba detallat a l'Annex 11.3.

2. Conceptes teòrics

En aquest projecte s'utilitza terminologia i coneixements basats en fonaments físics i per tal de facilitar la comprensió d'aquest disseny conceptual, a continuació, s'anomenen i s'expliquen, en caràcter simplificat, els diferents conceptes que s'han de consolidar i familiaritzar prèviament. A l'annex es troba el llistat d'abreviacions i simbologia emprat.

2.1. Definició de vehicle espacial orbital

Abans d'iniciar el procés de disseny d'un coet tripulat s'ha d'entendre que caracteritza i diferencia aquest mitjà de transport, també anomenat, entre altres sinònims utilitzats en el desenvolupament de l'informe, un vehicle espacial. Un coet és un vehicle capaç de variar la seva posició física relativa a un punt en un medi aeri, és a dir, pot no estar en contacte amb una superfície sòlida per tal de desplaçar-se un diferencial de moviment determinat en qualsevol dels tres eixos.



Fig. 1: Imatge d'un coet sortint a l'espai. Font: (3DSculptor, 2015)

Un coet està definit, de forma simplificada, per diferents seccions, a on es troben tots els sistemes que el defineixen, com són el sistema de comunicacions, de propulsions i d'emergències, entre altres.

El funcionament d'un vehicle d'aquestes característiques està definit per un sistema de propulsió amb la capacitat de proporcionar un increment de quantitat de moviment posicionat al pla perpendicular al pla ubicat al punt més extern dels motors i, aplicant la tercera Llei de Newton, explicada més endavant, el cos rep un impuls que permet el desplaçament en la mateixa direcció però en sentit oposat al sentit de la propulsió.

Aquest procediment s'acostuma a dividir en diverses fases amb l'objectiu de reduir la massa total que tindria el coet un cop posicionat fora l'òrbita terrestre. També, cal destacar que el fet de no reduir la massa produiria més complexitat per a la realització de maniobres de rotació i translació al buit. Així doncs, la secció ubicada en la part superior és l'anomenada càrrega útil del coet, a on s'ubiquen els tripulants, les zones habitables i les de control del vehicle.

A continuació, es proporciona un esquema visual de la divisió de les fases de la propulsió d'un vehicle espacial.

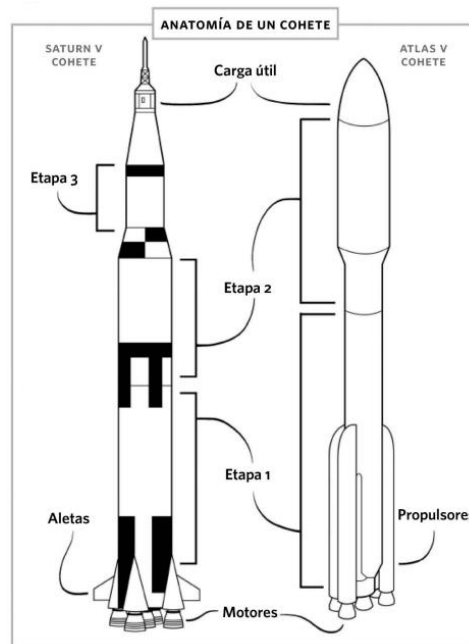


Fig. 2: Esquema de la propulsió d'un coet. Font: (California Academy of Science, 2015)

En aquest diagrama es pot apreciar la diferenciació de tres etapes de propulsió per a fer possible l'enlairament del coet. La distribució d'aquesta figura és només un exemple, ja que el seccionament no ha de ser necessàriament idèntic al mostrat i depenent del tipus de vehicle espacial que es desitja fabricar i/o la finalitat d'aquest es poden realitzar variacions a la geometria per optimitzar i adaptar el sistema estructural i les propietats físiques a les necessitats requerides.

2.2. Tipus de vehicles espacials

Actualment, existeixen quatre diferents tipus de vehicles orbitals, que es poden classificar segons la funcionalitat i la missió d'aquests fora de l'òrbita terrestre (Soler Arnedo, 2017). A continuació es detallen les principals distincions de vehicles espacials existents i la missió específica que aborda cada tipus.

Per un costat es troben els satèl·lits o radars espacials, que poden orbitar un cos, com podria ser la pròpia Terra, amb la finalitat d'obtenir informació a partir de les dades captades pels receptors que porten integrats al seu sistema estructural. En són exemples els radars meteorològics, que proporcionen el posicionament dels diferents fenòmens atmosfèrics existents a l'atmosfera terrestre, així com les precipitacions. Posteriorment, s'analitzen d'aquestes dades i del comportament dels conjunts i en funció d'aquest es proporciona a la població la previsió meteorològica en els diferents territoris del planeta.

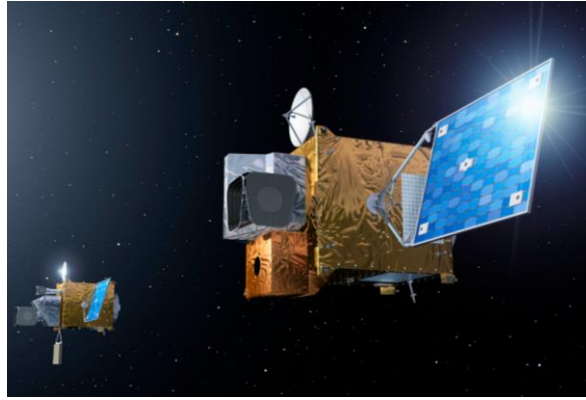


Fig. 3: Imatge del satèl·lit METEOSAT de 3a Generació. Font: (Carril, 2008)

Per altra banda, existeixen les naus espacials tripulades, que és el tipus de vehicle espacial estudiat en aquest projecte. Aquesta classe es caracteritza pel factor d'incorporar, com a mínim, un tripulant dintre de l'estructura amb la capacitat de realitzar diferents maniobres a l'espai. Els objectius principals de les naus espacials són la investigació i el desplaçament de la tripulació o subministra a una localització situada fora de l'òrbita terrestre, ja sigui a un altre vehicle espacial, una instal·lació creada i ubicada a l'espai, com seria el cas de l'Estació Espacial Internacional, o un altre planeta o satèl·lit.



Fig. 4: Imatge nau espacial. Font: (Sciepro, 2016)

Amb els objectius principals similars al de les naus espacials es troben les sondes espacials. Aquestes es diferencien per estar programades i controlades de forma robòtica i, per tant, no són vehicles que disposin d'una tripulació activa a l'interior. També s'utilitzen per a explorar sectors de l'espai i realitzar investigacions.



Fig. 5: Imatge d'una sonda espacial. Font: (Bautista, 2022)

En últim lloc, es troba un tipus de vehicle espacial que té la funcionalitat principal d'enlairar les altres variants esmentades anteriorment, anomenat transbordador espacial. Aquests no acostumen a realitzar maniobres de rotació i/o translació, ja que un cop han posicionat el vehicle en l'òrbita desitjada o l'han elevat fins al punt en què poden realitzar maniobres de forma autònoma es desacoblen i retornen a la superfície des d'on s'ha realitzat l'enlairament, ocasionant en un cos no recuperable ni reutilitzable.

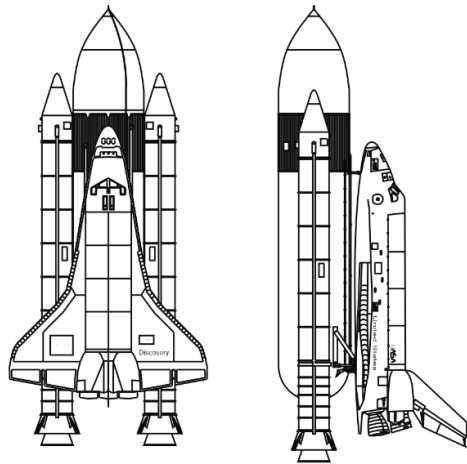


Fig. 6: Imatge d'un transbordador espacial transportant una nau espacial tripulada. Font: (Soler Arnedo, 2017)

2.3. Principis bàsics de la gravitació i la dinàmica orbital

Per entendre el funcionament d'un cos a l'espai inicialment s'han d'aplicar diversos principis físics, tot i que en aquest treball s'ha aplicat un conjunt disminuït i simplificat per a facilitar els càlculs de dimensionament del model numèric. A continuació, es detallen les equacions que s'han utilitzat per a realitzar el disseny del sistema estructural, del sistema de propulsió i de la gestió d'energia del coet tripulat.

En primer lloc, es detalla una descripció de les variables a tenir en compte per determinar els paràmetres de desplaçament del coet.

La primera variable a tenir en compte és la càrrega total del coet. Per determinar-la es realitza el sumatori de totes les masses que apareixen integrades al cos. L'equació utilitzada és la següent:

$$m_{total} = \sum_{i=0}^n m_i$$

Equació 1: Fórmula per determinar la massa total del coet

On n representa el nombre d'elements amb massa no negligible que formen tot el cos de la nau espacial.

Cal destacar que no s'ha de confondre la massa total i la massa útil del coet. La total serveix per a determinar la potència necessària de la primera fase del sistema de propulsió.

A diferència de la massa útil, a on s'aplica el sumatori del conjunt de masses considerades no negligibles dels sistemes integrats en la secció útil de la nau espacial i la massa amb què es calculen els desplaçaments efectuats en cada maniobra posterior a l'enlairament i el posicionament en òrbita de la nau. Per determinar-la, s'utilitza la següent equació:

$$m_{\text{útil}} = \sum_{i=0}^c m_i$$

Equació 2: Fórmula per determinar la massa útil del coet

On c equival al nombre de masses considerades no negligibles de la secció final del coet.

La segona variable és la velocitat lineal, definida per la variació de posició en funció d'una variació de temps, donant com a resultat:

$$v = \frac{\Delta x}{\Delta t}$$

Equació 3: Fórmula per determinar la velocitat en funció del temps

Aquesta velocitat es pot determinar per components en qualsevol dels tres eixos cardinals, tot i que en aquest estudi s'han realitzat simplificacions i s'ha considerat el desplaçament en un pla xy .

La tercera variable és la velocitat angular, que es troba definida per la variació d'angle respecte d'un punt en funció d'una diferència temporal.

$$\dot{\alpha} = \frac{\Delta \alpha}{\Delta t}$$

Equació 4: Fórmula per determinar la velocitat angular en funció del temps

La quarta variable a definir és l'acceleració lineal, que es determina a partir de l'increment de velocitat lineal en un període de temps.

$$\ddot{x} = \frac{\Delta v}{\Delta t}$$

Equació 5: Fórmula per determinar l'acceleració lineal en funció del temps

La cinquena variable és l'acceleració angular, determinada per l'increment de la velocitat angular en funció d'un increment de temps.

$$\ddot{\alpha} = \frac{\Delta \dot{\alpha}}{\Delta t}$$

Equació 6: Fórmula per determinar l'acceleració angular en funció del temps

En funció de la direcció i sentit les acceleracions poden ser centrípetes o centrífugues, en el cas de l'acceleració, i radials o tangencials, en el cas de l'acceleració angular. En cada cas es determina un resultat numèric i conceptual diferent. Depenent del que es desitja calcular s'utilitza cada variable.

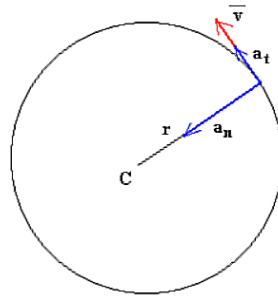


Fig. 7: Esquema acceleració lineal i angular. Font: (Franco Garcia, 2010)

En segon lloc, es detallen les equacions emprades per a determinar la potència de propulsió. Per determinar-la existeixen diferents rutes, ambdues explicades a continuació.

La primera forma per determinar la potència és mitjançant forces, on s'apliquen les equacions de Newton i es determina la potència en funció del producte de la força resultant.

La primera variable és la força, definida en la segona Llei de Newton:

$$F = m \cdot a$$

Equació 7: Segona Llei de Newton, definició d'una força

En aquest cas, l'acceleració és l'efecte d'atracció del planeta Terra a un cos, que se simplifica amb la demostració empírica que es determina a partir de la Llei de la Constant Gravitatòria de Newton:

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

Equació 8: Llei de la Constant Gravitatòria de Newton

On:

1. F és la força que pateix el cos.
2. G és la Constant Universal Gravitacional de Newton.
3. m és la massa del cos.
4. M és la massa del planeta, en el cas estudiat el planeta Terra.
5. r és la distància entre el centre de gravetat del planeta i el centre de gravetat del coet.

La potència es determina doncs a partir de la següent equació:

$$P = F \cdot v$$

Equació 9: Fórmula per determinar la potència

L'altra metodologia és mitjançant el teorema de l'energia potencial gravitatòria, que es determina a partir del producte de la massa per l'acceleració centrípeta que pateix per part de l'atracció del planeta i la variació d'alçada respecte del punt inicial.

$$E_p = m \cdot g \cdot \Delta h$$

Equació 10: Fórmula de l'Energia Potencial Gravitatòria

En aquesta equació, g equival a l'acceleració centrípeta que exerceix el planeta Terra al cos quan es troba a la superfície. Aquest paràmetre varia depenent de la distància del cos estudiat al

centre del planeta, aplicant l'Equació 8, tot i que empíricament es troba simplificat, considerant $g = 9,81 \text{ m/s}^2$.

Llavors la potència es calcula amb el quocient de l'energia resultant amb un increment de temps.

$$P = \frac{E}{\Delta t}$$

Equació 11: Fórmula per determinar la potència a partir de l'energia

L'aplicació d'aquestes equacions per a l'obtenció de la potència de propulsió equivaldrien a un hipotètic cas en què no hi interactua cap altra variable, per corregir aquesta situació i aproximar d'una forma més real el resultat s'han aplicat factors de seguretat, que es troben especificats en el detall del disseny de cada sistema considerat. Això és degut a la particularitat de cada sistema i de les consideracions que s'apliquen per al dimensionament de cadascun dels components que forma cada conjunt.

Finalment, en aquest estudi s'ha fet una anàlisi d'eficiència del conjunt, a on el principal fonament d'aquest càlcul ve determinat per la següent equació:

$$\eta = \frac{\text{Útil}}{\text{Consumit}}$$

Equació 12: Fórmula general per determinar el rendiment d'un sistema

Utilitzant aquesta fórmula es troba també les fuites d'energia que apareixen en forma de dissipació d'energia o calor.

2.4. Requeriments tècnics per realitzar vols tripulats

A partir del conjunt de normatives vigents per part de l'ESA i l'ISO, que en cas de realitzar el prototip en Europa s'haurien de comprovar, s'ha realitzat el següent llistat de requisits de solvència tècnica que s'han de verificar per a considerar el disseny vàlid.

El primer aspecte que cal verificar són els sistemes de seguretat i fiabilitat que s'han d'implantar al coet.

En primer lloc, i per evitar el risc de fuites o fins i tot explosions, el tipus de material que s'utilitza per a cada component de la nau és un factor clau per a assegurar el correcte desenvolupament del disseny, sobretot en els elements estructurals que conformen el xassís del vehicle espacial. Per això, s'han d'escollir materials que garanteixin que suportaran els efectes als quals estaran sotmesos a causa de la missió a la qual estigui destinada.

En segon lloc, s'ha de disposar d'un desenvolupat pla de detecció de riscos i, conjuntament d'un pla d'emergència amb protocols ben definits i que garanteixin la supervivència de la tripulació i la nau.

El segon aspecte a verificar és el sistema de gestió de recursos, entre els quals es troben l'aigua, l'alimentació i tota classe d'elements d'higiene que es consideren de necessitat per a la tripulació. Depenent del tipus de missió, s'ha de garantir que es disposa de la quantitat

necessària d'aquests subministraments i en cas d'incident, es disposa d'una quantitat auxiliar d'aprovisionament i combustible per a poder sobreviure.

Cal indicar que per a realitzar l'informe d'aquesta missió s'han revisat normatives també de la NASA. Això és pel fet que, per una banda, l'empresa disposa d'una considerable rellevància dintre del sector espacial i per l'altra banda, tal com va declarar Rafel Jorda Siquier, CEO de l'empresa OpenCosmos en el congrés "*New Space Economy Congress 2024*", pel nivell de regulacions que s'apliquen en Europa, indicant que actualment és més factible realitzar el prototip real en els Estats Units.

3. Definició dels objectius del disseny

L'objectiu d'aquest prototip matemàtic és realitzar un model que físicament sigui possible de fabricar, complint amb un conjunt considerable de normatives vigents aplicables i que sigui viable per a realitzar la missió que es defineix en el següent punt, incorporant a un tripulant en l'interior de la nau.

Adicionalment, s'ha proporcionat la informació per a definir altres sistemes del vehicle, no només l'estructural, que s'han considerat rellevants per al disseny, com les propietats que hauria de tenir l'habitacle i els sistemes de comunicació per reduir els riscos potencials d'esdevenir un incident en el transcurs de la missió.

3.1. Especificacions de la missió

En aquesta missió s'ha realitzat una simplificació del conjunt de maniobres que s'haurien de considerar en un cas real. Així doncs, s'ha detallat el conjunt de fases que comporta la missió, des de l'enlairament fins a l'aterratge.

La fase inicial és la d'enlairament, a on s'activarà la fase de propulsió del conjunt fins a sortir de l'òrbita terrestre per a efectuar la separació d'aquesta primera secció.

La següent fase és la d'activar la segona etapa de propulsió i efectuar la maniobra de rotació, a on el coet ha d'efectuar diferents desplaçaments, tant lineals com angulars per a verificar el correcte disseny del sistema de propulsió. Aquesta etapa es considera vàlida per a un termini mínim de 24 hores fora de l'òrbita terrestre.

Un cop finalitzada la segona fase de la missió, la nau s'ha de posicionar en direcció al planeta Terra i es prepararà per a iniciar la penúltima etapa de la missió.

A continuació, s'ubica la fase de tornada, a on s'activen els propulsors principals de la nau per tal d'entrar un altre cop en l'atmosfera terrestre i, en arribar a l'altura crítica per a aterrar de forma segura, es posaria en marxa la maniobra d'aterrament.

Finalment, es troba la fase d'aterrament, a on s'activa el sistema d'aterratge, el coet torna a la superfície terrestre de forma controlada i el pilot surt de la nau.

En els següents punts, es detalla la classificació d'aquesta missió i les maniobres que impliquen la realització d'aquesta. Per a la validació del disseny, la nau ha de ser capaç de superar la missió amb èxit i sense comprometre la vida i salut del pilot.

3.1.1. Tipus de missió

El tipus de missió que s'ha considerat per a la realització d'aquest informe s'ha classificat segons 3 diferents àmbits:

1. Durada de la missió.

La missió es considera de curta durada ja que el temps que s'estima per a completar-la és de dos dies com a màxim, temps relativament curt en comparació amb missions d'exploració espacial.

2. Òrbita objectiva.

Com en aquest procés només es considera sortir de l'òrbita terrestre i no s'ha considerat arribar a un punt concret de l'espai o fins a un altre cos espacial, la missió se situa en una òrbita baixa (Ospina Contreras & Roldán Torres, 2019a), és a dir, l'altitud objectiva serà el radi del planeta Terra.

3. Tripulació del coet.

La tripulació que s'ha considerat és d'una persona, que serà el pilot i l'encarregat de supervisar i realitzar els canvis de fase de forma manual.

3.1.2. Maniobres a realitzar

Les maniobres que s'han tingut en compte per a la realització de la missió són les definides a continuació:

1. Maniobra de propulsió, utilitzada en l'enlairament, el desplaçament en l'òrbita i la tornada.

Maniobra de rotació, formada per un sistema de propulsions que fan possible el desplaçament angular de 180° respecte del centre de gravetat de la nau en la segona fase de la missió.

2. Maniobra d'aterrament, que s'activa al final de la missió i que permet posicionar de forma segura la nau i aterrar en la superfície terrestre sense xocar amb cap altre cos, assegurant la supervivència del pilot.

Per aquest estudi s'ha estudiat només la situació en la maniobra d'enlairament i s'ha determinat un factor de seguretat per a cobrir la demanda de combustible per a la resta de maniobres de la missió.

3.2. Consideracions del vol

En aquest punt es detalla el conjunt de consideracions i de requisits que s'han tingut en compte per a poder validar si el coet supera la missió o no.

En primer lloc, s'ha definit el llistat d'elements que formen l'interior de la nau i que s'han considerat no negligibles per al dimensionament de l'estructura del coet.

En segon lloc, s'ha concretat el temps d'autonomia del coet amb un factor de seguretat temporal, per a disposar d'una quantitat superior de combustible respecte de la necessària per a què, en cas d'incidència, augmentar la probabilitat de supervivència del pilot i la nau.

En tercer i últim lloc, s'han analitzat els requisits del sistema de propulsió que incorpora el coet, juntament amb el sistema de rotació, per a permetre el desplaçament lineal i angular d'aquest en l'espai.

3.2.1. Llistat d'elements amb massa no negligible

En aquest punt s'ha desenvolupat el següent llistat d'elements. Aquests són els que defineixen la potència mínima necessària del sistema de propulsió i dimensionen l'estructura del coet.

1. Tripulant.
2. Provisions, formada per aliments i aigua per al pilot.
3. Elements de la sala de comandament, així com quadres elèctrics, ordinadors, elements de comunicació.
4. Sistema de connexió de gasos i combustible format per tubs d'acer inoxidable.
5. Dipòsits de combustible plens.
6. Sistema estructural del coet, que es divideix en la secció a on se situa el sistema de propulsió per a l'enlairament i la secció principal formada pel sistema de propulsió i rotació principal.

Als apartats de disseny del sistema estructural i del sistema de propulsió s'indica la quantitat de massa definida per a cada element d'aquest llistat.

3.2.2. Autonomia i duració de la missió

Per a garantir la supervivència del pilot s'ha considerat que se sobredimensionarà la quantitat de provisions i de combustible necessària per a dur a terme la missió amb marge d'un 50% més.

En aquesta missió i d'acord amb aquesta consideració, primerament es determinarà la quantitat mínima necessària de combustible perquè el pilot pugui sobreviure els dos dies, que és el temps que s'ha considerat com a termini per a la finalització de la missió, i s'afegirà un dipòsit auxiliar de combustible i provisions perquè, en cas d'incidència, es disposi d'un dia addicional de supervivència a partir de reserves.

3.2.3. Requeriments del sistema de propulsió i energia

En aquesta missió, en comptes d'utilitzar un transbordador espacial s'ha considerat utilitzar dues fases de propulsió. La primera ha de propulsar tota la massa del coet i posicionar-lo fora de l'òrbita terrestre i la segona ha de ser capaç de desplaçar tota la massa del coet menys la massa del primer sistema de propulsió, que se separarà del cos principal un cop finalitzada la primera etapa de la missió.

La darrera ha de portar incorporat un sistema capaç de realitzar, a més del moviment lineal, desplaçaments angulars respecte del centre de masses del coet per a permetre la rectificació de la trajectòria de la nau principal i per a posicionar-lo adequadament per a la tornada.

De la mateixa forma que s'ha indicat en l'apartat anterior, la quantitat d'energia de la qual es disposarà serà la suficient per a garantir el subministrament durant tres dies des de l'inici de la missió.

4. Disseny del prototip

A continuació, s'especifiquen els càlculs realitzats per a efectuar el disseny de tots els sistemes considerats en aquest treball. Cal indicar prèviament que per a cada sistema s'han realitzat diferents hipòtesis, explicades en el desenvolupament de cada estudi.

4.1. Sistema estructural

Per a dissenyar el cos del coet s'ha realitzat una comparació entre les propietats de dos materials diferents i d'utilització comuna en el territori de desenvolupament d'aquest treball. Els materials són un aliatge d'alumini i un acer inoxidable.

Adicionalment, s'ha definit la configuració per a l'interior del vehicle, separant el mòdul principal amb el mòdul auxiliar. Al primer es troben tots els elements considerats en l'estudi i al segon s'ubica el sistema de propulsió utilitzat en l'enlairament.

4.1.1. Selecció de materials

Per a determinar el tipus de material que ha de conformar el sistema estructural s'ha realitzat una comparació entre les propietats de dos materials accessibles i disponibles, un acer inoxidable i un aliatge d'alumini.

Per una banda, s'ha analitzat la viabilitat d'aplicar l'acer inoxidable AISI 316L, que s'utilitza sovint en estructures i elements sobretot del sector alimentari i sanitari. Aquest acer es caracteritza per resistir corrosions millor que l'acer inoxidable 304 (Aceros Especiales ACES S.A., s. f.).

Per altra banda, s'ha contrastat amb l'aplicació de l'alumini 7050, que s'utilitza en el sector aeroespacial, més concretament en els bastidors i les ales dels coets (Alloys International INC, s. f.).

La comparació s'ha focalitzat en els següents aspectes:

1. Composició química.
2. Propietats mecàniques.
3. Soldabilitat.

Per a la comparació química, s'han fet servir les següents dades, extretes de catàlegs per a client de diferents proveïdors:

Calidad	C	Cr	Mo	Ni
316	≤ 0,07	16,5 - 18,5	2 - 2,5	10 - 13
316L	≤ 0,03	16,5 - 18,5	2 - 2,5	10 - 13

Taula 1: Composició química Acer AISI 316L. Font: (EUOPER UNIENDO SOLUCIONES, s. f.)

Elemento	Contenido (%)
Aluminio, Al	87.3 - 90.3
Zinc, Z	5.7 - 6.7
Cobre, Cu	2.0 - 2.6
Magnesio, Mg	1.9 - 2.6
Circonio, Zr	0.08 - 0.15
Hierro, Fe	≤ 0.15
Silicio, Si	≤ 0.12
Mangnese, Mn	≤ 0.10
Titanio, Ti	≤ 0.06
Cromo, Cr	≤ 0.04

Taula 2: Composició química Alumini 7050. Font: (Alloys International INC, s. f.)

Com es pot observar, l'alumini 7050 disposa d'una varietat més àmplia de components que el componen. En relació amb els components que tenen en comú, l'alumini disposa d'una quantitat de Crom significativament inferior que l'acer inoxidable AISI 316L.

Amb relació a la comparació envers les propietats mecàniques, s'han extret les dades dels dos materials de la llibreria del programa SolidWorks:

Propiedad	Valor	Unidades
Módulo elástico	200000	N/mm ²
Coefficiente de Poisson	0.265	N/D
Módulo cortante	82000	N/mm ²
Densidad de masa	8027	kg/m ³
Límite de tracción	485	N/mm ²
Límite de compresión		N/mm ²
Límite elástico	170	N/mm ²
Coefficiente de expansión térmica	1.65e-05	/K
Conductividad térmica	14.6	W/(m·K)
Calor específico	450	J/(kg·K)
Cociente de amortiguamiento del material		N/D

Taula 3: Propietats mecàniques de l'acer inoxidable AISI 316L. Font: SolidWorks Library

Propiedad	Valor	Unidades
Módulo elástico	72000	N/mm ²
Coefficiente de Poisson	0.33	N/D
Módulo cortante	26900	N/mm ²
Densidad de masa	2830	kg/m ³
Límite de tracción	550	N/mm ²
Límite de compresión		N/mm ²
Límite elástico	490	N/mm ²
Coefficiente de expansión térmica	2.36e-05	/K
Conductividad térmica	153	W/(m·K)
Calor específico	860	J/(kg·K)
Cociente de amortiguamiento del material		N/D

Taula 4: Propietats mecàniques de l'Alumini 7050-T7651. Font: SolidWorks Library

Primerament, comparant les dues densitats es pot apreciar com l'acer inoxidable, com és d'esperar, és un material 2.84 vegades més dens que l'alumini. Com la massa és directament proporcional a la densitat, això equival a què l'acer serà menys lleuger, per tant, equivaldria al fet que l'estructura del coet seria més pesada i com un dels principals objectius a l'hora de dissenyar i seleccionar el material per a un coet és reduir la massa per obtenir un resultat més aerodinàmic.

Seguidament, contrastant la resta de propietats físiques es pot comprovar com l'acer inoxidable disposa d'un mòdul tallant i un coeficient de Poisson superior a l'alumini. En canvi, el límit de tracció, elàstic i el mòdul elàstic són superiors en l'alumini, propietats que, a l'hora d'analitzar la fallida del material, interessa disposar de valors alts.

En últim lloc, comparant les descripcions que proporcionen els proveïdors de la soldabilitat dels diferents materials es destaca l'acer inoxidable com un material altament soldable per tota classe de mètodes, exceptuant la soldadura amb l'oxi-acetilè (Aceros Especiales ACES S.A., s. f.), i l'alumini com un material no recomanat per a soldar, per tant, s'hauria de realitzar un sistema d'unió format per elements d'ancoratge, com caragols.

4.1.2. Configuració estructural i layout intern

La configuració de la disposició interna del coet s'ha definit per mòduls. A la part superior del coet es trobarà la sala de comandaments amb el sistema de navegació, format per una pantalla i tots els components electrònics. Després, se situarà la sala principal, que incorpora el menjador i la sala de neteja. En tercer lloc, es trobarà l'habitacle, amb un llit perquè el pilot pugui descansar i a on disposarà d'un espai per a la seva higiene personal. A la part inferior del coet hi haurà la sala de controls formada per totes les vàlvules i sensors, els dipòsits de combustible, el quadre elèctric i, finalment, la comporta de sortida de la nau.

4.2. Sistema de propulsió

Per a determinar la potència de propulsió de la fase d'enlairament, d'acord amb les equacions del punt 2.3, s'han considerat els següents valors:

Element	Massa (kg)
Pilot	80
Provisions (menjar + aigua)	40
Elements sala comandament	600
Elements connexió	500

Taula 5: Masses definides pels elements interns del coet

A partir d'aquestes dades s'han definit els equips que formen el sistema de propulsió. En primer lloc, s'ha seleccionat el tipus de combustible a utilitzar, comparant entre els més comuns en l'actualitat. En segon lloc, s'ha escollit el sistema d'emmagatzematge del combustible. En tercer lloc, s'han considerat diferents sistemes de control d'actitud i maniobra per a regular el desviament durant la trajectòria. Finalment, s'ha calculat l'impuls mínim necessari per a realitzar l'enlairament.

4.2.1. Selecció del tipus de propulsió

Actualment, existeixen diferents tipus de propulsió, definits per diferents classes de combustibles, sigui químic, elèctric o gas. Per a seleccionar el tipus de combustible a aplicar per a la propulsió del coet, s'han comparat les funcions principals dels diferents tipus de combustibles utilitzats actualment. Aquestes, es troben descrites en la següent taula:

Tecnología de propulsión	Funciones				Comentarios
	Lanzamiento	Inserción en órbita	Mantenimiento de órbita y maniobra	Control de actitud	
Gas frío N ₂ , H ₂ , He			X	X	- El bajo nivel de empuje y la alta masa del sistema hacen el gas frío poco adecuado para el lanzamiento y la inserción en órbita.
Química Líquida					- Los sistemas de monopropulsantes no se usan para lanzamiento e inserción en órbita dado sus escaso rendimiento en empuje.
- Monopropulsante			X	X	- Los motores de propulsante sólido no pueden apagarse y encenderse, por lo que la regulación del empuje no es fina y su uso es complicado en maniobras de mantenimiento de órbita y nunca se usan para control de actitud.
- Bipropulsante	X	X	X	X	
Sólida	X	X	X		
Híbrida					- La precisión en la modulación del empuje en los motores híbridos es una de las razones por la que aún no han pasado las etapas de cualificación y no se usan en vuelo.
Nuclear		X	X	X	- Su uso ha sido investigado y existen prototipos, pero nunca ha sido embarcada en ninguna plataforma espacial. - Los reactores de núcleo sólido tienen posibilidades de uso a medio plazo. - Consideraciones políticas y medioambientales hacen que sus aplicaciones sean poco probables, especialmente en lanzadores.
Eléctrica					- Debido al bajísimo nivel de empuje proporcionado, su uso en lanzadores es inviable.
- Electrotérmica		X	X	X	- Las misiones se caracterizan por largos periodos de empuje continuado.
- Electromagnética		X	X	X	
- Electrostática		X	X	X	- El control de actitud es posible, pero no ha sido usado típicamente, aunque actualmente cada vez se plantea más su uso para este tipo de función.

Taula 6: Tecnologies existents de propulsió i usos característics d'aquests. Font: (Plataforma Aeroespacial Española, 2010)

Com es pot apreciar, els gasos freds es fan servir per a funcions de regulació de la trajectòria i posició del vehicle espacial. Addicionalment, els sistemes de propulsió elèctrica i nuclear són vàlids per a la inserció en òrbita dels coets. No obstant això, dintre dels combustibles químics, els bipropulsants líquids ofereixen, també, la viabilitat de realitzar l'enlairament de naus. Per tant, s'ha considerat més apropiada la utilització d'aquesta última tecnologia de propulsió.

4.2.2. Dipòsits d'emmagatzematge del combustible

El combustible s'emmagatzemarà en un dipòsit posicionat a l'interior de la nau, concretament en la sala de control, perquè quan es realitzi el canvi de fase de propulsió no s'origini cap pèrdua de quantitat de combustible.

Es disposarà d'un sistema format per vàlvules automàtiques i reguladors de pressió que obriran i tancaran els conductes pertanyents al ramal de la propulsió quan així ho requereixi el sistema i es comprovarà amb sensors de pressió que estiguin buits, eliminant el factor de rebutjar una quantitat de combustible i de residu innecessari.

Addicionalment, s'instal·larà un altre dipòsit adjacent al principal amb la reserva de combustible. En cas d'emergència, es disposarà d'un sistema format per vàlvules manuals per a obrir o tancar el circuit.

4.2.3. Sistemes de control d'altitud i maniobra en òrbita

Per a regular la trajectòria de la nau durant el vol s'ha considerat implementar propulsors elèctrics petits, també anomenats "Thrusters" (Escobar Anton, 2015). La funcionalitat d'aquests

petits propulsors és ajustar la posició de la nau per garantir seguir la ruta programada mitjançant petits impulsos. Aquests serviran també com un sistema giroscòpic amb la capacitat de rotar la nau al buit pel fet que s'ubicaran al voltant de l'estructura principal, connectats de forma independent al sistema de propulsió normal.

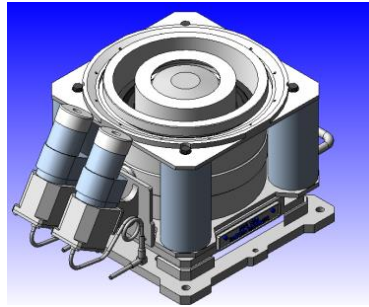


Fig. 8: Imatge d'un Thruster d'efecte Hall. Font: (Escobar Anton, 2015)

Cal destacar que es disposarà d'una quantitat considerable de rectificadors per a garantir la precisió de la rotació i que es podran activar per mitjà electrònic i manual, per part del pilot.

4.2.4. Càlculs teòrics de la potència de propulsió

Per a determinar la potència necessària del sistema de propulsió principal s'ha calculat la potència del propulsor ubicat a l'estructura secundària, que serà la més gran, ja que haurà de propulsar tot el coet, juntament amb el sistema d'enlairament que després se separa.

Amb relació a l'estructura, s'ha estimat les masses del compartiment principal i secundari amb els següents valors:

1. Massa estructura principal del coet: 2.500 kg.
2. Massa estructura secundària del coet: 500 kg.

Per a calcular la potència de propulsió per a tot el coet, s'ha aplicat primer l'Equació 1 de la teoria, a on:

$$m_{total} = m_{pilot} + m_{prov} + m_{el. \text{ sala comand.}} + m_{el. \text{ con.}} + m_{estr. \text{ principal}} + m_{estr. \text{ secundaria}}$$

$$m_{total} = 84 + 40 + 600 + 500 + 2500 + 500$$

$$m_{total} = 4.224 \text{ kg}$$

Com s'ha indicat a la introducció d'aquest treball, amb l'objectiu d'aproximar els valors teòrics s'ha utilitzat un factor de seguretat d'1,8 vegades el valor de la massa total:

$$m_{total \text{ FS}} = m_{total} \cdot 1,8$$

$$m_{total \text{ FS}} = 4.224 \text{ kg} \cdot 1,8$$

$$m_{total \text{ FS}} = 7.603,2 \text{ kg}$$

A continuació, s'ha fet servir l'Equació 7 per determinar la força de propulsió que ha d'exercir el sistema:

$$F_{propulsió} = 7.603,2 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2} = 74.587,392 \text{ N}$$

Un cop obtingut aquest valor, per a realitzar la simulació en el programa Openmodelica s'ha determinat el combustible necessari per a sortir de l'òrbita terrestre, que és la maniobra crítica de la missió i a on es requereix la major quantitat de recursos.

En primer lloc, aplicant el teorema de conservació de l'energia es troba la velocitat d'escapament necessària del planeta Terra, que es determina a partir de la següent equació:

$$v_{\text{escapament}} = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M}{R}}$$

Equació 13: Fórmula per determinar la velocitat d'escapament

On:

1. G és la Constant Universal Gravitacional de Newton, que val $6,672 \cdot 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$ (Swift Mission Education and Public Outreach, 2022).
2. M és la massa del planeta, en el cas estudiat el planeta Terra, que és de $5,972 \cdot 10^{24} \text{ kg}$ (Elcacho, 2022).
3. R és el radi del planeta, que és 6.378 km (López Sancho et al., 2007).

Llavors per a determinar la velocitat d'escapament d'un cos per al planeta Terra és:

$$v_{\text{escapament}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6,672 \cdot 10^{-11} \frac{\text{Nm}^2}{\text{kg}^2} \cdot 5,972 \cdot 10^{24} \text{ kg}}{6.378.000 \text{ m}}}$$

$$v_{\text{escapament}} = 11.177,91 \text{ m/s}$$

En segon lloc, s'utilitza la següent definició de la força de propulsió:

$$F_{\text{propulsió}} = v_{\text{escapament}} \cdot \dot{m}_{\text{combustible}}$$

Equació 14: Fórmula per determinar la força de propulsió a partir de la velocitat d'escapament i el consum de combustible. Font: (Martin, 2022)

On $\dot{m}_{\text{combustible}}$ equival al consum de combustible en quilograms per segon.

Aïllant aquest paràmetre de l'equació s'obté el consum de combustible:

$$\dot{m}_{\text{combustible}} = \frac{F_{\text{propulsió}}}{v_{\text{escapament}}}$$

$$\dot{m}_{\text{combustible}} = \frac{74.587,392 \text{ N}}{11.177,91 \text{ m/s}} = 6,67 \text{ kg/s}$$

En tercer lloc, s'ha calculat el temps que triga el coet a sortir del radi terrestre dividint el radi del planeta Terra entre la velocitat d'escapament:

$$t_{\text{maniobra}} = \frac{6.378.000 \text{ m}}{11.177,91 \text{ m/s}} = 570,59 \text{ s}$$

Per finalitzar, s'ha obtingut el valor del combustible necessari per a efectuar la maniobra d'enlairament i escapament de l'òrbita terrestre a partir del producte del consum de combustible i el temps de maniobra:

$$m_{combustible} = \dot{m}_{combustible} \cdot t_{maniobra}$$

$$m_{combustible} = 6,67 \text{ kg/s} \cdot 570,59 \text{ s} = 3.805,84 \text{ kg}$$

Per garantir la tornada del coet i disposar d'una quantitat addicional de combustible per cas d'incidència, s'ha considerat disposar de dues vegades el valor del combustible requerit per a la maniobra d'enlairament més un terç addicional com a reserva d'emergència, és a dir:

$$m_{TOTAL \text{ comb.}} = m_{combustible} \cdot 2 + m_{combustible} \cdot \frac{1}{3}$$

$$m_{TOTAL \text{ comb.}} = 3.805,84 \text{ kg} \cdot 2 + 3.805,84 \text{ kg} \cdot \frac{1}{3} = 8.880,29 \text{ kg}$$

4.3. Sistemes de comunicació i navegació

A continuació, s'ha detallat la descripció i característiques dels sistemes incorporats per garantir la comunicació entre el planeta Terra i la nau en tot moment i sense pèrdues d'informació. A més, s'ha descrit el sistema de navegació que s'ha d'utilitzar per assegurar que la ruta que s'està seguint és la correcta i no hi ha hagut cap errada.

4.3.1. Descripció del sistema de comunicació

La comunicació entre el planeta i el vehicle es farà mitjançant un sistema de telemetria, essent capaç l'enregistrament a temps real de la posició i comportament del vehicle i facilitant l'assistència en les maniobres crítiques efectuades durant la missió.

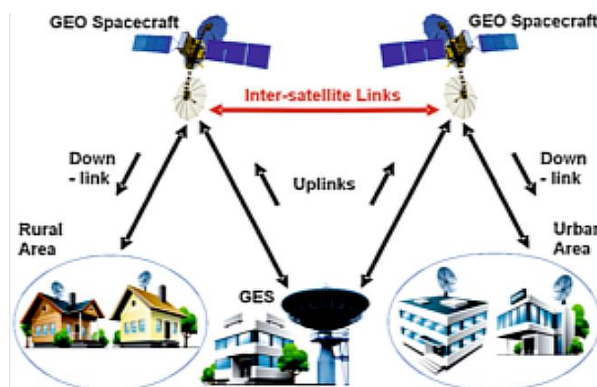


Fig. 9: Esquema comunicacions entre la Terra i vehicle espacial. Font: (D. Stojce, 2019)

Aquest sistema de telemetria utilitzarà bandes de freqüència de 145.200 kHz, també anomenades de VHF, que acostumen a ser usades per a comunicacions espacials a Espanya (Union de Radioaficionados Españoles, s. f.). El canal de veu serà bidireccional per a permetre la comunicació entre ambdues parts.

Cal remarcar que segons les normatives de la NASA, es poden fer servir radiofreqüències d'entre 300 MHz i 40 GHz, és a dir que també es podrien emprar freqüències UHF (NASA, 2024).

Table 9-1: Radio Frequency Bands	
Band	Frequency
VHF	30 to 300 MHz
UHF	300 to 1000 MHz
L	1 to 2 GHz
S	2 to 4 GHz
C	4 to 8 GHz
X	8 to 12 GHz
Ku	12 to 18 GHz
K	18 to 27 GHz
Ka	27 to 40 GHz
V	40 to 75 GHz

Taula 7: Bandes de radio freqüència. Font: (NASA, 2024)

4.3.2. Descripció del sistema de navegació

Per a realitzar la navegació en òrbita s'ha considerat la implementació d'un sistema d'orientació que es basa a identificar la posició dels astres espacials i realitzar un núvol de punts per identificar la localització de la nau respecte d'aquests punts de referència. Com a sistema auxiliar, també s'ha implementat un sistema GPS amb l'orientació respecte al Sol, per a obtenir la posició a partir de 2 sistemes diferents i així garantir una millor precisió.

4.4. Sistemes d'energia

En aquest punt s'han detallat els components que formen el sistema de subministrament d'energia per a tota la nau i els elements que consumeixen aquesta energia. També, s'ha realitzat un càlcul del consum energètic del coet i s'ha calculat la quantitat d'energia màxima que podria proporcionar la nau.

4.4.1. Tipus de sistemes de subministrament d'energia incorporats

Per a la generació d'energia s'utilitzarà una font renovable formada per bateries de ió-liti recarregables. Aquestes es caracteritzen per la seva alta densitat energètica i llarga vida útil (Duarte Cárdenas, 2024). També es faran servir panells solars model EM500-PH (AUTOSOLAR, 2024b) incorporats a l'estructura que aniran reforçades amb una capa de protecció contra el fregament o tancats i amb la possibilitat de fer-los sortir i que puguin captar les radiacions solars.



Fig. 10: Imatge Bateria de ió-liti. Font: (AUTOSOLAR, 2024a)

Per a millorar el rendiment dels panells, s'utilitzaran de tipus monocristal·lí a causa de l'eficiència superior envers els altres tipus de panells solars. Se situaran en 6 files variant les altures per a disposar de prou espai i per a no estar en contacte amb els propulsors de rotació i posicionades cada 20 graus, resultant 18 panells per fila i 108 en total.



Fig. 11: Imatge Panell Solar Fotovoltaic. Font: (AUTOSOLAR, 2024b)

4.4.2. Sistema de monitoratge

Per a analitzar i monitorar el consum d'energia s'ha considerat l'ús de sensors a les bateries i als components. Amb aquesta informació, l'usuari serà capaç de fer un seguiment de l'estat de les bateries i comprovar si hi ha una fuga o reducció de rendiment en algun punt del circuit. A més, també s'ha considerat la possibilitat de transferir les dades al centre de control de la Terra, per a poder enregistrar a distància l'estat del sistema energètic del coet.

Cal destacar que com a primera hipòtesi s'havia considerat l'ús de fusibles per a desconectar el circuit, no obstant s'ha rebutjat aquesta idea, ja que s'hauria de disposar d'una quantitat elevada de fusibles i actualment es disposa d'una tecnologia més avançada i fiable.

Com a mesura de protecció, s'utilitzarà un diferencial que actuarà en cas de sobrecàrrega o curtcircuit, desconectant els components del subministrament elèctric. És important remarcar que s'han de programar per tal de permetre l'activació de forma automàtica i, per casos d'incidència, el reinici també de forma manual.



Fig. 12: Imatge d'un diferencial bipolar rearmable. Font: (Leroy Merlin, 2024)

4.4.3. Sistema de control tèrmic

Aquest sistema s'ha considerat pel fet que en l'entorn espacial les temperatures poden arribar a ser extremes, per tant, tots els equips han d'estar protegits contra el sobreescalfament i el refredament alhora. Per a garantir la regulació de temperatura en condicions òptimes i segures s'ha incorporat un sistema de manteniment a partir d'una bomba de calor, funcionament de la qual explicada en la figura següent. Addicionalment, i com s'ha indicat en el punt del sistema estructural, es recobriran les parets internes del coet amb materials aïllants per evitar fuites.

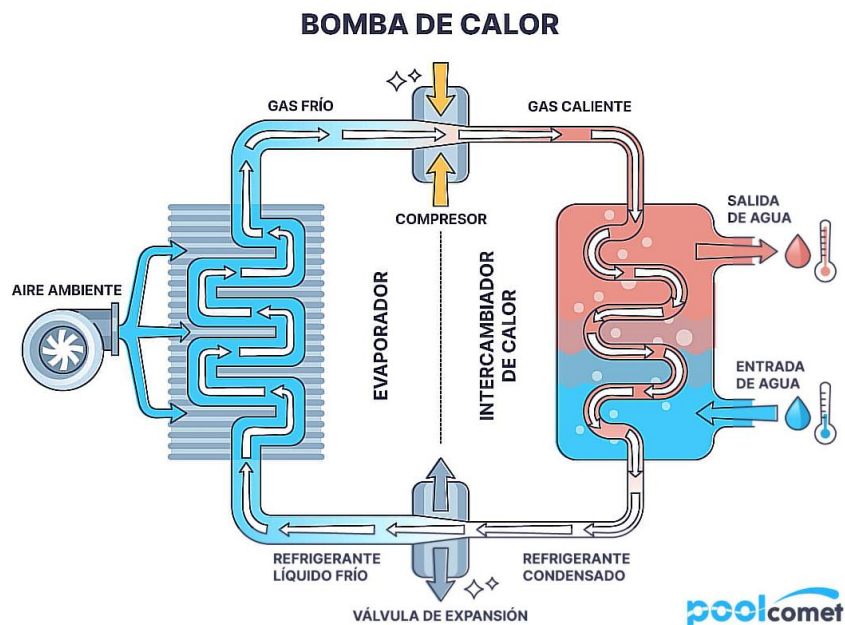


Fig. 13: Esquema funcionament d'una bomba de calor. Font: (PabloWind, 2024)

4.4.4. Càlcul consum mitjà dels sistemes

A continuació, es detallen els valors dels paràmetres utilitzats per a estimar la capacitat que ha de tenir la bateria de ió-liti per a subministrar l'energia i garantir el correcte funcionament del coet.

Per determinar el consum de tot el sistema, s'ha considerat el sistema de propulsió com la font principal de demanda energètica i s'ha fet servir un valor de referència en el mercat per les bombes de calor i els elements electrònics.

Primerament, per estimar el consum dels propulsors s'ha usat l'Equació 10 per arribar a l'alçada objectiva, que és el radi de la Terra:

$$E_{pot. grav.} = m_{total FS} \cdot g \cdot R$$

$$E_{pot. grav} = 7.603,2 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2} \cdot 6.378.000 \text{ m} = 4,76 \cdot 10^{11} \text{ J}$$

Seguidament, s'ha utilitzat l'Equació 11 per a determinar la potència útil del sistema de propulsió:

$$P_{útil} = \frac{4,76 \cdot 10^{11} \text{ J}}{570,59 \text{ s}} = 8,34 \cdot 10^8 \text{ W}$$

Per acabar, s'ha considerat el rendiment del sistema de propulsió en un 80%, llavors el consum de subministrament energètic es determina aïllant l'Equació 12:

$$P_{cons.} = \frac{P_{útil}}{\eta}$$

$$P_{cons.} = \frac{8,34 \cdot 10^8 \text{ W}}{0,80} = 1,042 \cdot 10^9 \text{ W}$$

Aquest valor representa el consum total del sistema de propulsió.

Per al consum de la resta de components s'han considerat els següents valors:

1. Consum de la bomba de calor: 390 kWh (Grupo Iberdrola, 2024).
2. Consum dels elements electrònics: 600 Wh (REPSOL, 2024)

A continuació, s'ha proporcionat una taula on apareixen els consums individuals i el conjunt demandant de tot el sistema en l'estat de màxim consum:

Element	Consum per hora
Motors + Sistema de Propulsió	$1,042 \cdot 10^9 \text{ W}$
Bomba de calor	$3,90 \cdot 10^6 \text{ W}$
Elements electrònics	600 W
TOTAL	$1,046 \cdot 10^9 \text{ W}$

Taula 8: Consum i rendiment dels equips

Aquest valor representa el consum de la nau en situació de demanda màxima d'energia.

Si es considerés el consum constant, com la missió té una durada establerta de 48 hores es necessitaria una bateria capaç de subministrar $1,046 \cdot 10^9 W$ en tot moment, és a dir que la potència de la bateria ha de ser el producte de la potència i el temps de durada de la missió:

$$P_{bateria} = 1,046 \cdot 10^9 W \cdot 48h = 5,021 \cdot 10^{10} W$$

En canvi, el consum del sistema de propulsió només serà màxim en la maniobra d'enlairament. Per tant, el valor de l'energia a subministrar per als motors és de:

$$P_{motors \text{ maniobra enlairament}} = 1,042 \cdot 10^9 W \cdot 570,59 s \cdot \frac{1h}{3600 s} = 1,65 \cdot 10^8 W$$

4.4.5. Càlcul potència elèctrica dels panells solars

Com a mesura per a poder disposar d'un subministrament addicional d'energia, s'ha calculat la potència màxima que podrien proporcionar els panells solars instal·lats en un hipotètic cas de rebre radiació solar en tots els equips alhora i en condicions STD.

Segons el catàleg, en les condicions STD, cada panell pot proporcionar fins a 500 Wp per hora, per tant, la potència màxima de subministrament seria la següent:

$$P_{màx. Total} = P_{màx.} \cdot k$$

Equació 15: Fórmula per determinar la potència màxima de tots els panells

On k equival al nombre total de panells, en aquest cas 108.

Llavors, la potència total és:

$$P_{màx. Total} = 500 Wh \cdot 108 = 54.000 Wh$$

En el cas de considerar el consum màxim constant, per a determinar el temps necessari per recarregar la bateria completament s'ha fet servir la següent expressió:

$$t_{càrrega} = \frac{P_{bateria}}{P_{màx. Total}}$$

Equació 16: Fórmula per determinar temps de càrrega en situació de consum màxim constant.

$$t_{càrrega} = \frac{5,021 \cdot 10^{10} W}{54.000 Wh} = 19.370,37 \text{ hores}$$

En canvi, per a subministrar la potència que consumeixen els motors en la maniobra d'enlairament es necessita:

$$t_{càrrega \text{ motors}} = \frac{1,65 \cdot 10^8 W}{54.000 Wh} = 3.055,56 \text{ hores}$$

4.5. Sistemes de suport vital i habitabilitat

En aquest punt s'ha recopilat informació dels diferents requisits per garantir l'habitabilitat a l'interior del coet i s'han descrit els diferents sistemes a implementar per a la regulació de gasos, de recursos i per a la gestió de residus.

4.5.1. Control ambiental i regulació de gasos

En relació amb el control ambiental, s'ha considerat la instal·lació de radiadors, panells aïllants i l'intercanviador de calor definit al punt 4.4.4 per aprofitar la calor residual dels processos de combustió dels propulsors i de la calor generada pels sistemes de control. Encara que d'alguns punts s'obtingui una proporció diminuta d'energia aprofitada, l'objectiu d'aquest sistema serà augmentar el temps d'autonomia de la nau.

Adicionalment, per a mantenir el control de la humitat es disposarà d'un sistema de control que mantingui la humitat relativa entre el 30% i el 70%, amb la possibilitat d'ajustar-lo en aquest barem pel tripulant, pel fet que, segons les directrius de la NASA-STD-3001 Vol. 1, s'ha de garantir el correcte percentatge d'humitat relativa a l'interior de la nau.

Per a la regulació de gasos, s'ha dissenyat la utilització dels següents sistemes:

1. Sistema per a expulsar el CO₂ exhalat pel pilot, format per materials químics amb la capacitat d'absorbir i filtrar l'aire, incorporats al sistema de ventilació. Aquests acostumen a estar formats per hidròxids de liti o sistemes regeneratius.
2. Sistema de subministrament d'oxigen, capaç de mantenir el nivell d'oxigen en un barem segur dintre de les sales habitables. En missions de llarga durada s'acostumen a utilitzar sistemes de generació d'oxigen a partir de l'electròlisi de l'aigua. Tanmateix, com aquesta missió és de curta durada no serà necessària la implementació d'aquest tipus de sistema.
3. De la mateixa forma que amb el sistema de seguiment del consum energètic, s'ha considerat la implantació d'un sistema de visualització en temps real dels nivells d'oxigen i dels altres components químics que existeixen a l'ambient interior de la nau amb un sistema d'alarma que s'activa en casos de sortir del marge de seguretat.

4.5.2. Gestió de recursos hídrics i alimentaris

Per una banda, s'ha considerat la implementació d'un sistema per a purificar l'aigua, així en cas d'esgotament de recursos es podria disposar d'una quantitat extra. Aquesta aigua s'emmagatzema en un tanc addicional i es manté estancada, i en cas de necessitar utilitzar-la es filtraria i potabilitzaria.

Per altra banda, en relació amb el sistema de gestió de l'alimentació, aquests es mantindran conservats en estat sòlid de forma compacta, essent més duradors i fàcils de preparar en l'espai. Adicionalment, s'emmagatzemarà tot el menjar en un espai delimitat, dintre d'una nevera.

4.5.3. Sistemes de gestió de residus

Per a la gestió de residus, s'ha determinat pels residus sòlids la utilització de contenidors de compactació. D'aquesta forma s'aconsegueix reduir al màxim l'espai ocupat pels residus que s'han abocat en el transcurs de la missió. Pels residus líquids, es disposarà d'un dipòsit a on s'abocarà tota la substància líquida que no sigui possible purificar en el sistema de purificació d'aigua.

Cal destacar que com la missió s'ha considerat de curta durada i no està prevista la generació d'una quantitat excessivament elevada de residus, la mida del contenidor i del dipòsit serà petita.

Com a protocol afegit, s'ha determinat que es disposarà d'un sistema de neteja i desinfecció de les sales internes de la nau mitjançant sistemes de filtració i esterilització d'aire per a poder eliminar els microorganismes i bacteris perjudicials que puguin existir en l'aire present i així garantir la seguretat dintre de l'habitacle.

5. Simulació del prototip 3D del coet

En aquest apartat s'ha realitzat la simulació del coet en el programa Openmodelica a partir de les instruccions de l'informe "*Introducció a OpenModelica Pràctica Sessió 01*", d'en Jordi Garcia Céspedes, referenciat als annexos.

Primer de tot, cal remarcar que la simulació comporta les següents hipòtesis que simplifiquen el sistema.

1. El ritme de consum de combustible es considera constant.
2. L'impuls dels propulsors es considera constant.
3. L'objectiu d'aquesta simulació és comprovar si el coet pot arribar a sortir de l'òrbita terrestre, per tant, la quantitat de massa utilitzada és la quantitat requerida pel sistema en la maniobra d'enlairament exclusivament i, degut a això, no s'ha considerat utilitzar la resta de combustible per a la simulació.

Seguidament, s'han proporcionat les equacions que formen part del codi de la simulació:

$g(t) = -G \frac{M_T}{(R_T + h(t))^2}$	1.- La gravetat depèn de l'altitud (signe "-", perquè té sentit contrari al moviment)
$T_{net}(t) = T_{coet} + m_{coet} \cdot g(t)$	2.- L'impuls net és la suma de l'impuls dels motors i el pes del coet (signe contrari).
$m(t) = m_{coet} + m_{comb}(t)$	3.- La massa total és la massa de la càrrega del coet i la massa del combustible.
$T_{net}(t) = m(t) \cdot a(t)$	4.- L'impuls net és la massa total multiplicada per l'acceleració neta.
$\frac{dv(t)}{dt} = a(t)$	5.- L'acceleració és la derivada de la velocitat.
$\frac{dh(t)}{dt} = v(t)$	6.- La velocitat és la derivada de l'altitud (condició inicial v=0).
$\frac{dm(t)}{dt} = -\dot{m}_{comb}$	7.- La derivada de la massa és el ritme de consum de combustible (amb signe "-" per indicar que la massa disminueix amb el temps.

Equació 17: Conjunt de fórmules del codi de la simulació. Font: (García Céspedes, 2023a)

Per determinar l'impuls del motor s'ha fet servir la següent expressió:

$$T_{coet} = m_{coet} \cdot g \cdot t_{maniobra}$$

$$T_{coet} = 7603.2 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot 570,59 \text{ s}$$

$$T_{coet} = 42.558.820 \text{ N} \cdot \text{s}$$

A continuació, s'ha proporcionat el gràfic de l'alçada del coet obtingut de la simulació en el segon 570, on teòricament s'ha determinat que ha sortit de l'òrbita terrestre i el punt en el qual realment ha arribat. El codi sencer i les gràfiques dels altres paràmetres contemplats en l'estudi es troben a l'Annex 11.2.

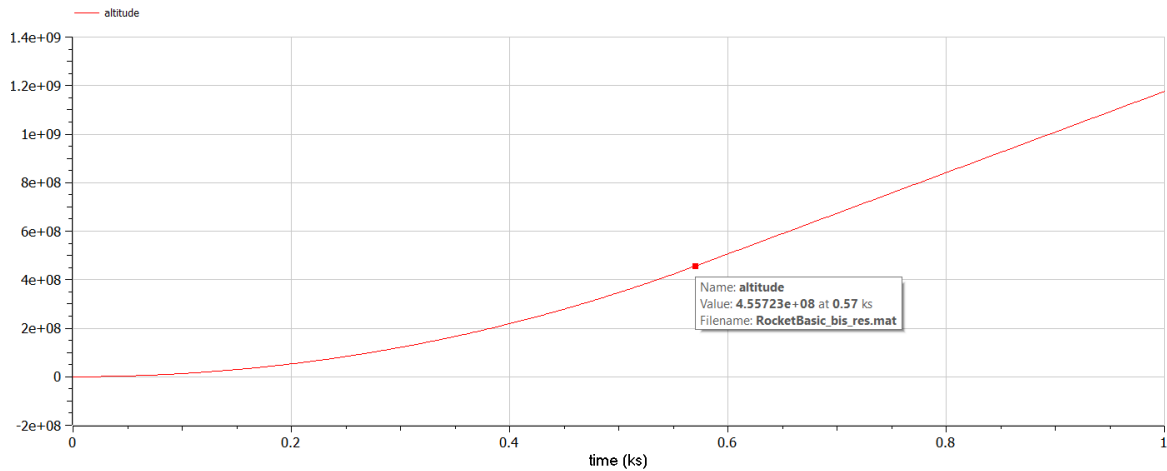


Fig. 14: Gràfica altitud coet en 570 segons. Font: Openmodelica

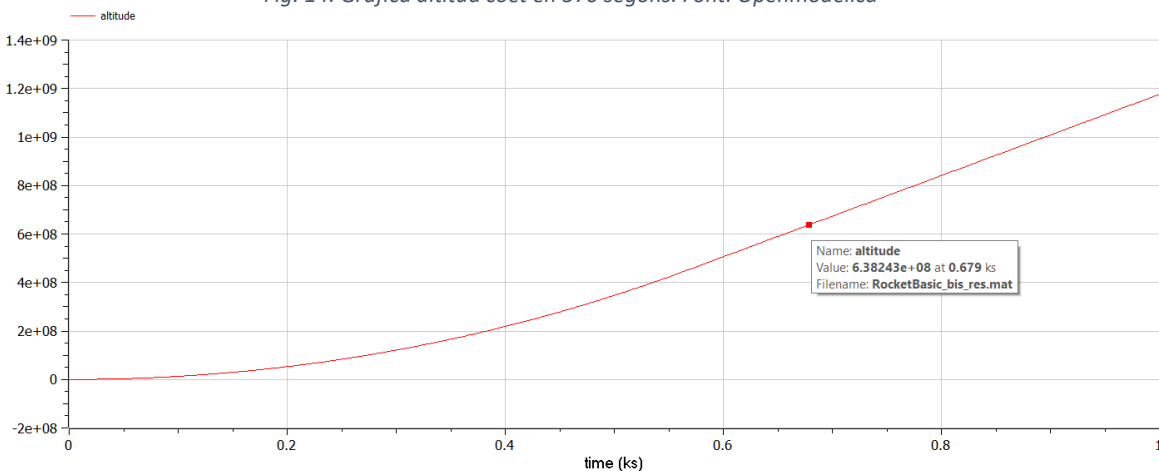


Fig. 15: Gràfica alçada del coet quan arriba a l'alçada objectiva. Font: Openmodelica

Com s'observa en la Fig. 15, el coet surt de l'òrbita terrestre als 679 segons d'iniciar la maniobra d'enlairament.

Tanmateix, analitzant els gràfics en l'instant $t = 570 \text{ s}$ es comprova que:

1. El sistema de propulsió, l'impuls net i l'acceleració d'atracció gravitacional que exerceix el planeta Terra sobre el coet s'aturen, d'acord als gràfics de la Fig. 16, Fig. 17, Fig. 18 i .
2. La velocitat del coet es torna constant amb un valor de $1,67 \cdot 10^6 \text{ m/s}$ segons la Fig. 22.

3. El consum de combustible s'atura, després de consumir els 3.805,84 kg destinats a la finalització de la maniobra d'acord la Fig. 21.
4. La massa del sistema considerant el coet i el combustible restant és de 12.667,6 kg, com es representa en la Fig. 20.

En definitiva, s'ha comprovat com el prototip assoleix els valors objectius per a considerar-lo vàlid.

6. Anàlisi i discussió dels resultats

A continuació, s'han analitzat els resultats obtinguts del disseny de cada sistema i de les gràfiques de la simulació en el programa Openmodelica.

En primer lloc, en relació amb el sistema estructural, tal com s'ha analitzat a la comparació teòrica realitzada en la selecció del material entre les propietats físiques dels dos materials, s'ha comprovat que l'alumini 7050 disposa d'unes prestacions més adequades per a realitzar missions en el sector aeroespacial que l'acer inoxidable AISI 316 L. Això és tant per ser més lleuger com per disposar d'uns coeficients de resistència més elevats, donant com a resultat un sistema millor a escala teòrica.

Seguidament, pel sistema de propulsió, es pot comprovar com la utilització del combustible químic líquid disposa de més funcionalitats que la resta. Com en aquest estudi no s'ha considerat l'ús d'un transbordador espacial, el combustible emprat ha de ser capaç d'efectuar totes les maniobres contemplades en la missió. Amb relació als valors obtinguts matemàticament, disposant de 8.880,29 kg d'un combustible líquid amb un consum de 6,67 kg/s seria viable fer enlairar un coet de 7.603,2 kg de massa total. Per a dur a terme aquesta maniobra només caldrien aproximadament 3.805,84 kg de combustible i 570,84 segons, disposant de 5.074,45 kg de combustible restants per a realitzar la maniobra de rotació i d'aterratment.

Com s'ha verificat, a partir de les normatives vigents, per a instal·lar un sistema de comunicacions en un vehicle espacial orbital existeix un rang considerablement ampli de freqüències per utilitzar i permetre l'intercanvi d'informació entre el planeta Terra i l'espai, essent factible la comunicació bidireccional.

Considerant el consum del sistema d'energia d'aquest model, s'ha comprovat com la demanda energètica prové principalment del sistema de propulsió amb $1,042 \cdot 10^9 Wh$. En canvi, cal remarcar que aquest és el consum màxim del sistema, que només succeeix en la maniobra d'enlairament i com s'ha estimat, té una durada d'uns 570 segons. En cas de resultar aquest consum constant durant tota la missió es necessitaria doncs una bateria de $5,021 \cdot 10^{10} W$. En canvi, considerant només el consum del sistema de propulsió en la maniobra d'enlairament es necessitarien $1,65 \cdot 10^8 W$. Per altra banda, amb l'aprofitament de l'energia solar, la quantitat d'energia màxima obtinguda pels panells solars és de 54.000 Wh, un valor reduït però útil en cas de necessitar allargar la durada de la missió una mica més, necessitant 3.055,56 hores per a recarregar l'energia consumida pel sistema de propulsió en l'enlairament.

Sobre el sistema de suport vital i d'habitabilitat cal destacar que, encara que s'hagi estudiat una missió de curta durada, és important disposar dels suficients protocols per a la gestió dels residus

generats durant tot el transcurs de la missió per garantir mantenir un nivell de contaminació saludable dintre de la nau i no posar en perill la salut del tripulant.

Finalment, després de simular el model al programa Openmodelica s'ha comprovat com, per arribar a sortir de l'òrbita terrestre es trigaria una quantitat aproximada de 679 segons i no els 570 calculats matemàticament. Aquesta variació és deguda a la diferència existent entre els paràmetres i les hipòtesis que s'han aplicat en cada model. Per una banda, matemàticament només s'ha considerat la força necessària per enlairar un cos a l'alçada estimada i s'ha assumit una velocitat constant equivalent a la velocitat d'escapament mínima necessària d'un cos per sortir de l'atracció gravitacional terrestre. En canvi, al codi de programació s'ha considerat una velocitat no constant, inicialment amb un valor de 0 i amb un increment gradual fins a consumir la quantitat de combustible indicada. Dels dos resultats obtinguts, la simulació proporciona un sistema més aproximat a la realitat, per tant en cas d'efectuar una estimació del temps que trigaria el coet estudiat s'haurien d'utilitzar els valors obtinguts d'aquest segon model.

7. Protocols d'emergència i recuperació

Un cop analitzat els resultats obtinguts, s'ha proporcionat una descripció d'un conjunt de sistemes auxiliars a implementar per a situacions d'incidència o fuga en el subministrament d'oxigen, essent una emergència crítica quan el vehicle es troba en l'espai.

En cas d'errada en els sistemes principals d'energia, s'ha de disposar d'un sistema auxiliar que sigui capaç de mantenir el nivell mínim d'oxigen, de temperatura i d'humitat, entre altres paràmetres d'habitabilitat, fins que es pugui resoldre la incidència o es garanteixi que el pilot es posi en una ubicació segura.

Adicionalment, per a situacions en les quals no es pugui activar aquest sistema auxiliar, s'ha de disposar de kits d'emergència d'oxigen i de pressurització en casos de pèrdua de pressió en la sala de comandament. La funcionalitat principal d'aquests sistemes és la d'assegurar la supervivència del pilot fins a poder resoldre la incidència o activar el sistema auxiliar.

En conseqüència, s'ha de disposar d'un pla d'evacuació d'emergència capaç d'executar-se per part del tripulant. Aquest ha d'incloure la utilització d'una vestimenta espacial i definir el recorregut des de la ubicació d'aquesta roba fins a la vàlvula manual posicionada en la sala de controls, que activa un sistema auxiliar de propulsió i, en cas de resultar impossible continuar en la nau, obre un compartiment d'emergència amb una càpsula a on el pilot surt enlairat en la direcció referenciada prèviament amb la finalitat d'aterrar de forma segura.

8. Conclusions

Aquest estudi, com s'ha indicat prèviament, es basa en una simplificació del conjunt d'efectes que apareixen un model real en una missió espacial. En conseqüència, aquestes simplificacions esdevenen en possibles limitacions en cas d'aplicació d'aquest disseny en una missió real, a on es podria no arribar a completar la missió per culpa dels factors no considerats en aquest estudi.

Cal remarcar que no s'han tingut en compte les limitacions dels elements que actuen en un cas real, considerant l'estudi com un sistema ideal, sense tenir en compte factors com l'efecte del fregament i la no linealitat de variables com el consum de combustible ni la demanda energètica.

En definitiva, aquest disseny ha resultat en un model apte per a completar la missió definida amb èxit, això sí, només s'aprova utilitzant les consideracions especificades en cadascun dels sistemes que s'han tingut en compte.

9. Futures línies d'investigació i desenvolupament

Per a possibles investigacions futures derivades d'aquest treball s'ha proporcionat un llistat de factors per desenvolupar.

1. En primer lloc, considerar més variables que repercuteixen directament en l'execució de la missió, com l'efecte de fregament amb l'aire, per al càlcul de la força de propulsió necessària per a l'enlairament i el posicionament en una òrbita externa al radi terrestre.
2. En segon lloc, realitzar un prototip 3D amb les dimensions necessàries per implementar tots els sistemes estudiats i simular si la geometria suporta les càrregues externes que apareixen en el transcurs de la missió.
3. En darrer lloc, fabricar un model a escala per simular proves en un entorn controlat i així verificar el correcte funcionament del conjunt.

10. Referències bibliogràfiques

Aceros Especiales ACES S.A. (s. f.). *Acero Inoxidable AISI 316L* [Dataset]. <https://www.acerosespeciales.net/aisi316l.html>

Alloys International INC. (s. f.). *Aluminio 7050* [Dataset]. <https://alloysintl.com/es/inventory/aluminum-alloys-supplier/aluminum-7050/>

AUTOSOLAR. (2024a). *Bateria de litio BV TAB LIT4824 48V 2,4 kWh* [Dataset]. <https://cdn.autosolar.es/pdf/fichas-tecnicas/ficha-tecnica-bateria-litio-tab-48v.pdf>

AUTOSOLAR. (2024b). *Panel Solar 500W Tensite Monocristalino PERC* [Dataset]. https://cdn.autosolar.es/pdf/fichas-tecnicas/Ficha-tecnica-EM500-PH_V1.pdf

Avilés Santillana, I. (2019). *Assessment of production, materials and welds applicable at cryogenic temperatures to different components of ITER magnets* [Universidad Carlos III de Madrid]. <https://e-archivo.uc3m.es/rest/api/core/bitstreams/e3c16d19-ea11-4d9c-8d60-e39d58a32d47/content>. <https://hdl.handle.net/10016/29684>

Burgos, R. (2024, octubre 7). La empresa de Elche PLD Space proyecta enviar vuelos tripulados a la Luna en un plazo estimado de 10 años. *El País*. https://elpais.com/espana/comunidad-valenciana/2024-10-07/la-empresa-de-elche-pld-space-proyecta-enviar-vuelos-tripulados-a-la-luna-en-un-plazo-estimado-de-10-anos.html?utm_source=chatgpt.com

California Academy of Science. (2015). *Science @ Home | Anatomía de un cohete*. https://www.calacademy.org/sites/default/files/assets/docs/calacademy-sah-rockets-anatomy_of_a_rocket-spanish-210415.pdf

Carril, P. (2008). Imatge del satèl·lit METEOSAT de 3a Generació. *Meteosat Third Generation imager and sounder*. https://www.esa.int/Applications/Observing_the_Earth/Meteorological_missions/meteosat_third_generation/ESA_and_Thales_Alenia_Space_enter_negotiations_for_MTG

De la Visió a la Realitat: Comercialitzant l'Espai pel Creixement Econòmic. [Secció conferència]: Hearing en Newspace Economy Congress 2024 (2024).

Duarte Cárdenas, A. (2024). Síntesis y caracterización de óxidos de titanio como electrodos negativos en baterías recargables. <http://hdl.handle.net/10637/15743>

Elcacho, J. (2022, noviembre 21). ¿Cuánto pesa la Tierra? Ronnagramos y otras tres nuevas unidades adoptadas para pesos y medidas. *La Vanguardia*, 1.

Escobar Anton, D. (2015). *Electron transport and azimuthal oscillations in hall thrusters* [PhD Thesis, Universidad Politécnica de Madrid]. <https://doi.org/10.20868/UPM.thesis.38245>

EUROPER UNIENDO SOLUCIONES. (s. f.). *Ficha Técnica Acero Inoxidable 316/316L* [Dataset]. <https://europer.cl/wp-content/uploads/2022/04/FICHAS-TECNICA-ACERO-INOX.316-316L.pdf>

Facultad de Derecho, Universidad de los Andes, & Cortés Robayo, L. (2014). Historia espacial: Recuento histórico de su evolución y desarrollo. *Revista de Derecho, Comunicaciones y Nuevas Tecnologías*, 12, 1-36. <https://doi.org/10.15425/redecom.12.2014.05>

Franco Garcia, Á. (2010, diciembre). *Relación entre las magnitudes angulares y lineales*. Física con ordenador. <http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/cinematica/circular1/circular1.htm>

Fusibles electrónicos: Series PISA-M. (2024). *Revista española de electrónica*, 836, 12-12.

García Céspedes, J. (2023a). *Introducció a OpenModelica Pràctica Sessió 01* (p. 15). Universitat Politècnica de Catalunya.

García Céspedes, J. (2023b). *Introducció a OpenModelica. Sessió 01* (p. 34). Universitat Politècnica de Catalunya.

Garro Acón, S., Díaz Espinoza, L. A., Liang, J., Martínez Hernández, F., Meneses Fuentes, W., Ortega Padilla, H., Ramírez Chaves, G., & Stradi Granados, B. (2012). Modelación y simulación de disipadores de calor para procesadores de computadora en COMSOL Multiphysics. *Revista Tecnología en Marcha*, 25(3). <https://doi.org/10.18845/tm.v25i3.459>

Gonzalez Lerida, A. (2024). *Rocket Pre-Design Study*.

Gregorio, J., Orlando, J., & Piñeros, M. (2013). ESTUDIO PRELIMINAR DE LA COLOCACIÓN DE UN SATÉLITE ARTIFICIAL MEDIANTE UN COHETE LANZADO DESDE TERRITORIO COLOMBIANO. 37(145), 449-461.

Grupo Iberdrola. (2024, junio 12). *Bomba de calor: Qué es y cuántos kWh consume*. [www.i-de.es](https://www.i-de.es/novedades/detalle/consumo-bomba-calor-cuantos-). <https://www.i-de.es/novedades/detalle/consumo-bomba-calor-cuantos->

Redacción HuffPost. (2024, octubre 8). *Cuenta atrás para el cohete español que llevará humanos al espacio*. https://www.huffingtonpost.es/tecnologia/cuenta-cohete-espanol-llevara-humanos-espacio.html?utm_source=chatgpt.com

Redacción National Geographic. (2024). Así se gestó el primer vuelo espacial tripulado. En *National Geographic*. https://www.nationalgeographic.es/espacio/el-primer-vuelo-espacial-tripulado?utm_source=chatgpt.com

REPSOL. (2024, agosto 28). *¿Cuál es el consumo de un ordenador?* www.repsol.es. <https://www.repsol.es/particulares/asesoramiento-consumo/cuanto-consume-ordenador/>

Rivas Martínez, M. J. (2009). *Gestión térmica de sistemas espaciales* (p. 261). Fundación madri+d para el Conocimiento. <https://www.madrid.org/bvirtual/BVCM001846.pdf>

Robayo Salazar, R. A. (2022). Desarrollo de materiales compuestos ablativos para aplicaciones aeroespaciales en la Escuela Militar de Aviación. *Aplicaciones prácticas para el desarrollo aeronáutico y aeroespacial*.

Robayo-Salazar, R., Portocarrero-Hermann, J., Díaz-Padrón, U., & Patiño-Castrillón, O. (2020). Materiales compuestos ablativos de matriz polimérica y su aplicación en la fabricación de componentes de propulsión aeroespacial. *Revista Facultad de Ingeniería*, 29(54), e10662. <https://doi.org/10.19053/01211129.v29.n54.2020.10662>

SDIndustrial. (2022). *Fusibles | ¿Qué son, para qué sirven, cómo funcionan, tipos?* [Graphic]. <https://sdindustrial.com.mx/blog/fusibles/>

Seisdedos Corteguera, C. (2013). *Diseño y construcción de un motor cohete híbrido*. Universidad Carlos III de Madrid.

Sociedad Española de Astronomía (SEA). (2024). *100 Conceptos básicos de Astronomía*. 53.

Soler Arnedo, M. (2017). *Fundamentos de Ingeniería Aeroespacial (Arnedo)*. Universidad Carlos III de Madrid. <https://espanol.libretexts.org/@go/page/87102>

Sureda, M. (2012). High Field Electrokinetic Effect: Theoretical Analysis and Capabilities for Space Propulsion.

Swift Mission Education and Public Outreach. (2022). *La Ley de Gravedad de Newton*. NASA. https://imagine.gsfc.nasa.gov/observatories/learning/swift/classroom/docs/law_grav_guide_spanish.pdf

Union de Radioaficionados Españoles. (s. f.). *Plan de Bandas de la IARU Región 1* [Dataset]. <https://ea2bur.ure.es/files/planbandas.pdf>

11. Annexos

11.1. Glossari

En aquest punt s'indiquen els termes i les unitats específiques utilitzats en aquest estudi.

1. Bastidor: Xassís, estructura del coet.
2. Bipropulsor: Sistema de propulsió amb dos components, un combustible i un oxidant.
3. Bidireccional: En les dues direccions.
4. Condicions STD: Standard.
5. Corrosions: Desgast que experimenta un material metàl·lic per l'acció d'un component extern.
6. Diferencial: Increment o variació.
7. Giroscòpic: Sistema que mesura el moviment rotatori d'un sistema.
8. Soldabilitat: Capacitat d'un material per ser soldat sense perjudicar l'estructura.
9. Teorema conservació de l'energia: Principi físic que indica que l'energia no es crea ni es destrueix, sinó que es transforma a un altre tipus d'energia.

Les unitats es troben expressades en el SI:

1. kg: Quilogram.
2. m: Metre.
3. s: Segon.
4. N: Newton.
5. J: Joule.
6. W: Watt.
7. m/s: Metres partit segon.
8. kg/s: Quilograms per segon.
9. N/mm² (MPa): Newtons partit per mil·límetres quadrats (Megapascals).
10. N·s: Newtons per segon.
11. ks: Quilosegons.
12. Wh: Watts per hora.
13. kHz: Quilohertz.
14. MHz: Megahertz.
15. GHz: Gigahertz.
16. VHF: De l'anglès, Very High Frequency (molt alta freqüència).
17. UHF: De l'anglès, Ultra High Frequency (ultra alta freqüència).

11.2. Codi de programació per a la simulació i gràfiques obtingudes

En aquest punt s'ha adjuntat el codi de programació emprat en la simulació i les gràfiques obtingudes.

El codi utilitzat és el següent:

```
class RocketBasic_bis
"TODO EN SI"
  Real mass_fuel(start=8880.29) "masa del combustible ";
  parameter Real mass_rocket = 7603.2 "masa del coete
vacío";
  Real mass "masa total";
  Real altitude(start=0) "posición inicial es el suelo";
  Real velocity(start=0) "el coete empieza parado";
  Real acceleration;
  Real Thrust_net "el empuje que siente el coete";
  parameter Real Thrust=42558820 "El impulso proporcionado
por el motor del coete";
  Real gravity "valor de la gravedad, empezando por el
valor en superficie";
  constant Real G=6.67e-11 "Constante de gravitación
universal";
  constant Real M_earth=5.972e24 "masa de la tierra";
  constant Real R_earth=6.378e6 "radio terrestre";
  parameter Real massLossRate=6.67 "ritmo de consumo de
combustible";
  Boolean EngineOn(start=true) "suceso que representa que
el combustible se acaba";
  Boolean Insky(start=true) "suceso que representa estar
sobre la superficie";
equation
  mass=mass_rocket+mass_fuel;
  EngineOn=(mass_fuel>5074.45);
  Insky=(altitude>=0.0);
  der(mass)=if (mass_fuel>5074.45) then -massLossRate else
0.0;
  gravity=-G*M_earth/(R_earth+altitude)^2;
  acceleration=if EngineOn then
(Thrust+mass*gravity)/(mass) else gravity;
  Thrust_net=if EngineOn then mass*acceleration else 0.0;
  der(velocity)=acceleration;
  der(altitude)=if Insky then velocity else 0.0;
end RocketBasic_bis;
```

A continuació, s'adjunten les gràfiques dels paràmetres utilitzats en el codi obtingudes de la simulació:

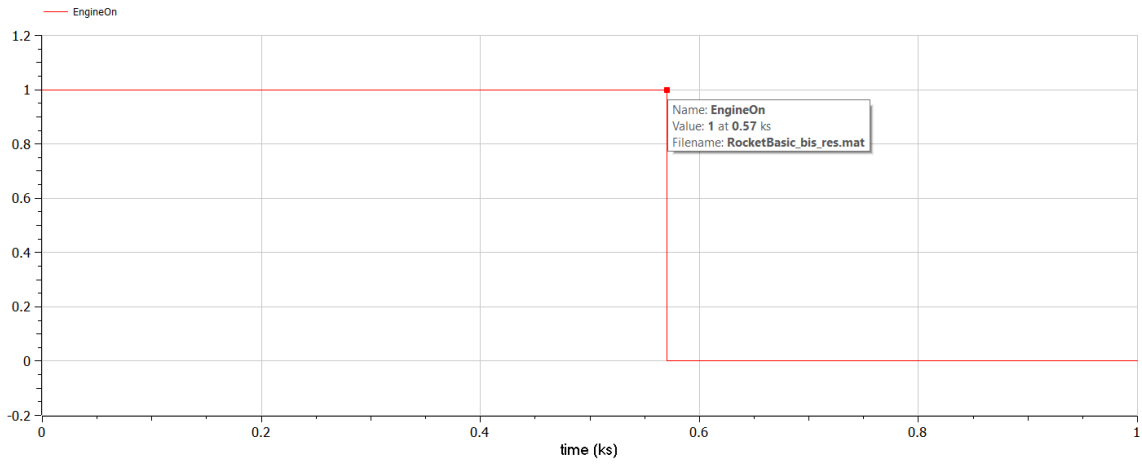


Fig. 16: Gràfica del sistema de propulsió actiu en funció del temps. Font: Openmodelica

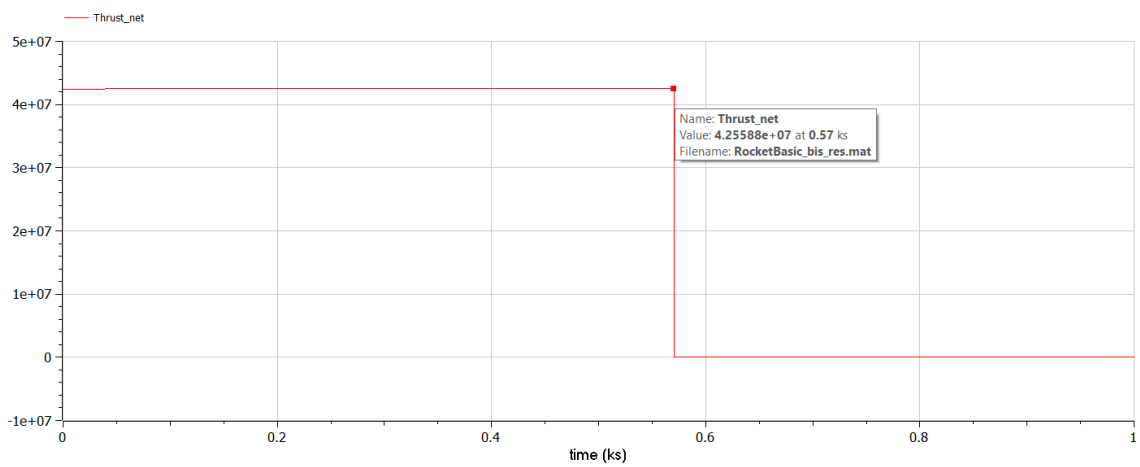


Fig. 17: Gràfica de l'impuls net en funció del temps. Font: Openmodelica

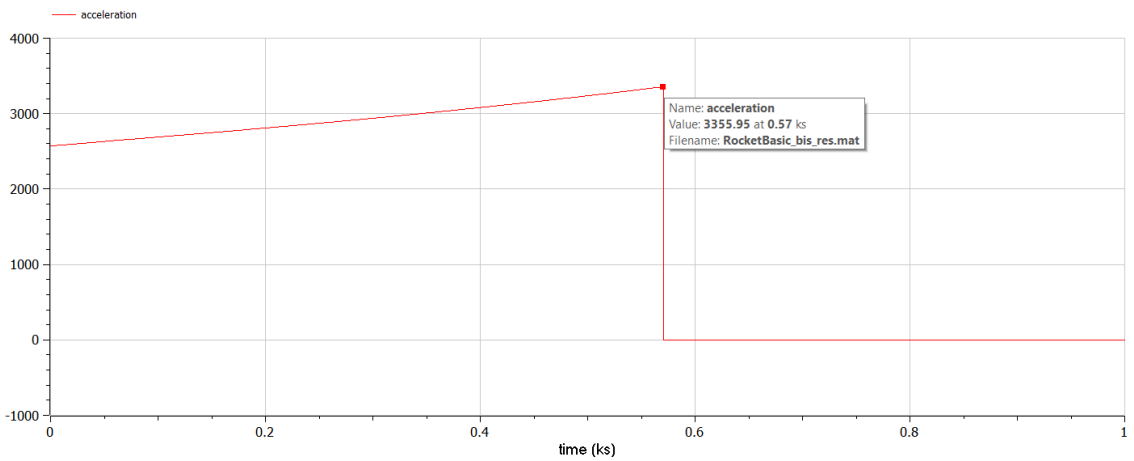


Fig. 18: Gràfica de l'acceleració en funció del temps. Font: Openmodelica

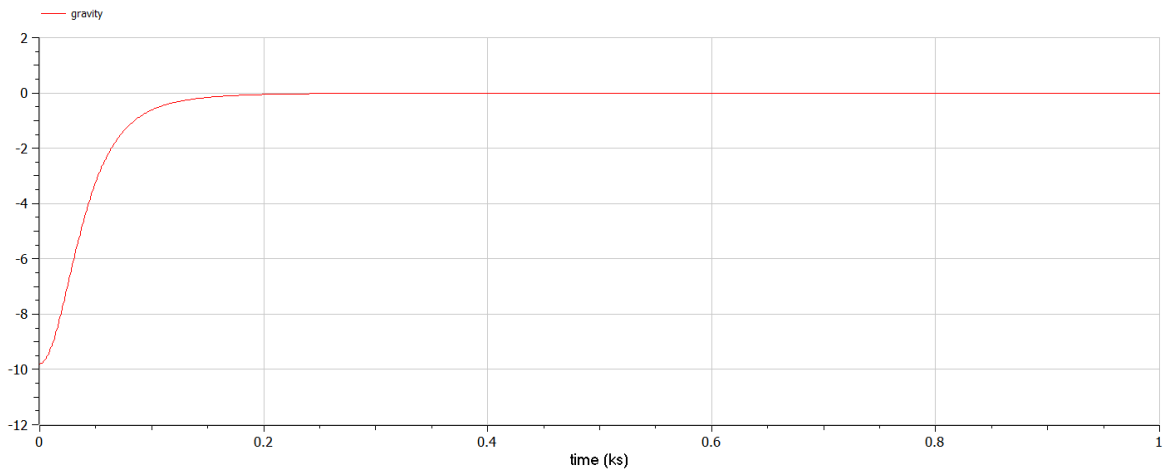


Fig. 19: Gràfica de l'acceleració de la gravetat que actua en el coet. Font: Openmodelica

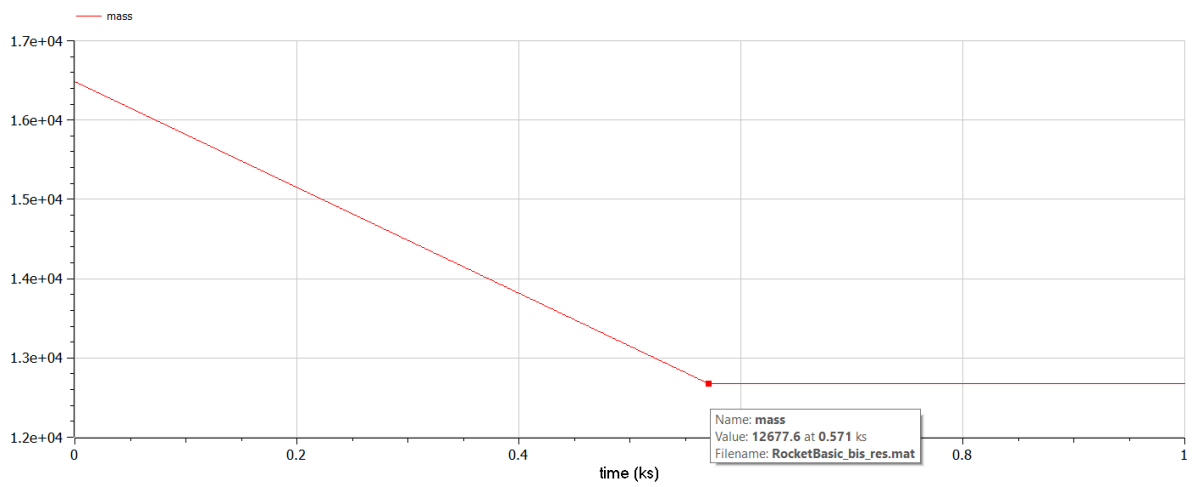


Fig. 20: Gràfica de la variació de massa en la maniobra de l'enlairament. Font: Openmodelica

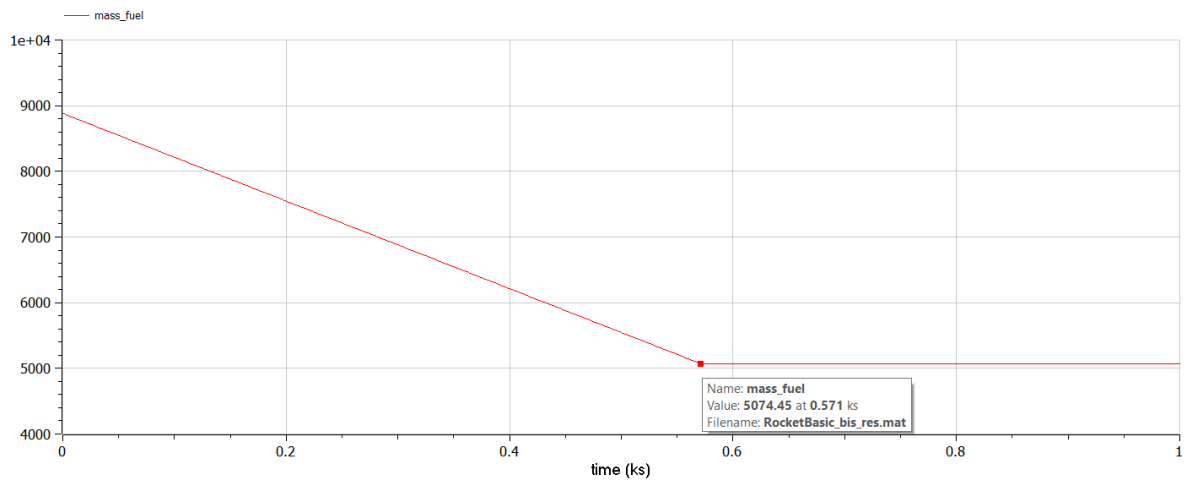


Fig. 21: Gràfica de la variació de la quantitat de combustible disponible respecte el temps. Font: Openmodelica

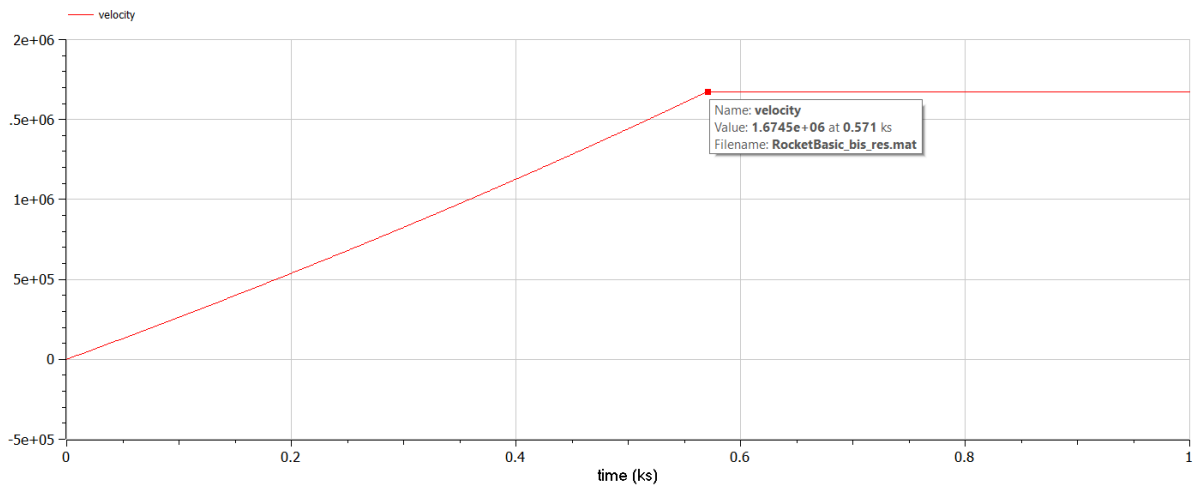


Fig. 22: Gràfica de la velocitat en funció del temps. Font: Openmodelica

11.3. Llistat de normatives aplicades

I. Estàndards tècnics i operacionals

En primer lloc, es detallen els estàndards proporcionats per la NASA:

1. *NASA-STD-3001 (Vol. 1 & 2): "Human System Integration Standards"*, a on s'especifiquen els requisits de disseny i de seguretat per als vehicles espacials tripulats.
2. *NASA-STD-5005: "Launch Vehicle Structures"*, que proporciona les directrius que s'han de seguir per tal de garantir que el disseny estructural pugui suportar les càrregues experimentades durant el procés d'enlairament i d'aterratge.

En segon lloc, s'indiquen els estàndards de l'ESA (European Space Agency), repartits en els estàndards de l'ECSS (European Cooperation for Space Standardization) i l'ECLS (Environmental Control and Life Support):

1. *ECCS-E-ST-10C*, que indica normes de l'enginyeria espacial.
2. *ECCS-Q-ST-40C*, on s'indiquen diversos requisits per l'assegurança de la qualitat en projectes espacials.
3. *ECSS-E-ST-32C*, a on s'especifiquen les directrius estructurals per als vehicles espacials.
4. *ECLS*, que reuneix els requisits específics pels sistemes de suportació vital i control ambiental.

En tercer i últim lloc, es deixen referenciats els estàndards internacionals d'interoperabilitat:

1. *International Docking System Standard (IDSS)*, a on es proporcionen lineaments per poder dissenyar sistemes d'acoplament compatibles entre diferents vehicles espacials de les diferents agències, com la NASA, la ESA, el Roscosmos, la JAXA i la CSA.
2. *ISO 26872: Gestió de riscos en projectes espacials*, on s'aborden les identificacions, avaluacions i mitigacions de riscos en el disseny i operacions del vehicle.

II. Normatives de Seguretat i certificacions

Per tal de poder garantir la seguretat estructural i dels sistemes incorporats en el vehicle orbital s'han seguit les següents normatives:

1. *MIL-STD-810H*, a on es delimiten els estàndards militars per a proves ambientals.
2. *ISO 14620-1*, que defineix la seguretat dels sistemes espacials i assegura la protecció de la tripulació, el públic i el medi ambient durant totes les fases de la missió.

Seguidament, per garantir la seguretat contra radiacions i riscos espacials s'han utilitzat les directrius de les següents regulacions:

1. *ICRP (International Commission on Radiological Protection)*, on es detallen les instruccions per a protegir als astronautes contra la exposició a la radiació ionitzant ubicada a l'espai.
2. *ISO 15388*, per l'avaluació del risc per radiació per als sistemes espacials.

Finalment, per als sistemes d'emergència i d'escapament s'han utilitzat:

1. *NASA CR-1200*, a on s'especifiquen els requisits que han de satisfer els sistemes d'escapament i els protocols d'emergència per a missions tripulades.
2. *ISO 17666*, on es detallen els procediments de seguretat per a l'entrada i evacuació de tripulacions en vehicles espacials.

III. Normatives de Sostenibilitat

Per un costat s'indiquen les directrius de prevenció de la contaminació planetària:

1. *COSPAR Planetary Protection Policy*, que recull els requisits per a evitar la contaminació biològica de cossos espacials i la Terra.
2. *ISO 24112*, a on es defineixen les directrius de neteja dels vehicles espacials per a prevenir la contaminació.

Per l'altre costat, s'indiquen les normatives seguides per a mitigar la quantitat de rebuig espacial:

1. *ISO 24113*, que delimita el conjunt de normes internacionals vigents sobre la prevenció del rebuig espacial.
2. *NASA Procedural Requirements (NPR) 8715.6*, a on es defineixen les directrius necessàries per a afavorir la mitigació de la quantitat de rebuig en el disseny de les missions espacials.

IV. Normatives d'Habitabilitat i Ergonomia

1. *NASA-STD-3001 Vol. 2*, a on, s'especifiquen les característiques que s'han de complir per al disseny de l'habitabilitat en entorns espacials, incloent les dimensions mínimes, el control ambiental, la il·luminació necessària i el soroll.
2. *ECSS-Q-ST-20-07C*, que especifica les condicions de l'habitabilitat i benestar als vehicles espacials tripulats.
3. *ISO 9241*, a on es detallen els requisits per a garantir l'ergonomia dels sistemes interactius.

4. *NASA Human Integration Design Handbook (HIDH)*, on es proporciona un conjunt de directrius per a integrar les necessitats humanes al disseny del vehicle.

V. Normatives Internacionals

Per una banda, es troben els tractats i acords espacials, que son els següents:

1. *Tractat de l'Espai Exterior (1967)*, a on es prohibeix la militarització de l'espai, obliga a tots els estats a assumir una responsabilitat internacional per les seves activitats espacials, tant diplomàtiques com privades i es garanteix la protecció del medi ambient espacial i la seguretat de les missions.
2. *Conveni sobre la Responsabilitat Internacional pels Danys Causats per Objectes Espacials (1972)*, a on es defineix la responsabilitat en cas d'incident causat per un vehicle durant el llançament, la missió o l'aterrada.
3. *Conveni sobre el Registre d'Objectes Llançats a l'Espai Ultraterrestre (1976)*, a on es determina la necessitat de registrar els vehicles espacials per a gestionar el seu control i seguiment.
4. *Acord de Rescat i Devolució d'Astronautes (1968)*, on s'obliga a assistir i recuperar als astronautes que es trobin en situacions d'emergència.

Per altra banda, es troben les normatives de seguretat humana a l'espai:

1. *Directrius per a la sostenibilitat a llarga durada de l'espai exterior*, a on es fomenta l'ús segur i sostenible de l'entorn espacial, publicat pel Comitè sobre la Utilització de l'Espai Ultra terrestre amb Fins Pacífics.
2. *ISO 24113: Prevenció de la generació de rebuig espacial*, a on s'estableixen els requisits mínims per a la mitigació dels rebuigs espacials produïts durant el disseny i les operacions del vehicle.

VI. Normes d'Interoperabilitat i Coordinació Internacionals

1. *Estàndards del CCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems)*, que inclou el conjunt de normes per a la interoperabilitat en les telecomunicacions i en la gestió de dades entre diferents vehicles i també amb les estacions espacials.
2. *Manual d'Operacions de l'Estació Espacial Internacional (ISS)*, a on es determinen els requisits i protocols a seguir per a realitzar missions tripulades que interactuïn amb la ISS o que s'integrin amb sistemes ja existents.