

**Politecnico di Torino**  
**Dipartimento di Ingegneria Meccanica ed Aerospaziale**

**Corso di Laurea Magistrale**  
**in Ingegneria Aerospaziale e Astronautica**



**Tesi di Laurea Magistrale in**  
**Sistemi Aerospaziali**

**Studio della fattibilità e del concetto operativo di un innovativo  
veicolo orbitale da trasporto passeggeri aviolanciato**

**Relatore:**  
**Prof.ssa Nicole Viola**

**Candidato:**  
**Lorenzo Pavone**

**Anno Accademico 2018 / 2019**

[Digitare qui]

Questa pagina è stata lasciata volutamente bianca

# Sommario

|     |                                                                             |    |
|-----|-----------------------------------------------------------------------------|----|
| 1   | Ringraziamenti .....                                                        | 9  |
| 2   | Introduzione e contesto .....                                               | 11 |
| 2.1 | Spaziporti.....                                                             | 11 |
| 2.2 | Il concetto di riutilizzabilità.....                                        | 12 |
| 2.3 | Turismo spaziale.....                                                       | 12 |
| 2.4 | Il <i>Center for Near Space</i> .....                                       | 14 |
| 2.5 | Lavoro svolto .....                                                         | 16 |
| 3   | L'avio Lancio .....                                                         | 17 |
| 3.1 | Definizione .....                                                           | 17 |
| 3.2 | Alcune considerazioni sull'avio Lancio.....                                 | 18 |
| 3.3 | Vantaggi dei sistemi ALTO sui GLTO ( <i>Ground Launch To Orbit</i> ).....   | 19 |
| 3.4 | Svantaggi dei sistemi ALTO sui GLTO ( <i>Ground Launch To Orbit</i> ) ..... | 21 |
| 3.5 | Un caso studio che può motivare l'avio Lancio .....                         | 22 |
| 4   | <i>Conceptual design</i> di un veicolo aviotrasportato .....                | 24 |
| 4.1 | Studio della fattibilità di una missione spaziale.....                      | 24 |
| 4.2 | Metodologia.....                                                            | 24 |
| 4.3 | <i>Mission Statement</i> .....                                              | 25 |
| 4.4 | <i>Mission Objectives</i> .....                                             | 26 |
| 4.5 | <i>Mission Requirements</i> .....                                           | 27 |
| 5   | Veicoli di riferimento .....                                                | 27 |
| 5.1 | <i>Carrier</i> .....                                                        | 27 |
| 5.2 | Assieme lanciatore.....                                                     | 29 |
| 5.3 | <i>Orbiter</i> o veicolo orbitale .....                                     | 32 |

[Digitare qui]

|      |                                                           |    |
|------|-----------------------------------------------------------|----|
| 6    | Configurazione di aviolancio .....                        | 34 |
| 6.1  | <i>Captive on top</i> .....                               | 34 |
| 6.2  | <i>Internally carrier</i> .....                           | 35 |
| 6.3  | <i>Captive on bottom</i> .....                            | 36 |
| 6.4  | <i>Captive under wing</i> .....                           | 38 |
| 6.5  | <i>Towed</i> .....                                        | 38 |
| 7    | Analisi di <i>trade-off</i> .....                         | 40 |
| 7.1  | Strategia configurazionale .....                          | 40 |
| 7.2  | Strategia propulsiva .....                                | 47 |
| 8    | <i>Design</i> preliminare dell'assieme lanciatore .....   | 55 |
| 8.1  | Dimensionamento della cabina .....                        | 55 |
| 8.2  | Numero di stadi .....                                     | 57 |
| 9    | Dimensionamento preliminare dell'assieme lanciatore ..... | 58 |
| 9.1  | Cenni di dinamica orbitale .....                          | 58 |
| 9.3  | Variazione di velocità .....                              | 60 |
| 9.4  | Valutazione del Delta-V .....                             | 62 |
| 9.5  | Tecniche di stadiazione .....                             | 62 |
| 9.6  | Implementazione su <i>MatLab</i> .....                    | 66 |
| 9.7  | Input .....                                               | 70 |
| 9.8  | Risultati .....                                           | 71 |
| 9.9  | Dimensionamento del modulo orbitale .....                 | 72 |
| 9.10 | Profilo di missione .....                                 | 73 |
| 10   | Analisi di missione .....                                 | 75 |
| 10.1 | <i>Software</i> di simulazione di missione .....          | 75 |
| 10.2 | Inserimento degli <i>input</i> .....                      | 76 |

[Digitare qui]

|      |                                                            |     |
|------|------------------------------------------------------------|-----|
| 10.3 | Identificare l'orbita ideale.....                          | 77  |
| 10.4 | Configurazione delle fasi .....                            | 78  |
| 10.5 | Parametri in gioco.....                                    | 79  |
| 10.6 | Conclusioni dell'analisi .....                             | 80  |
| 10.7 | Confronto con la <i>Soyuz</i> .....                        | 83  |
| 11   | Aerodinamica .....                                         | 84  |
| 12   | Sistema propulsivo .....                                   | 85  |
| 13   | CAD .....                                                  | 86  |
| 14   | Impatto dell'ubicazione della base di lancio .....         | 87  |
| 15   | Analisi funzionale del segmento di terra e di lancio ..... | 89  |
| 16   | Spaziporti .....                                           | 90  |
| 16.1 | Moduli funzionali dello spazioporto.....                   | 91  |
| 16.2 | Analisi funzionale.....                                    | 93  |
| 16.3 | <i>Overview</i> sulle fasi della missione.....             | 103 |
| 16.4 | Spazioporto per voli orbitali .....                        | 106 |
| 17   | <i>Functional Flow Block Diagram</i> (FFBD).....           | 113 |
| 18   | Individuazione delle infrastrutture .....                  | 117 |
| 19   | Valutazione degli spaziporti.....                          | 121 |
| 19.1 | Aero-spazioporto di <i>Mojave</i> .....                    | 122 |
| 19.2 | <i>Guiana Space Center</i> (GSC), <i>Kourou</i> .....      | 124 |
| 20   | Conclusioni.....                                           | 125 |
| 21   | Bibliografia.....                                          | 127 |

[Digitare qui]

|                                                                          |    |
|--------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 1 - Confronto sistemi spaziali .....                              | 13 |
| Figura 2 - Logo Center for Near Space .....                              | 14 |
| Figura 3 - Premiazione FLOR2050 e modello di Hyplane.....                | 16 |
| Figura 4 - Metodologia di system engineering.....                        | 25 |
| Figura 5 - Boeing 747.....                                               | 27 |
| Figura 6 - Stratolaunch.....                                             | 28 |
| Figura 7 - Pegasus dell'Orbital ATK.....                                 | 29 |
| Figura 8 – LauncherOne della Virgin Orbit .....                          | 31 |
| Figura 9 - CRW e X-37 .....                                              | 33 |
| Figura 10 - Vantaggi e svantaggi delle configurazioni di aviolancio..... | 34 |
| Figura 11 - Configurazione Top con Space Shuttle .....                   | 35 |
| Figura 12 - Configurazione contenuta nel carrier.....                    | 36 |
| Figura 13 - Stratolaunch, Pegasus con L1011, Spaceship One e Two .....   | 37 |
| Figura 14 – LauncherOne con Boeing 747 .....                             | 38 |
| Figura 15 - Configurazione trainata .....                                | 39 |
| Figura 16 - Confronto configurazioni di aviolancio.....                  | 46 |
| Figura 17 - Propellenti per endoreattore.....                            | 49 |
| Figura 18 - Cabina dell'Embraer Phenom 300 .....                         | 55 |
| Figura 19 - Confronto tra vari sistemi spaziali.....                     | 55 |
| Figura 20 - Approccio statistico per valutare volume alloggiabile .....  | 56 |
| Figura 21 - Approccio statistico massa e numero di passeggeri.....       | 56 |
| Figura 22 - Approccio statistica massa e geometria.....                  | 57 |
| Figura 23 - Stima geometrica della cabina.....                           | 57 |
| Figura 24 - Schema di corpo libero del lanciatore .....                  | 58 |
| Figura 25 - Algoritmo Restricted Staging .....                           | 67 |

|                                                                                                                             |     |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figura 26 - Algoritmo Optimal Staging .....                                                                                 | 67  |
| Figura 27 - Dettaglio logica Restricted Staging .....                                                                       | 69  |
| Figura 28 - Dimensionamento modulo orbitale.....                                                                            | 72  |
| Figura 29 - Profilo di missione Stratolaunch.....                                                                           | 73  |
| Figura 30 - Profilo di missione Pegasus.....                                                                                | 74  |
| Figura 31 - Overview di ASTOS.....                                                                                          | 76  |
| Figura 32 - Overview di ASTOS 2.....                                                                                        | 80  |
| Figura 33 - Downrange della missione.....                                                                                   | 81  |
| Figura 34 - Grafico Quota / Tempo di volo.....                                                                              | 81  |
| Figura 35 - Grafico Masse assieme lanciatore / Tempo di volo .....                                                          | 82  |
| Figura 36 - Aerodinamica del Pegasus XL (M.N. Rhode and W.C. Engelund NASA Langley Research Center, Hampton, VA, 1995)..... | 84  |
| Figura 37 - Dimensioni del Merlin 1D (Engine_size_comparison) .....                                                         | 85  |
| Figura 38 - Overview CAD 1 .....                                                                                            | 86  |
| Figura 39 - Overview CAD 2 .....                                                                                            | 87  |
| Figura 40 - Siti di lancio.....                                                                                             | 88  |
| Figura 41 - Approccio di tipo system engineering .....                                                                      | 89  |
| Figura 42 - Ciclo delle operazioni di missione.....                                                                         | 103 |
| Figura 43 - ConOps del processamento di lancio.....                                                                         | 118 |

[Digitare qui]

Questa pagina è stata lasciata volutamente bianca

[Digitare qui]

*A scientist describes what is. An engineer creates what never was.*

**Theodore Von Karman, fisico e ingegnere aerospaziale.**

Ai miei nonni

# 1 Ringraziamenti

Ringrazio innanzitutto la Prof. Nicole Viola per avermi concesso l'opportunità di affrontare un lavoro tanto complesso quanto affascinante, dal quale so di aver imparato molto.

Un mio sentito ringraziamento va all'Ing. Piero Messidoro del comitato scientifico di *Center For Near Space* e all'Ing. Rosa Saponi di Altec per avermi coinvolto in questo lungo ed interessante lavoro e per avermi supportato durante il percorso di tesi.

Vorrei esprimere la mia profonda gratitudine verso la mia *supervisor* Jasmine Rimani, la cui saggia guida ma anche contagiosa spensieratezza sono stati per me fondamentali per affrontare nel migliore dei modi il mio lavoro di tesi.

Ringrazio i miei genitori, mia sorella, i miei nonni, i miei cugini, i miei zii e parenti tutti per aver sempre creduto in me e nelle mie potenzialità.

Ringrazio Alessia per essermi sempre stata vicino e per spronarmi a dare sempre il massimo.

Ringrazio i miei colleghi e i miei amici tutti, con cui ho condiviso tanti momenti di gioia e spensieratezza durante questi anni qui al Politecnico di Torino.

[Digitare qui]

Questa pagina è stata lasciata volutamente bianca

## 2 Introduzione e contesto

(ALTO, s.d.) Con il ritiro dello Space Shuttle nel 2011, l'industria aerospaziale mondiale ha iniziato a focalizzarsi su tecnologie atte allo sviluppo di una nuova innovativa linea di veicoli spaziali riutilizzabili. Inoltre, sull'onda delle nuove strategie della NASA, compagnie commerciali private sono state sempre più coinvolte, con l'obiettivo di permettere in futuro un più facile e più economico accesso allo spazio. In particolare, nella prospettiva di una futura imminente era del turismo spaziale, la categoria dei voli avio trasportati risulta la più interessante: le missioni che utilizzano spazioporti non sono indirizzate solo ai futuri turisti spaziali ma anche per il trasporto di cargo, *payload* scientifici ed equipaggi verso la Stazione Spaziale Internazionale o, più in generale, su piattaforme LEO.

La tesi in esame è incentrata sull'indagine di una modalità non convenzionale di accesso allo spazio, ossia l'aviolancio. È stata realizzata negli anni '90 dalla *Orbital* con il *Pegasus*, e attualmente è tornata alla ribalta grazie alla *Virgin Galactic*, con lo sviluppo del *LauncherOne*.

Lo studio si è focalizzato sulla possibilità di individuare una configurazione aviolanciata che possa trasportare turisti nello spazio, in particolare sulla stazione spaziale internazionale ISS, sulla sua fattibilità e sullo studio delle operazioni necessarie al processamento del lancio.

L'obiettivo della tesi è in definitiva studiare la fattibilità di una missione di aviolancio a livello orbitale con turisti spaziali a bordo.

### 2.1 Spaziopporti

“Il prossimo salto generazionale nell'aviazione avverrà con l'integrazione del volo spaziale orbitale e suborbitale commerciale a prezzi accessibili. Veicoli di lancio riutilizzabili hanno dei requisiti critici sul sito di lancio per poter supportare il loro profilo di missione.

Un aero-spaziopporto è un aeroporto tradizionale che ha ottenuto la licenza per supportare operazioni di lancio spaziale. L'attuale generazione di aero-spaziopporti è tipicamente un precedente aeroporto militare o di aviazione generale che ha ottenuto la licenza *FAA* per operare come sito di lancio in supporto ai veicoli di lancio suborbitali riutilizzabili. Ci si aspetta che gli aero-spaziopporti evolvano per supportare un grande numero di missioni incluso l'accesso allo spazio orbitale sia per passeggeri che per cargo.

[Digitare qui]

L'avio-lancio dei veicoli riutilizzabili di lancio rientra in questo contesto. Ci sono molte e differenti tipologie di sistemi ad avio-lancio orizzontale che sono stati sviluppati negli anni passati e ora stanno mostrando un ritorno per applicazioni commerciali. Questo è dovuto al fatto che i *concept* di avio-lancio orizzontale offrono multipli benefici.”

## 2.2 Il concetto di riutilizzabilità

“La riutilizzabilità è stata proposta come soluzione per ridurre l'alto costo di accesso allo spazio. Le compagnie di veicoli di lancio sperano nella decrescita del costo operativo utilizzando i loro veicoli il più frequentemente possibile. Questa è stata la guida principale dietro i veicoli di lancio riutilizzabili o RLV (*Re-usable Launch Vehicle*). Ci sono attualmente un certo numero di studi concettuali, ma nessun RLV operativo è disponibile eccetto che per l'allora *Space Shuttle*. Le tecnologie a basso costo degli RLV proposte in anni recenti mancano di fondi per sviluppare tecnologia, test completi e costruire modelli di volo. Per ridurre sufficientemente i prezzi di lancio tali che la domanda sia stimolata, gli RLV dovranno essere lanciati dalle 25 alle 50 volte all'anno. È difficile giustificare un bisogno per gli RLV con gli attuali ratei di lancio; in aggiunta all'alto costo di sviluppo gli RLV sono più costosi da operare e mantenere. Ci vorrà tempo per convincere i clienti sulla bontà dei programmi RLV; ciò determinerà ritardi nell'entrata in servizio del concetto di riutilizzabilità come soluzione praticabile per l'accesso allo spazio.”

## 2.3 Turismo spaziale

(Turismo\_spaziale, s.d.) “Il volo spaziale è oggi ritenuto un settore commerciale interessante da parte di diverse compagnie aeree.

Negli ultimi anni alcune imprese private si sono avvicinate al volo spaziale con una filosofia relativamente a basso costo, in grande contrasto con quanto fatto dalle agenzie governative negli anni passati. In effetti, sono stati sviluppati alcuni piccoli veicoli riutilizzabili simili ad aerei per eseguire missioni suborbitali, cosa che potrebbe rappresentare un primo passo verso un accesso allo spazio più sicuro, più comodo e meno costoso.”

(IIF, s.d.) In ambito di turismo spaziale sub-orbitale, la *Scaled Composite* ha lanciato per la prima volta lo *SpaceShipOne (SS1)* nel 2004. Il veicolo ha raggiunto i 100 km di quota su una traiettoria suborbitale 36 anni dopo l'X-15, sviluppato dalla NASA a cavallo tra gli anni '50 e '60. L'azienda

[Digitare qui]

statunitense *The Spaceship Company*, joint venture tra *Scaled Composite* e *Virgin Galactic*, nell'ambito del proprio programma *Tier One* senza fondi governativi, è attualmente in attesa dell'autorizzazione finale della *Federal Aviation Authority (FAA)* per l'avvio della fase operativa commerciale di *SpaceShipTwo (SS2)*, destinato al trasporto di passeggeri per un volo spaziale di breve durata ad un prezzo di circa 250K €. Questo volo suborbitale deve consentire ai passeggeri di sperimentare l'assenza di gravità per qualche minuto e vedere una vasta area della Terra e la sua curvatura. Altri progetti facenti parte di questo quadro sono il *BSP Ascender*, *EADS Rocketplane* e *XCOR Lynx*.

| Step # | System                                                                                                                                                                       | Complexity | Maturity  | Investment costs | Utilization cost |
|--------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|-----------|------------------|------------------|
| 1      | Reduced-g flight with general aviation airplane ( <i>order of 2 seconds of weightlessness</i> )                                                                              | Low        | Very High | Almost zero      | Some 100 €/pers  |
| 2      | Parabolic flight with modified business/civil aviation airplane or military transport airplane ( <i>order of 20 seconds of weightlessness</i> )                              | Medium     | High      | Relatively low   | Some 7-8 k€/pers |
| 3      | Sub-orbital flight with specifically developed aircraft, i.e. Virgin Galactic SpaceShipTwo or XCOR Lynch or HyPlane vehicles ( <i>order of 2 minutes of weightlessness</i> ) | High       | Medium    | Medium           | 100-200 k€/pers  |
| 4      | In-orbit expandable habitats, i.e. Bigelow space modules ( <i>from 10 to 60 days of weightlessness</i> )                                                                     | Very High  | Low       | High             | 20-28 M€/pers    |

*Figura 1 - Confronto sistemi spaziali*

L'aviazione relativamente presto evolverà per includere i sistemi ad altissima velocità. Questi garantiranno opportunità molto migliori per l'accesso al *Near Space* (turismo spaziale, in particolare), che si diffonderà in tutto il mondo, garantendo biglietti meno costosi dei 250K €/persona offerti oggi. In questo scenario, emergeranno nuovi *designer* e produttori di velivoli ipersonici, nonché nuove compagnie aeree che offriranno queste capacità.

Argomenti di rilevanza e interesse specifico sono:

- Sostenibilità economica
- Efficienza temporale

[Digitare qui]

- Sicurezza
- Rispetto dell'ambiente
- Sostenibilità energetica
- Potenziale adattabilità a evoluzioni normative
- Comfort del passeggero

## 2.4 Il *Center for Near Space*

“Il *Center for Near Space (CNS)*, centro di competenza spaziale dell’*Italian Institute for the Future (IIF)*, è nato il 14 luglio 2015 nella cornice della Reggia di Caserta, suscitando grande interesse e partecipazione, con l’obiettivo di contribuire alla sempre maggiore diffusione della cultura spaziale tra le nuove generazioni e il grande pubblico, favorendo un positivo orientamento della società verso lo sviluppo del settore privato dell’Astronautica Civile.



*Figura 2 - Logo Center for Near Space*

Il termine “*Near*” esprime il desiderio di incoraggiare l’utilizzo crescente della parte più vicina del Quarto Ambiente, ossia la regione compresa tra la stratosfera e l’orbita bassa terrestre, ma anche in generale l’obiettivo di avvicinare i cittadini allo Spazio, da sempre fonte inesauribile di ispirazione e libertà di immaginazione, nonché volano di benessere sulla Terra.

La diffusione della cultura viene vista in modo innovativo al fine di far percepire sempre più al grande pubblico che lo spazio non è appannaggio esclusivo di pionieri o scienziati, ma alla portata di tutti molto più di quanto non si creda. D’altra parte, l’accesso allo spazio e il suo utilizzo non possono basarsi sui fondi istituzionali delle agenzie spaziali che sono molto più esigui di quanto non si pensi, ma devono poter far conto su una moltitudine di attori, fattori ed elementi in grado di far sviluppare un settore merceologico ad alto contenuto tecnologico.

Il *CNS*, così come l’*IIF*, non mira a prevedere il futuro né tanto meno a disegnarlo; ha invece l’obiettivo di immaginare futuri ingegneristicamente possibili.

[Digitare qui]

Il direttore generale del *CNS* e vice-presidente di *IIF*, ing. Gennaro Russo, ha trattato il setup dell'organizzazione, dall'organigramma al regolamento, dal codice etico alle prospettive strategiche, puntando a diventare in tempi brevi un riferimento nazionale in tema di evoluzione spaziale. I progetti avviati riguardano lo studio di un'infrastruttura spaziale di futura generazione denominata *SpaceHub*, e dell'accesso allo spazio "vicino" con sistemi alati (spazioplani) di piccole dimensioni che sono tecnologicamente e finanziariamente fattibili in tempi brevi e che consentono già di parlare di Turismo Spaziale 2.0. Parallelamente, il *CNS* ha firmato una serie di accordi con altre entità come la sezione napoletana di *Euroavia*, associazione europea degli studenti di ingegneria aerospaziale, il Consiglio Nazionale degli Ingegneri, il *Project Management Institute Southern Italy Chapter*, Amici di Città della Scienza, *Trans-Tech* srl, il Distretto Aerospaziale della Sardegna e il Distretto Tecnologico Aerospaziale della Campania (in finalizzazione).

La nascita del *Center for Near Space* intende incoraggiare anche in Italia l'accesso dei privati all'orbita terrestre, e in primo luogo all'area sub-orbitale per attività non solo di ricerca scientifica ma di sviluppo industriale e turismo spaziale, come primo passo per una *space economy* che possa trainare lo sviluppo economico nazionale ed europeo. Nel contempo si prefigge di avvicinare lo Spazio al grande pubblico, con una serie di iniziative per sensibilizzare le giovani generazioni, i cittadini e i decisori politici alla cultura spaziale.

Il Turismo Spaziale 2.0 ha visto la presentazione degli ultimi sviluppi del progetto *HYPLANE*, uno spazioplano da sei posti capace di raggiungere i 100 km di quota e velocità 4-5 volte superiori a quella del suono. Al salto fino a 100 km garantito dallo *SpaceShipTwo* di *Virgin Galactic*, *HYPLANE* contrappone la possibilità di effettuare durante uno stesso volo fino a tre salti offrendo una nuova e prolungata capacità di fare esperienze in microgravità, ma offre anche la possibilità di un trasporto intercontinentale veloce, percorrendo ad esempio la tratta Napoli-New York in meno di 2 ore e al costo non esorbitante di un biglietto di prima classe. Il progetto, ideato da *Trans-Tech* e Università di Napoli, ha recentemente riscosso diverso consenso tanto che sia a livello nazionale che regionale il volo ipersonico suborbitale di un velivolo piccolo è stato inserito nelle proposte di nuove strategie. E sono stati lanciati alcuni progetti collaterali fondamentalmente di tipo Educational, condotti e realizzati da giovani ingegneri e studenti universitari, e coinvolgendo aziende del settore spaziale.”

Nel 2016, durante il mio percorso accademico alla Federico II, ho avuto modo di entrare a contatto con questa realtà, partecipando al progetto *Hyplane Subsonic Wind Tunnel Test HSWTT*, formando

[Digitare qui]

un Team con cinque colleghi di corso con i quali, coadiuvati dal Dott. Russo, abbiamo concepito, realizzato e testato in galleria del vento un modello in scala 3D di *Hyplane*.



*Figura 3 - Premiazione FLOR2050 e modello di Hyplane*

Nel 2018, durante il mio ultimo anno di Laurea Magistrale presso il Politecnico di Torino, per la mia tesi magistrale ho accettato di sviluppare una tematica proposta dal *CNS*, su supervisione dell'Ing. *Rosa Sapone*, capo dell'ingegneria dei sistemi aerospaziali di *Altec Spa*, e dell'Ing. *Piero Messidoro*, ex *Chief Technical Officer* di *Thales Alenia Space* e parte del comitato scientifico del *Center For Near Space*".

## 2.5 Lavoro svolto

Il lavoro è stato svolto in collaborazione con il *Center for Near Space* e *Altec*.

Il *CNS* ha proposto lo studio di una configurazione di aviolancio in orbita a scopo di turismo spaziale. La collaborazione con *Altec* è avvenuta con lo studio della fattibilità del segmento di terra e di lancio, e quindi con lo studio delle operazioni che devono essere effettuate dello spaziorporto per poter supportare una missione spaziale di questo tipo.

In particolar modo, il lavoro è stato svolto sotto la supervisione di *Piero Messidoro* e di *Rosa Sapone*, a cui va il mio sentito ringraziamento per il supporto datomi durante il mio percorso di tesi.

## 3 L'aviolancio

### 3.1 Definizione

L'aviolancio (*air launch to orbit*) rappresenta il metodo di lanciare sistemi come razzi in quota da aerei convenzionali a decollo orizzontale, per trasportare *payload* in orbita bassa terrestre. Rappresenta lo sviluppo successivo di avio lanci da aerei sperimentali iniziati negli anni '40. Questo metodo, quando impiegato per l'inserzione in orbita di *payload*, presenta significativi vantaggi rispetto ai lanci convenzionali verticali, in particolar modo per via della ridotta massa, spinta e costo del razzo.

Un sistema di aviolancio è quindi un sistema aerospaziale complesso costituito da almeno due stadi: il primo stadio, chiamato *carrier*, è un aereo; il secondo stadio è di solito un razzo, a sua volta costituito da più stadi, o uno spaziplano.

Il principale vantaggio di un aviolancio è la sua alta flessibilità e reattività.

Il mercato emergente per nano e microsatelliti (1-50kg) è visto da molte persone come il primo potenziale mercato per veicoli aviolanciati. I microsatelliti sono spesso lanciati insieme con satelliti più grandi perché un lancio dedicato sarebbe troppo costoso. Comunque, per un piccolo satellite un grande svantaggio è rappresentato dal fatto che il cliente primario impone la destinazione finale e la data di lancio, e questo conduce a varie limitazioni che compromettono il pieno potenziale della missione di un piccolo satellite.

Il secondo potenziale mercato è il mercato per gli ORS *Operationally Responsive Space*. ORS è la capacità di sviluppare satelliti entro un paio di mesi e lanciarli quasi istantaneamente su *demand*. Attualmente il tempo di sviluppo di un satellite convenzionale è di 4-10 anni e per un microsatellite da 10-100 kg 1-4 anni. L'aviolancio rimuove la necessità di complesse *facility* di lancio e quindi è perfetto per gli ORS.

D'altra parte l'aviolancio sta emergendo anche nel campo suborbitale, come la *SpaceShipTwo*, sia per far provare a persone comuni esperienze di microgravità per un certo tempo che per la sperimentazione scientifica.

## 3.2 Alcune considerazioni sull'aviolancio

Nel seguito (Labib) (A.Muir) sono esposte alcune considerazioni sull'aviolancio,.

“Un aviolancio chiaramente beneficia di una strategica posizione di lancio e ha la capacità di essere reattivo; può essere scelto sulla base di condizioni metereologiche,, di una traiettoria di ascesa sull'acqua libera da aerei, navi e altri sistemi di lancio alla latitudine pari all'inclinazione dell'orbita desiderata, con un appropriato *phasing* nelle missioni di *rendez-vous*, per minimizzare requisiti di potenza elettrica e massimizzare la massa di *payload*.

Anche se un'alternativa di aviolancio può essere indipendente da una *facility* di lancio dedicata, una infrastruttura di terra limitata è ancora richiesta.

La capacità di *payload* di un lancio convenzionale non è soggetta alle limitazioni legate alla capacità del *carrier*, dati i suoi vincoli di massa e dimensioni, come invece accade per l'aviolancio.

Con riferimento al progetto di un veicolo, data la minore variazione di velocità richiesta per raggiungere un'orbita nel caso di un aviolancio, l'effetto della frazione di massa inerte è mitigato e ciò introduce flessibilità di progetto e/o aggiunti margini di sicurezza.

L'eredità e il *know-how* significativo del lancio convenzionale che esiste attualmente in confronto con quello dei aviolanci suggerisce che un aviolancio è infatti più complesso.

Un aviolancio beneficia di modi di aborto semplificati per via, in parte, della relativamente alta quota di lancio.

L'aviolancio deve considerare la sicurezza dell'equipaggio a bordo qualora ce ne sia. Nel caso di una *failure* catastrofica, un aviolancio necessiterebbe probabilmente di minore tempo per recuperare e ritornare a condizioni operative normali in situazioni mentre invece l'infrastruttura significativa del lancio convenzionale richiede un'estesa rimessa a nuovo.

In merito ai costi di assicurazione, che rappresentano una spesa relativamente significativa per una campagna di lancio, anche se un lancio convenzionale tipico probabilmente incorrerebbe in ridotti premi assicurativi a causa del largo bacino di *know-how*, la posizione strategica di lancio e i modi semplificati di aborto di un aviolancio potrebbero condurre a costi minori di assicurazione a patto che l'eredità di volo sia consolidata.

In termini di costi ricorrenti e non ricorrenti, una delle più significative riduzioni di costo per un aviolancio è il fatto che ha meno infrastruttura e *hardware* non riutilizzabili. Tuttavia, un aviolancio

[Digitare qui]

deve tener conto dei costi ricorrenti di *carrier* e pista assieme ai costi di sviluppo associati alle modifiche del *carrier*.

L'alternativa del beneficio operativo dell'avio Lancio si propone come complementare alla più larga capacità di *payload* di un sistema lanciato convenzionalmente. In tale caso, il veicolo avio Lancio si rivolgerebbe a *payload* più leggeri che richiedono un servizio reattivo.

Nel seguito sono descritti in modo più approfondito alcuni vantaggi e svantaggi”.

### **3.3 Vantaggi dei sistemi ALTO sui GLTO (*Ground Launch To Orbit*)**

“Il lancio può essere organizzato sulla base delle esigenze di un singolo cliente che vuole inserire in orbita un piccolo *payload* (caratteristica detta *launch on demand*). Le caratteristiche della missione possono essere scelte tenendo conto di tutte le richieste del cliente, che non potrebbero essere soddisfatte da un lancio convenzionale, dove tali parametri sono fissati dal *payload* principale (nel caso *piggyback*). In questo caso infatti, l'organizzazione proprietaria del carico secondario deve adattarsi alle tempistiche del cliente principale, compresi i suoi ritardi. Per questo, lanciare un piccolo carico può richiedere anche più di un anno. Nel secondo caso, ovvero il *rideshare agreement*, sono considerate le esigenze di tutti i clienti trovando un compromesso.

Risulta possibile effettuare il lancio verso qualsiasi inclinazione orbitale in qualsiasi momento, anche verso orbite non convenzionali. Le missioni di *rendez-vous* ne giovano particolarmente, perché con un sistema di avio Lancio si potrà avere l'intersezione con il piano orbitale desiderato entro qualche ora. Nei lanci convenzionali invece la corretta finestra di lancio è disponibile soltanto a cadenze di diversi giorni.

Quasi tutti gli Stati hanno un sito adatto a questo tipo di missioni, perché non è richiesto uno spazioporto con piattaforme di lancio, ma sono sufficienti una pista e una struttura per l'integrazione di tutti i componenti. Anche i Paesi che non confinano direttamente con l'oceano possono usufruire di questa tecnica, potendo teoricamente programmare il rilascio del razzo dove più si preferisce, in ogni direzione, rispettando e tenendo conto delle normative. I lanci convenzionali invece sono limitati ad operare negli spazioporti esistenti e solo entro un determinato range di direzioni [3]. Infine, devono essere annoverate anche considerazioni politiche: acquisire accesso allo spazio per i Paesi in via di sviluppo ne accresce da un lato il prestigio nazionale e dall'altro il livello tecnologico ed industriale fornendo vantaggi socio-economici agli abitanti.

[Digitare qui]

Le condizioni metereologiche avverse non influenzano il lancio, poiché fenomeni come temporali e forti venti possono essere facilmente aggirati. Risulta possibile escludere gran parte dei ritardi di natura metereologica cui sono soggetti i vettori lanciati da terra.

I parametri orbitali possono essere ridefiniti durante la fase di volo atmosferica, modificando in tempo reale il profilo di missione del velivolo *carrier*.

Il sistema può essere trasferito in un altro sito di lancio rapidamente, essendo a tutti gli effetti un aeromobile. Inoltre, a questo scopo, il *carrier* potrebbe essere abilitato per il rifornimento in volo; questa caratteristica, associata a tutte quelle precedenti, rende l'opzione *Air-Launch* estremamente flessibile e adattabile alle esigenze del cliente.

L'aeromobile *carrier* trasporta il lanciatore utilizzando dei motori *air-breathing*, che non richiedono un ossidante stoccato a bordo. Questo sistema propulsivo è più efficiente di un motore a razzo e permette di ridurre il volume e la massa dell'intero sistema.

I motori a razzo di un lanciatore aviotrasportato sono ottimizzati per l'ambiente di bassa pressione atmosferica, raggiungendo una elevata efficienza propulsiva (*thrust efficiency*) e risparmiando carburante. I motori dei primi stadi utilizzati nei lanciatori convenzionali sono infatti progettati per la quota intermedia e per la gran parte dell'utilizzo il flusso in uscita dall'ugello è sovraespanso.

Uno dei maggiori benefici di un razzo o spaziplano che è aviolanciato da un *carrier* è che potrebbe non volare attraverso gli strati di atmosfera più bassi e densi. Inoltre, è ben noto che la forza di resistenza conduce ad un largo aumento di lavoro aggiuntivo e questo richiede inevitabilmente massa di propellente. Infatti negli strati dell'atmosfera più bassi la densità è maggiore e questo conduce a maggiori forze di resistenza agenti sul veicolo. In aggiunta, vi è una perdita di spinta dovuta alla sovraespansione dell'ugello ad alta pressione ambiente e sottoespansione a bassa pressione ambiente; una geometria fissa di ugello non può fornire una ottima espansione di ugello su di un intero range di pressione ambiente, e rappresenta spesso una soluzione di compromesso. Per questa ragione, c'è ottimizzazione per bassa pressione ambiente per veicoli lanciati da alte quote, raggiungendo maggiori livelli di spinta durante il tempo di missione. In aggiunta, il *carrier* trasporta il razzo o lo spaziplano ad una quota in un modo più efficace, e perciò del propellente è risparmiato. L'immagazzinamento di ossidante a bordo non è richiesto dai motori perché possono utilizzare l'aria circostante per produrre spinta utilizzando turbofan ad esempio. In questo modo il sistema di lancio conserva una larga quantità di massa che sarebbe utilizzata altrimenti per combustibile. Così, la massa del razzo può anche includere payload, riducendo i costi per lanciarlo.

[Digitare qui]

Non vi è la dipendenza da uno specifico spazioporto: il sistema può essere trasferito in un altro sito di lancio rapidamente.

Poiché il razzo non è utilizzato attraverso gli strati densi dell'atmosfera, non deve immagazzinare il propellente necessario per vincere le forze di attrito delle quote inferiori. In particolare, l'aeromobile deve trasportare il carburante necessario per raggiungere il punto di separazione, mentre il razzo utilizza tutta la sua energia per salire in un ambiente dove l'attrito dell'aria è di molto inferiore, a parità di velocità. A circa 10 km di quota, la densità atmosferica è solo il 25% di quella al livello del mare.

Un ulteriore vantaggio dei sistemi ALTO (*Air Launch To Orbit*) è una lieve riduzione del  $\Delta V$  necessario per raggiungere l'orbita, in quanto il razzo ha una velocità iniziale determinata dal *carrier* e la forza gravitazionale agisce su di esso per meno tempo. Il costo in termini di carburante dovrebbe dunque essere minore.

Alcuni aerei militari esistenti non più utilizzati per scopi militari, ad esempio F-104 e l'F-15D, possono svolgere il ruolo di *carrier* per i lanci aerei. In questo caso, non è necessario investire tempo e risorse per progettare, produrre e certificare una nuova piattaforma di lancio. In alcuni casi queste operazioni potrebbero essere circoscritte a delle modifiche nell'aeroplano per poter supportare il lanciatore.

Il carico pagante e le strutture del lanciatore dovrebbero essere sottoposte a carichi e vibrazioni inferiori rispetto ad un lancio convenzionale.

Uno stesso sito di lancio può organizzare più missioni in rapida successione, perché la pista non deve essere ricondizionata.

### **3.4 Svantaggi dei sistemi ALTO sui GLTO (*Ground Launch To Orbit*)**

La massa del carico utile è limitata dalla dimensione del *carrier* e dal peso massimo di decollo. Questo problema non sussiste comunque per i nano e microsatelliti. La presenza di una connessione tra il vettore e il razzo, e in particolare la fase di separazione aumentano la complessità del sistema.

Il razzo può diventare instabile e incontrollabile dopo il rilascio e il pericolo di collisione tra il razzo e il *carrier* deve essere evitata studiando con attenzione i profili di missione e la fase di rilascio.

[Digitare qui]

A meno di non impiegare un UAV, è necessario un pilota (fattore umano nel sistema). La separazione e l'accensione del razzo in prossimità del pilota è una delle maggiori difficoltà che si incontrano nella certificazione del sistema. Inoltre, come per l'approccio convenzionale, le operazioni di lancio devono essere condotte obbligatoriamente su aree disabitate.

Il rilascio improvviso del razzo potrebbe modificare l'aerodinamica dell'aeromobile e le qualità di volo. Per ridurre questo problema, i baricentri dei due elementi dovranno essere collocati.”

### 3.5 Un caso studio che può motivare l'avio-lancio

“Per capire se il concept di *air-launch to orbit* sia valido, è necessario prima capire i dettagli di una attuale operazione di lancio.

Si consideri ad esempio il *Delta IV*, veicolo di lancio di categoria media, di design relativamente semplice per via dei suoi due stadi e senza *strap-on boosters*. Per poter trasportare un *payload* di circa 8000 kg in LEO, al *lift-off* dalla piattaforma la sua massa è pari a 265000 kg; il primo stadio trasporta circa 204000 kg di propellente e ha un *burn out time* di 245 s.

La maggior parte dei sistemi *air launch to orbit* lancia il proprio *payload* ad una quota intorno ai 12-15 km. Dal profilo di missione del Delta IV, in accordo con la ULA (*United Launch Alliance*), il razzo raggiunge una quota di 12.5 km da livello del mare in 92 secondi con una velocità di 690 m/s, e assumendo un valor medio di *fuel flow rate*, il razzo brucia 76604 kg di propellente, ergo il 37.6% del propellente totale del primo stadio trasportato per arrivare a 12.5 km. Inoltre, la variazione di velocità attesa è di circa 1221 m/s, a differenza di 690 m/s, e ciò è indice del fatto che a causa della gravità e delle perdite di resistenza soltanto il 56.5% della velocità attesa è ottenuta, sprecando una grande quantità di energia.

D'altro canto, guardando al restante profilo di *burn* del motore principale, esso interrompe il suo funzionamento ad una quota di 121 km dopo 245 s. La ULA indica una velocità di 4720 m/s in questo istante, in questo caso partendo da 12.5 km e una nuova massa iniziale di 188396 kg, avendo rimosso la massa di propellente spesa fino a questo istante. A questa quota, utilizzando un impulso specifico più vicino a 410 s e utilizzando l'equazione del razzo si ottiene una variazione di velocità di 4534 m/s; aggiungendo questo ai 690 m/s di velocità iniziale a 12.5 km dà una velocità attesa di 5224 m/s: questa volta si ottiene il 90% della velocità ideale.

[Digitare qui]

Perciò, guardando il profilo di lancio dal livello del mare a 121 km, si osserva quasi il 38% del propellente dello stadio bruciato nei primi 12.5 km, potendo convertire la variazione di velocità a velocità effettiva con un'efficienza del 56%. Al di sopra di questa quota, le perdite per resistenza sono molto minori e la conversione di spinta in velocità è molto più efficiente.

In aggiunta ai risparmi in massa di propellente e all'efficienza di conversione di energia, ci possono essere anche risparmi in termini di efficienza dell'ugello. Attualmente, a causa della massima spinta richiesta a bassa quota e della quantità di propellente spesa, i rapporti di espansione dell'ugello del primo stadio sono ottimizzati per bassa quota (21.5 è il rapporto di espansione nel caso in esame). In particolare, conoscendo l'*heat ratio* della combinazione di propellenti e la pressione in camera di combustione, l'ugello è ottimizzato per una quota tra i 7500 e gli 8000 m, che è al di sotto del 10% dell'intervallo di quote a cui l'ugello opererà. Il lancio da quota maggiore consentirà all'ugello di essere ottimizzato per una quota maggiore e genererà una maggiore efficienza di ugello.

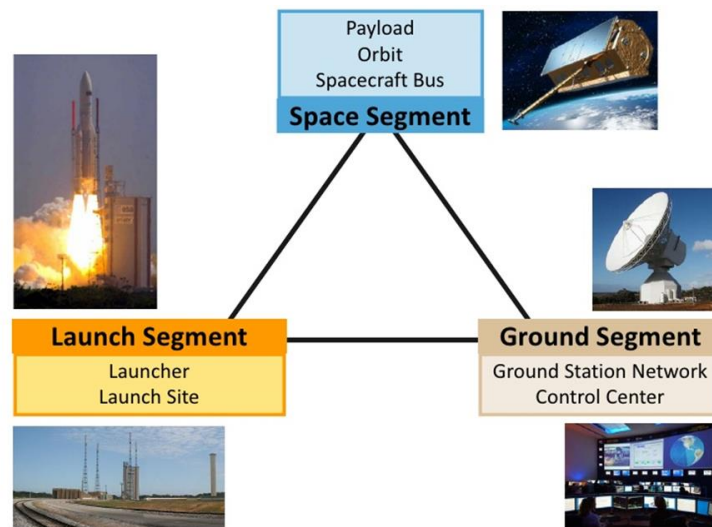
In conclusione, i numeri per un singolo veicolo lanciato facilmente mostrano che l'avio-lancio ha i suoi benefit. La domanda reale sarà legata al *carrier*: può un *carrier* essere gestito e avere una sufficientemente alta efficienza per compensare i costi di un lancio da livello del mare? Per piccoli *payload* la risposta è quasi sicuramente sì. Per *payload* più grandi, la risposta potrebbe non essere così chiara.”

## 4 *Conceptual design* di un veicolo aviotrasportato

### 4.1 Studio della fattibilità di una missione spaziale

L'attore o meglio l'attrice principale della missione è il segmento spazio di cui è stato effettuato un *preliminary design* e l'analisi di missione.

Infine sarà esposto lo studio delle operazioni del segmento di lancio e di terra.



*Figura 4 - Segmenti di una missione spaziale*

### 4.2 Metodologia

La metodologia utilizzata per affrontare il progetto del sistema di lancio è stata basata su di un approccio di tipo *system engineering*, che è possibile riassumere con il seguente generico processo di progetto di un tipico sistema spaziale:

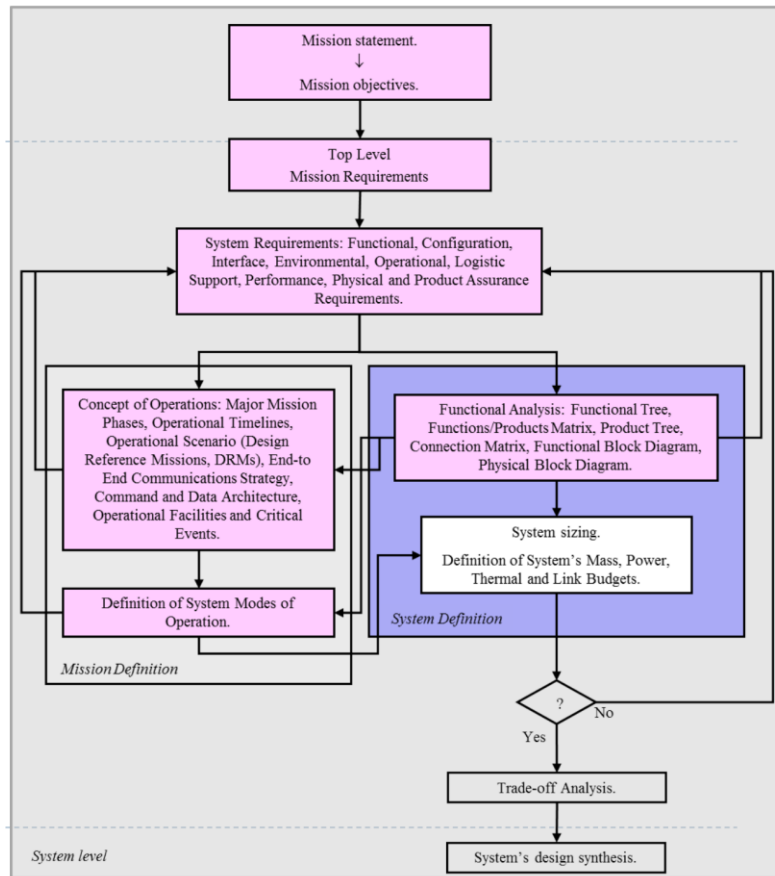


Figura 5 - Metodologia di system engineering

### 4.3 Mission Statement

La metodologia di progetto di un sistema complesso parte dal *mission statement*, ovvero la dichiarazione alla base del *concept* di missione, cioè il cuore del sistema di sistemi.

Il “manifesto” della missione è una dichiarazione completa, chiara e concisa che rappresenta la giustificazione stessa della sua esistenza e al tempo stesso ciò che la contraddistingue da tutte le altre. A partire da esso vengono definiti gli obiettivi della missione. *Mission statement* e *Mission objectives* non verranno modificati durante il progetto e non saranno oggetto di iterazione. Essi conducono ai requisiti di alto livello o *Mission requirements*, i quali rappresentano i requisiti del sistema di sistemi allocati su quello specifico sistema come parte del sistema di sistemi.

Per scrivere appropriatamente il *mission statement* è necessario rispondere al seguente set di domande:

[Digitare qui]

- Qual è il problema di radice? Qual è l'utente ultimo?

“Il problema "di radice" della missione è quello di definire e verificare la fattibilità di un sistema che consenta di trasportare un numero esiguo di turisti spaziali ed eventualmente esperimenti scientifici in orbita bassa terrestre LEO.”

- Come può essere risolto il problema?

“Il problema può essere risolto progettando un veicolo orbitale pluristadio il cui ultimo stadio rappresenta il modulo orbitale che trasporta passeggeri.”

- Vi sono altri obiettivi significativi imposti dallo scenario di alto livello?

“Il veicolo deve essere aviolanciato da un opportuno *carrier*, deve essere garantito un elevato livello di sicurezza per i passeggeri e la *crew*, e deve essere garantito un certo livello di riutilizzabilità del sistema, nell'ottica di poter operare da spaziodorti esistenti”.

Fatto ciò, il *mission statement* rappresenta la risposta alla seguente domanda:

- Quale è l'esigenza definita dal problema identificato? E qual è la soluzione proposta?

“Definire e analizzare la fattibilità di un sistema orbitale pluristadio da trasporto passeggeri, che sia aviolanciato in orbita bassa terrestre LEO, che garantisca un elevato livello di sicurezza per i passeggeri e la *crew*, con lo scopo di poter operare da spaziodorti esistenti.”

## **4.4 Mission Objectives**

Gli obiettivi di missione dedotti dal *Mission Statement* sono quindi:

- Definire e verificare la fattibilità di un sistema ALTO;
- Trasportare un numero esiguo di passeggeri in orbita LEO;
- Garantire un elevato livello di sicurezza;
- Operare da spaziodorti esistenti

Una attività parallela per completare la definizione degli obiettivi di missione è l'analisi degli stakeholders, che consiste in due step: identificazione di tutti gli attori della missione, che possono essere sponsor, operatori, end-user e clienti, e identificazione di tutte le esigenze degli stakeholders identificati, da cui è possibile trarre obiettivi di missione secondari. Ciò non è stato condotto durante il lavoro di tesi.

## 4.5 Mission Requirements

I requisiti di missione ricavati sono:

- *Air Launch to LEO Orbit* (@400 km) o LEO ALTO;
- Numero di persone a bordo: 2 piloti + 3 passeggeri/2 passeggeri + esperimento scientifico;
- Fattore di carico assiale di 3 g;
- *Down range* compatibile con le zone abitate.
- Sfruttare infrastrutture esistenti.

# 5 Veicoli di riferimento

## 5.1 Carrier

Il *carrier* è il velivolo atmosferico che trasporta il veicolo orbitale e che consente la manovra di aviolancio alla quota desiderata, nel rispetto dei suoi limiti prestazionali.

I *carrier* di riferimento per la missione sono stati frutto dell'analisi di *trade-off* compiuto sulla strategia configurazionale, e sono il *Boeing 747* e lo *Stratolaunch*.

Non è stata contemplata l'ipotesi di *carrier* non esistente poiché ciò incrementerebbe i costi di sviluppo del sistema e ai fini dello svolgimento della missione sarebbe eccessivamente penalizzante.



Figura 6 - Boeing 747

Il **Boeing 747** è un *wide body* convenzionale quadrigetto, utilizzato come aereo di linea e da trasporto, costruito dalla divisione aerei commerciali della Boeing, e che ha mantenuto per 37 anni il record mondiale di capacità di passeggeri trasportati. È stato scelto dalla *Virgin Orbit* come *carrier*

[Digitare qui]

del veicolo da aviolancio *LauncherOne*, del quale è stato effettuato il *drop test* a Luglio 2019 dallo spaziorporto di *Mojave*, e del quale sono pianificati i futuri lanci anche dallo *Kennedy Space Center* e dal *Cornwall Airport Newquay*. Un *carrier* di questo tipo potrebbe essere utilizzato per la maggior parte della sua vita operativa come aereo di linea, e in aggiunta potrebbe consentire l'aviolancio in configurazione *under wing*, a valle di alcune operazioni temporanee di integrazione del supporto necessario a sostenere un ipotetico veicolo orbitale da aviolanciare. È chiaro che la scelta di una configurazione di questo tipo è strettamente vincolata alla:

- Massa del veicolo orbitale, che non può eccedere un prefissato valore per via della limitata resistenza dell'ala del *carrier*; si tenga presente che non sono state condotte analisi strutturali di resistenza dell'ala, ma soltanto analisi qualitative: il *LauncherOne* pesa 26 tonnellate, per cui un rilevante incremento di peso rispetto a tale valore decreterebbe l'esclusione del *Boeing 747*.
- Ingombro del veicolo orbitale; qualora si scegliesse di alloggiare l'assieme lanciatore nella medesima posizione del *LauncherOne*, si deve tenere presente che il volume alloggiabile è limitato dalla *clearance* del *carrier* da terra e dalla distanza tra gli attuatori del carrello e il propulsore interno.



*Figura 7 - Stratolaunch*

Lo ***Stratolaunch*** è un aereo da trasporto costruito dalla *Scaled Composite* al fine di trasportare razzi utilizzati per la messa in orbita di satelliti; rappresenta quindi un *carrier* innovativo, il cui unico esemplare realizzato è il “*Roc*”, che ha effettuato il suo primo volo il 13 aprile 2019 dallo spaziorporto di *Mojave*, con cui batté il record di aereo più grande ad aver mai volato. Ciò che contraddistingue lo *Stratolaunch* e che lo differenzia fortemente dal *Boeing 747* è la sua configurazione a doppia fusoliera, il che lascia un'area vuota centrale da dedicare appositamente all'integrazione di un carico da aviolancio di massimo 225 tonnellate: la tecnica di aviolancio viene denominata *captive-bottom*, ed è la medesima che effettua il lanciatore *Pegasus* con il suo *carrier*, il *Lockeed L-1011 Tristar*. In effetti allo stato attuale il *Pegasus* rappresenta uno dei potenziali candidati di aviolancio tramite lo

[Digitare qui]

*Stratolaunch*. Le fusoliere sono state entrambe costruite per il 50% con pezzi di due *Boeing 747-400* acquistati appositamente a questo scopo; provengono dagli stessi due aerei anche le ruote dei carrelli di atterraggio, l'avionica, i motori e altri sistemi.

## 5.2 Assieme lanciatore

Per assieme lanciatore si intende l'assieme che si separa dal *carrier* e intraprende l'ascesa orbitale; è costituito dal carico utile o *payload* e dagli stadi del lanciatore.

Come veicoli di riferimento sono stati presi il *Pegasus XL* e il *LauncherOne*.



Figura 8 - Pegasus dell'Orbital ATK

Il **Pegasus XL** è un lanciatore spaziale sviluppato dalla *Orbital Sciences Corporation*, ora *Orbital ATK*, costituito da tre stadi principali a propellente solido i quali forniscono la maggior parte della spinta al lanciatore. Adotta come *carrier* un *Lockheed L-1011 TriStar*, il cosiddetto “*Stargazer*”, che

lo porta ad una quota di circa 12 km alla quale poi è sganciato in modo da poter accendere i suoi stadi e raggiungere l'orbita. È in grado di portare piccoli carichi in orbita bassa terrestre, e ogni lancio costa circa 30 milioni di dollari, con costo completo che dipende dai servizi aggiuntivi richiesti. Il primo lancio è avvenuto con successo nel 5 aprile 1990, mentre l'ultimo lancio è stato effettuato nell'Ottobre 2019 da *Cape Canaveral*: complessivamente sono stati effettuati 44 lanci, 39 dei quali realizzati con successo (e quindi con un rateo di successo del 92% a suo credito), piazzando oltre 78 satelliti in orbita. Questo sistema di lancio prevede la coordinazione tra i piloti del *carrier*, operatori a bordo addetti al pannello di lancio e centri di controllo a terra. Il *Pegasus* possiede un interessante set di *fin* di stabilizzazione utili al controllo direzionale verso lo spazio dopo il rilascio. Caratteristica inconfondibile del lanciatore è la sua ala a delta per aiutare il *pitch up* del razzo nelle prima fase atmosferica e fornire portanza assieme alle *fin* di coda per aiutare il razzo nel suo orientamento. Il *Pegasus* ha una lunghezza di 16.9 metri e un diametro di 1.27 metri, pesa approssimativamente 23100 kg e può trasportare un *payload* fino a 450 kg in LEO. Il primo stadio è costruito attorno al motore a propellenti solidi ATK Orion-50S XL, ha un impulso specifico di 295 s, una frazione di combustibile di 0.92, un tempo di burn di 70 s e non ha *thrust vectoring control* dei 726 kN di spinta generati, da cui una delle ragioni per l'uso dell'ala a delta e delle ampie *fin* di stabilizzazione. Il secondo stadio è un Orion-50 XL che è essenzialmente una versione più piccola del 50S, lungo 3 metri, con un impulso specifico leggermente minore di 291 s, e vicino ad esso in termini di *fuel fraction* e tempo di burn. Poiché non vi sono *fin* sul secondo e terzo stadio, questo motore richiede un *thrust vector control* per direzionare i 196 kN di spinta generata. Il terzo stadio è composto da un motore ATK Orion-38 che è lungo 1.34 metri e ha caratteristiche di prestazioni leggermente inferiori, con un impulso specifico di 287 secondi, una frazione di combustibile dell'88% e un tempo di burn di 68 secondi, un controllo del *thrust vector* e genera 36 kN di spinta per arrivare in LEO. Tutti e tre gli stadi utilizzano HTPB con il 19% di alluminio come combustibile. Per *payload* che richiedono una più elevata precisione di iniezione in orbita, il *Pegasus* ha l'opzione di aggiungere un quarto stadio, che occupa parte della massa e del volume di alloggiamento del payload, l'HAPS (*Hydrazine Auxiliary Propulsion System*) che possiede tre *thrusters* da 220 N che aiutano a fornire precisione di iniezione di orbita del *payload*. Il *Pegasus* è il veicolo *air launch to orbit* di maggior successo disponibile attualmente; si consideri che i costi di lancio di SpaceX sono intorno ai 50 milioni di dollari (ma *Elon Musk* ha affermato che si ridurranno a poco più di 2 milioni di dollari per lo *Starship*).

[Digitare qui]

Una breve esposizione delle sue specifiche:

- GTOW: 23500 kg
- Lunghezza: 17.6 m
- Diametro: 1.27 m
- Massa del payload imbarcabile: 450 kg
- Quota di rilascio: 11500 km
- Quota orbitale: 185.2 km in orbita equatoriale
- Velocità di rilascio: Mach 0.82 (864.5 km/h)
- Apertura alare: 6.7 m
- Anno del primo lancio: 1994



*Figura 9 – LauncherOne della Virgin Orbit*

Il **LauncherOne** è un lanciatore in progettazione dal 2010 dalla *Virgin Orbit* in grado di portare un carico di 300 kg (*smallsat*) in orbita eliosincrona (500 km), con costi di lancio attesi minori di 12 milioni di dollari. La configurazione è un doppio stadio non riutilizzabile a propellenti liquidi RP-1/LOX, con diametro di 1.6 metri. Il motore del primo stadio è il *NewtonThree* che genera 330kN di spinta, mentre il motore del secondo stadio è un *NewtonFour* che genera 22kN di spinta.

[Digitare qui]

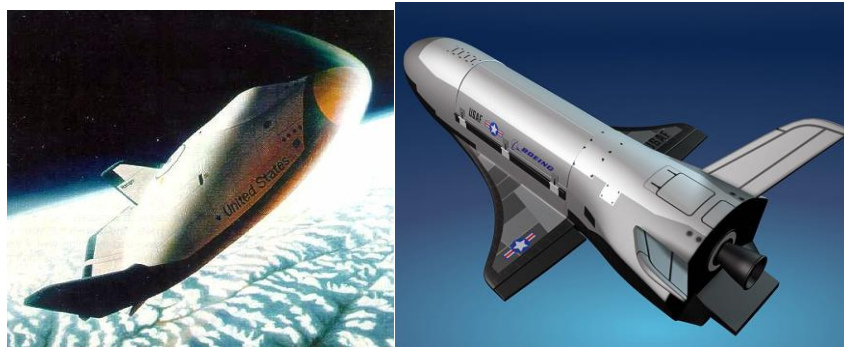
Sarà aviolanciato da un *carrier* B747, il cosiddetto “*Cosmic Girl*”, mediante tecnica di aviolancio *under wing* , e rilasciato sull’oceano in base alla desiderata inclinazione orbitale.

### **5.3 *Orbiter* o veicolo orbitale**

Il veicolo di riferimento adottato per l’*Orbiter*, il veicolo orbitale vero e proprio che condurrà l’equipaggio e i turisti spaziali sulla Stazione Spaziale Internazionale, è stato frutto di una analisi configurazionale condotta tra *Winged Re-Entry Vehicles (RV-W)* e *Non Winged Re-Entry Vehicles (RV-NW)*. Trattandosi di una missione di tipo *manned*, il veicolo effettuerà l’ascesa come assieme lanciatore e, a valle della separazione dei stadi che lo precedono, raggiungerà ed effettuerà il *rendez-vous* con la ISS; a seguito di un certo periodo di permanenza sulla ISS da parte dei turisti spaziali, il veicolo dovrà effettuare un rientro sicuro.

Una configurazione di tipo *Winged Body* sarebbe penalizzante nella fase di ascesa, per cui ci si è orientati inizialmente verso una configurazione non alata, per rispettare le analisi seguenti compiute con configurazione simile a quella del *Pegasus*. Una possibile scelta di progetto che ottimizzi la riduzione di resistenza durante l’ascesa ma consenta al tempo stesso un rientro sicuro e guidato potrebbe essere quella di adottare un sistema di protezione termica (*Thermal Protection System*) *TPS* all’avanguardia per il rientro, l’*Hypersonic Morphing for a Cabin Escape System (Hymoces)* progetto di *Aviospace*, che è stato dimostrato essere un sistema sicuro e affidabile per il rientro, aspirando a rappresentare un promettente *crew return vehicle*. In tale circostanza, l’*Orbiter* rappresenterebbe una capsula durante la fase di ascesa per minimizzare la resistenza aerodinamica (*drag optimising*), e durante il rientro un *TPS* di tipo *morphing* si gonfierebbe per consentire all’*Orbiter* di assumere una configurazione di tipo *Lifting Body* ed effettuare un atterraggio planato sulla Terra, il veicolo che rispecchierebbe maggiormente le caratteristiche geometriche ricavate dall’analisi preliminare potrebbe essere l’X-38 o *Crew Return Vehicle (CRV)*, dei quali si hanno a disposizione report aerodinamici.

[Digitare qui]



*Figura 10 - CRW e X-37*

Per la cabina e alle dimensioni generali si è fatto riferimento all'X-37C, variante ingrandita del 165% dell'X-37B o *Orbital Test Vehicle OTV*, spaziotreno sperimentale non pilotato sviluppato per la *U.S Air Force* e concepito come piattaforma privilegiata per condurre test orbitali su cui sviluppare nuove tecnologie per la difesa americana. Questa variante sarebbe in grado di trasportare fino a sei astronauti all'interno del suo compartimento pressurizzato.

## 6 Configurazione di aviolancio

Segue una rassegna dei principali metodi per il rilascio in quota di un lanciatore aviotrasportato.

Alcune di queste configurazioni, come il *captive on top* o il *captive on bottom*, sono state proposte e applicate anche su spaziplani suborbitali.

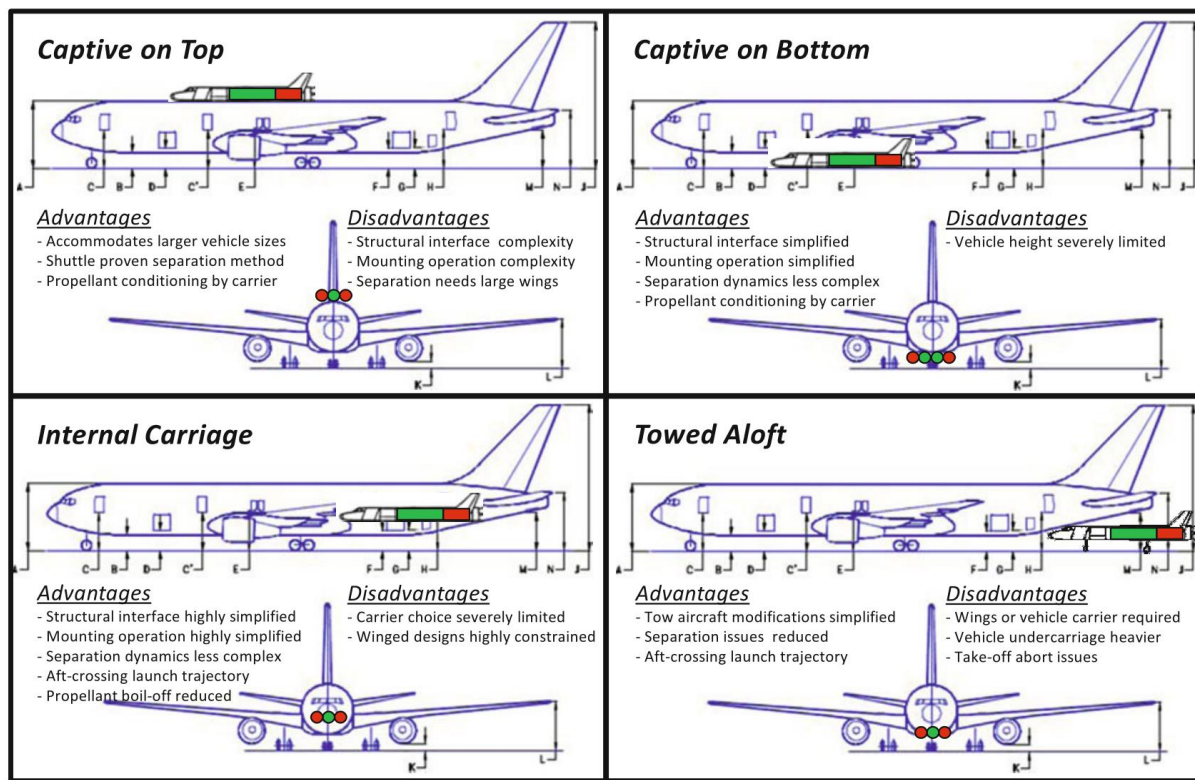


Figura 11 - Vantaggi e svantaggi delle configurazioni di aviolancio

### 6.1 *Captive on top*

In questa configurazione il lanciatore è trasportato sul dorso del velivolo *carrier*. Escludendo lo *Space Shuttle Enterprise*, rappresentato in figura sul dorso di un Boeing 747 opportunamente adattato, non sono stati mai costruiti ad oggi degli esemplari di lanciatori con tale configurazione. Naturalmente molti studi e progetti sono stati condotti, anche per il rilascio di spaziplani, tra cui lo *Spiral 50-50*, il *Saenger II* e *MAKS*.

L'*Enterprise* fu il primo prototipo di *shuttle* costruito con finalità di test di volo entro l'atmosfera terrestre e collaudo a terra. Veniva sganciato in volo da un *Boeing 747* durante una serie di prove (*ALT Approach and Landing Test*) per misurarne i carichi strutturali, le caratteristiche di volo, la

[Digitare qui]

manovrabilità e l'onere manutentivo derivante dalla fase di volo planato. Proseguiva dunque in volo librato per atterrare infine alla base di *Edwards* in California.



*Figura 12 - Configurazione Top con Space Shuttle*

### **Vantaggi e svantaggi**

Il *carrier* è in grado di trasportare un *rocket* di grosse dimensioni sul dorso, e la separazione è efficace se il lanciatore è dotato di superficie alare.

Per adattare *carrier* esistenti sono necessarie numerose modifiche invasive, e questo si traduce in un costo di adattamento alto. Il lanciatore disposto sul dorso disturba la generazione di portanza, limitando la quota disponibile per lo sgancio. A titolo di esempio, durante i test dello *Space Shuttle Enterprise*, lo sgancio dell'*Orbiter* avveniva tra i 5.7 e i 7.9 km, mentre la quota di crociera di un normale *Boeing 747* è compresa tra 11.5 e 13.7 km. Il rilascio del lanciatore è problematico poiché potrebbe collidere con l'impennaggio verticale. A tal proposito, sono state proposte tre differenti soluzioni per evitare un impatto con la coda del *carrier*: *Winged rocket*, *Trapeze Top Launch*, *Barrel Roll Manoeuvre*.

## **6.2 Internally carrier**

Il razzo è alloggiato internamente al *carrier* sopra una piattaforma che ne consente lo scorrimento longitudinale. In genere i progetti avanzati dai gruppi di ricerca prevedono l'utilizzo di grossi aerei cargo, come il *C-17*. L'estrazione del razzo dalla baia cargo e il suo allontanamento dal velivolo sono assicurati dall'apertura di un paracadute. Alcuni esempi includono l'*American Falcon SLV*, *HORUS* e il *Vozdushny Start*. Questa tecnica è comunemente utilizzata durante le missioni militari per paracadutare nelle zone strategiche veicoli e rifornimenti ed è chiamata "*airdrop*".



*Figura 13 - Configurazione contenuta nel carrier*

### **Vantaggi e svantaggi**

Le modifiche richieste per il *carrier* sono minime o addirittura nulle. Si elimina l'eventuale problema del *boil-off* del combustibile liquido, che avviene quando il lanciatore è direttamente riscaldato dall'irraggiamento solare o dall'attrito atmosferico. Il *rocket* non interferisce con l'aerodinamica del velivolo. La resistenza e la portanza non sono influenzate come nei casi *Captive on Top* o *Captive on Bottom*.

Possono essere utilizzati soltanto razzi le cui dimensioni rientrano nelle specifiche della baia cargo. La separazione è complessa poiché richiede l'utilizzo di un freno aerodinamico. Per questioni di sicurezza, combustibili pericolosi, come LOX/LH2 non possono essere stivati all'interno della baia cargo. L'apertura della *cargo bay* potrebbe porre dei limiti alla quota di rilascio.

## **6.3 *Captive on bottom***

Il lanciatore è agganciato al ventre del velivolo *carrier* e rappresenta la configurazione di lancio più comune, nonché l'unica commercialmente utilizzata con il lanciatore *Pegasus XL*. Molti altri progetti hanno scelto tale tecnologia. A titolo di esempio:

*Airborne Micro Launcher* (MLA): si tratta di lanciatore per microsatelliti in fase di sviluppo (almeno fino al 2010) presso il CNES e il DLR. La particolarità di questo progetto è la presenza di due booster laterali al lanciatore che assume una configurazione detta "a trimarano". Con una massa di 9000 kg è trasportato ad una quota di 16000m dal caccia multiruolo francese Rafele. Rilascia in orbita SSO un carico utile di 150 kg.

Due esempi di velivoli sperimentali che adottano questa tecnica sono l'X-15 e l'X-45. La configurazione è stata utilizzata nel caso degli spaziotrapi sub-orbitali *SpaceShipOne* e *SpaceShipTwo*. Lo *Stratolaunch*, come detto in precedenza, è uno dei potenziali candidati ad effettuare un aviolancio di questo tipo.

[Digitare qui]



Figura 14 - Stratolaunch, Pegasus con L1011, SpaceShip One e Two

### Vantaggi e svantaggi

È la strategia di separazione più semplice e sicura, poiché la forza di gravità allontana naturalmente i due corpi. L'eventuale ala presente sul lanciatore è necessariamente più piccola del corrispettivo caso "On Top", diminuendo il peso strutturale del lanciatore e dunque il costo. Infatti la portanza che genera non deve uguagliare la forza peso (altrimenti non si avrebbe l'allontanamento con il *carrier*) ma probabilmente a limitare la perdita di quota in conseguenza del lancio e stabilizzare la traiettoria del razzo.

Vi sono dei limiti al volume del lanciatore, che deve rispettare una determinata altezza minima dal suolo (*ground clearance*) e le dimensioni generali del velivolo *carrier*. Il lanciatore aumenta la resistenza del velivolo e in generale ne modifica l'aerodinamica. Richiede modifiche strutturali al velivolo, che tuttavia in alcuni casi, come per i velivoli *fighter*, possono essere minime.

## 6.4 *Captive under wing*

La strategia rappresenta una variazione del *captive on bottom* al di sotto dell'ala.

Essa coniuga i vantaggi del *captive on bottom* eliminando o allievando alcuni sui svantaggi, ma presenta il forte svantaggio che il peso massimo ammissibile dell'insieme lanciatore è vincolato stavolta alla resistenza dell'ala.

È molto recente, ed è stata sperimentata per il *LauncherOne*, al momento solo con *drop test*.



Figura 15 – *LauncherOne* con *Boeing 747*

## 6.5 *Towed*

In questa strategia il lanciatore è trainato dal *carrier* per mezzo di un cavo. Necessita dunque di sustentazione da parte di una superficie aerodinamica. Un esempio è il lanciatore riutilizzabile *Astroliner* di Kelly Space and Technology, concepito nel 1993, a tutti gli effetti uno spaziotreno con GTOW pari a 326600 kg, trainato da un *Boeing 747* alla quota di 6000 metri. Dotato di propulsori a razzo ed *airbreathing*, è in grado di inserire in orbita LEO un carico di 4550 kg. Sebbene il progetto preveda l'utilizzo di componenti COTS, è ritenuto infattibile con le attuali tecnologie.

Esiste una variante della configurazione *Towed Air Launch* a tre veicoli, in cui la sustentazione al razzo non è fornita da una superficie alare integrata nel lanciatore, ma da un aliante *unmanned*. L'aliante viene trainato in quota dal *carrier* tramite un cavo, che viene reciso al momento opportuno. Il razzo viene poi sganciato in sicurezza dal *glider* e procede con l'inserimento in orbita del carico pagante. L'aliante atterra infine autonomamente per poi essere riutilizzato. Il centro NASA Armstrong sta studiando un sistema basato su questo *concept* chiamato *Towed Twin Fuselage Glider Air Launch System (TGALS)*. Nel 2014 avvenne il primo test di volo di un prototipo costruito in scala 1:3, il cui aliante a doppia fusoliera è fotografato nella figura seguente. Il *glider*, come nel caso

[Digitare qui]

del TGALS, può essere *rocket assisted* in modo che possa modificare assetto da orizzontale ed uno caratterizzato da un elevato *flight path angle*, così da massimizzare l'efficienza di lancio.

### **Vantaggi e svantaggi**

La separazione tra *carrier* e lanciatore è semplice, poiché consiste nella rescissione del cavo. Necessità di modifiche piccole e poco costose al velivolo trainante. Inoltre moltissimi aerei possono essere facilmente adattati e abilitati al traino di alianti, dunque a svolgere funzione di “primo stadio”.

I costi di costruzione di un aliante *unmanned* rimangono relativamente contenuti, potendo utilizzare durante il progetto e la costruzione di componenti COTS. Anche dal punto di vista manutentivo si avrebbero significative semplificazioni. Secondo alcuni studi, il *towed glider* potrebbe trasportare un razzo circa il doppio più pesante rispetto ad una configurazione “*Captive on Bottom*” con un aereo convenzionale, probabilmente in virtù del fatto che un aliante è un velivolo con un alto *lift-to-drag ratio L/D*. Per quanto riguarda la sicurezza, non sussiste più la situazione in cui il pilota è nelle immediate vicinanze di un razzo acceso. Questa infatti è una delle maggiori criticità per la certificazione di un sistema per il lancio di satelliti aviotrasportati.

D'altro canto, il cavo reciso potrebbe essere causa di incidenti. Il lanciatore trainato potrebbe causare incidenti nell'eventualità di decollo abortito, per esempio in seguito alla piantata di un motore del *carrier*. Non è possibile trasferire il propellente liquido dal *carrier* al lanciatore per contrastare il fenomeno del *boil off*. Il cavo potrebbe comunque fornire una connessione elettrica tra i due corpi. Il lanciatore deve essere dotato di un sofisticato sistema di controllo d'assetto.



*Figura 16 - Configurazione trainata*

## 7 Analisi di *trade-off*

### 7.1 Strategia configurazionale

(Viola) È stata eseguita una *trade-off analysis* sulla strategia configurazionale di aviolancio e sulla strategia propulsiva, per scegliere la soluzione migliore in termini di rapporto efficacia/costo (*the most cost effective solution*) per le precedenti aree di progetto a partire da una serie di potenziali alternative. Sin dall'inizio si è stati molto confidenti nei confronti delle configurazioni *bottom* e *under wing* e su un propellente di tipo LOX/RP1, ma non si volevano escludere a priori altre possibilità.

Innanzitutto è stata eseguita una ricerca sulle possibili configurazioni di sistema aviolanciato come esposto in precedenza, che si dividono in cinque categorie: *captive on top*, *captive on bottom*, *captive under wing*, *captive internally carried* e *towed*, rispettivamente facenti riferimento a sistema aviolanciato situato rispetto al *carrier* sul dorso della fusoliera, sul ventre della fusoliera, al di sotto dell'ala, alloggiato al suo interno oppure trascinato per mezzo di un cavo.

Tali configurazioni sono state approfonditamente studiate in passato e hanno evidenziato pregi e difetti; la seguente analisi si propone di valutare la bontà di ciascuna alternativa, ed elaborare un concetto plausibilmente vincente per l'aviolancio, seppur mantenendo le caratteristiche di un'analisi ad alto livello che può essere soggetta a modifiche durante la fase di avamprogetto del sistema.

Per fare ciò, sono state individuate delle caratteristiche significative per esprimere un giudizio su ciascuna alternativa, denominate figure di merito (o *figure of merit* FoM), a ciascuna delle quali fanno capo dei sotto-parametri che le influenzano, denominati *driver*. Questi ultimi sono stati pesati opportunamente in base alla loro influenza relativa sulla FoM corrispondente.

Le FoM e i *driver* scelti sono:

#### Performance

- Efficienza aerodinamica *Carrier/Launch System*
- Peso *Launch System* (a parità di dimensioni del *Carrier*)
- Volume *Launch System* (a parità di dimensioni del *Carrier*)
- Dinamica della separazione

#### Complessità

- Influenza strutturale sul *Carrier*
- Interazione nei punti critici del *Thermal Protection System*

[Digitare qui]

- Utilizzo di oggetti ausiliari per la separazione (come superfici dispiegabili)
- Livello di tecnologia e sequenza di separazione

#### Operazioni

- Metodo di separazione
- Flessibilità della base di lancio
- Limitazione sulla potenza del *Flight Control System* durante la separazione
- Accesso al *Launch System* prima del lancio
- Operazioni di supporto a terra (assemblaggio, carico/scarico passeggeri...)

#### Sicurezza

- Traiettoria di lancio del *Launch System*
- Protezione del *Launch System* agli agenti esterni
- Gestione di una *failure* critica/Aborto della missione del *Launch System*

#### Costi

- Necessità di un carrier non commerciale/non esistente
- Cambiamenti da effettuare su di un carrier esistente
- Maggiori attenzioni richieste per il progetto strutturale del *Launch System*
- Maggiori attenzioni richieste per il progetto sistemistico del *Launch System*
- Maggiori attenzioni richieste per il progetto aerodinamico del *Launch System*
- Operazioni di supporto a terra
- Maggiori attenzioni sul propellente del *Launch System*

A ciascun *driver* delle FoM è stato assegnato un numero compreso tra 1 e 5 per ogni alternativa: i valori scelti sono frutto di una valutazione sia soggettiva che derivante dalle analisi degli *stakeholders* e di ricercatori condotte in studi sull'avio-lancio.

Dalla somma dei *driver* relativi a ciascuna FoM è stato possibile calcolare il valore di ciascuna FoM relativa ad ogni alternativa.

A seguire si è proceduto alla normalizzazione: è stato eseguito il rapporto tra il valore della FoM e il valore massimo attribuibile alla stessa (pari a 5 volte il numero di *driver* associati alla FoM)

Per valutare il valore normalizzato sono state adoperate relazioni analitiche differenti a seconda che la determinata FoM sia a beneficio o meno (e quindi direttamente o inversamente proporzionale) al *cost-effectiveness*.

- *Performance*, Operazioni e Sicurezza

Essendo direttamente proporzionali al *cost-effectiveness* le formule utilizzate sono:

[Digitare qui]

$$performance_{norm} = \frac{performance}{performance_{max}} \times 100$$

$$operazioni_{norm} = \frac{operazioni}{operazioni_{max}} \times 100$$

$$sicurezza_{norm} = \frac{sicurezza}{sicurezza_{max}} \times 100$$

- Complessità e costo

Essendo inversamente proporzionali al *cost-effectiveness* le formule utilizzate sono:

$$complessità_{norm} = 100 - \frac{complessità}{complessità_{max}} \times 100$$

$$costo_{norm} = 100 - \frac{costo}{costo_{max}} \times 100$$

| FoM         | [Digitare qui] <i>Driver</i>                                                      | <i>Internally<br/>stowed</i> | <i>Towed</i> | <i>Captive<br/>on top</i> | <i>Captive on<br/>bottom</i> | <i>Captive<br/>under wing</i> |
|-------------|-----------------------------------------------------------------------------------|------------------------------|--------------|---------------------------|------------------------------|-------------------------------|
| Performance | Efficienza aerodinamica <i>Carrier/Launch System</i>                              | 5                            | 3            | 1                         | 4                            | 4                             |
|             | Peso <i>Launch System</i> (a parità di dimensioni del <i>Carrier</i> )            | 3                            | 3            | 4                         | 3                            | 2                             |
|             | Volume <i>Launch System</i> (a parità di dimensioni del <i>Carrier</i> )          | 1                            | 3            | 4                         | 1                            | 3                             |
|             | Dinamica della separazione                                                        | 2                            | 3            | 3                         | 4                            | 4                             |
| Complessità | Influenza strutturale sul <i>Carrier</i>                                          | 2                            | 4            | 4                         | 4                            | 3                             |
|             | Interazione nei punti critici del <i>Thermal Protection System</i>                | 1                            | 3            | 5                         | 2                            | 2                             |
|             | Utilizzo di oggetti ausiliari per la separazione (come superfici dispiegabili)    | 5                            | 4            | 3                         | 2                            | 2                             |
|             | Livello di tecnologia e sequenza di separazione                                   | 4                            | 3            | 3                         | 2                            | 2                             |
| Operazioni  | Metodo di separazione                                                             | 2                            | 3            | 3                         | 4                            | 4                             |
|             | Flessibilità della base di lancio                                                 | 3                            | 3            | 4                         | 3                            | 3                             |
|             | Limitazione sulla potenza del <i>Flight Control System</i> durante la separazione | 2                            | 3            | 3                         | 3                            | 3                             |
|             | Accesso al <i>Launch System</i> prima del lancio                                  | 4                            | 1            | 2                         | 2                            | 2                             |
|             | Operazioni di supporto a terra (assemblaggio, carico/scarico passeggeri...)       | 4                            | 4            | 2                         | 3                            | 3                             |
| Sicurezza   | Traiettoria di lancio del <i>Launch System</i>                                    | 3                            | 4            | 4                         | 5                            | 5                             |
|             | Protezione del <i>Launch System</i> agli agenti esterni                           | 5                            | 3            | 2                         | 3                            | 3                             |
|             | Gestione di una failure critica/Aborto della missione del <i>Launch System</i>    | 1                            | 3            | 4                         | 5                            | 5                             |
| Costo       | Necessità di un carrier non commerciale/non esistente                             | 5                            | 3            | 3                         | 4                            | 3                             |
|             | Cambiamenti da effettuare su di un carrier esistente                              | 3                            | 3            | 4                         | 4                            | 3                             |

[Digitare qui]

|                                                                                     |   |   |   |   |   |
|-------------------------------------------------------------------------------------|---|---|---|---|---|
| Maggiori attenzioni richieste per il progetto strutturale del <i>Launch System</i>  | 3 | 4 | 4 | 3 | 3 |
| Maggiori attenzioni richieste per il progetto sistemistico del <i>Launch System</i> | 3 | 4 | 4 | 3 | 3 |
| Maggiori attenzioni richieste per il progetto aerodinamico del <i>Launch System</i> | 2 | 4 | 4 | 3 | 3 |
| Operazioni di supporto a terra                                                      | 3 | 2 | 4 | 3 | 3 |
| Maggiori attenzioni sul propellente del <i>Launch System</i>                        | 5 | 3 | 3 | 3 | 3 |

| FoM                | <i>Commenti</i>                                         | <i>Internally<br/>stowed</i> | <i>Towed</i> | <i>Captive<br/>on top</i> | <i>Captive on<br/>bottom</i> | <i>Captive<br/>under wing</i> |
|--------------------|---------------------------------------------------------|------------------------------|--------------|---------------------------|------------------------------|-------------------------------|
| <b>Performance</b> | Proporzionale al <i>cost effectiveness</i>              | 11                           | 12           | 12                        | 12                           | 13                            |
| <b>Complessità</b> | Inversamente proporzionale al <i>cost effectiveness</i> | 12                           | 14           | 15                        | 10                           | 9                             |
| <b>Operazioni</b>  | Proporzionale al <i>cost effectiveness</i>              | 15                           | 14           | 14                        | 15                           | 15                            |
| <b>Sicurezza</b>   | Proporzionale al <i>cost effectiveness</i>              | 9                            | 10           | 10                        | 13                           | 13                            |
| <b>Costo</b>       | Inversamente proporzionale al <i>cost effectiveness</i> | 24                           | 23           | 26                        | 23                           | 21                            |

[Digitare qui]

| FoM         | Performance | Complessità | Operazioni | Sicurezza | Costo | Rank | Weight Factor |
|-------------|-------------|-------------|------------|-----------|-------|------|---------------|
| Performance | X           | 1           | 0          | 0         | 0     | 1    | 0.1           |
| Complessità | 0           | X           | 1          | 0         | 0     | 1    | 0.1           |
| Operazioni  | 1           | 0           | X          | 0         | 1     | 2    | 0.2           |
| Sicurezza   | 1           | 1           | 1          | X         | 1     | 4    | 0.4           |
| Costo       | 1           | 1           | 0          | 0         | X     | 2    | 0.2           |
|             |             |             |            |           |       | 10   | 1             |

Sono stati individuati i fattori di peso (o *weighting factor WF*) di ciascuna FoM confrontandone l'importanza a coppie: la scelta è stata fatta in base alle prerogative degli *stakeholders* interessati allo sviluppo di un sistema aviolanciato.

È stato opportuno privilegiare senz'altro il fattore sicurezza rispetto alle altre FoM; i costi rispetto alle *performance* e alla complessità; le operazioni rispetto alle *performance*; la complessità rispetto alle operazioni; le *performance* rispetto alla complessità.

Il risultato è rappresentato da una matrice che riporta il valore unitario se la FoM sulla riga è preponderante rispetto alla FoM sulla colonna corrispondente: un approccio matriciale di confronto per le FoM a due a due è conveniente quando si hanno molte FoM.

Per il calcolo dell'indice di valore di ciascuna alternativa è stata utilizzata la seguente relazione:

*indice di valore*

$$\begin{aligned} &= performance_{norm} \times WF_{performance} + operazioni_{norm} \times WF_{operazioni} \\ &+ sicurezza_{norm} \times WF_{sicurezza} + complessità_{norm} \times WF_{complessità} \\ &+ costo_{norm} \times WF_{costo} \end{aligned}$$

[Digitare qui]

I risultati così ottenuti sono riportati nella tabella seguente:

| <i>Internally stowed</i> | <i>Towed</i> | <i>Captive on top</i> | <i>Captive on bottom</i> | <i>Captive under wing</i> |
|--------------------------|--------------|-----------------------|--------------------------|---------------------------|
| 51.78                    | 53.70        | 51.50                 | 64.52                    | 66.66                     |

La configurazione di sistema aviolanciato vincitrice di questa analisi di *trade-off* è la configurazione di sistema di lancio agganciato al di sotto dell'ala del *carrier*, ovvero l'attuale configurazione esistente adottata per il *LauncherOne*, seguito di pochissimo dalla configurazione *bottom*. Si tratta di un risultato atteso, considerando che non è eccessivamente penalizzata da nessuna dei *driver* delle FoM valutate ad eccezione del peso del sistema, poiché esso dovrà sottostare ai limiti di momento flettente e di taglio a cui l'ala può resistere in volo, dettati dal progetto strutturale.

Inoltre vi sono caratteristiche che influenzano negativamente di più le altre configurazioni, come ad esempio la minore efficienza aerodinamica che comporta una configurazione di tipo *top*, un livello di sicurezza molto basso per una configurazione trainata e interna al *carrier*, nonché un livello di tecnologia delle tre più alto rispetto alle due vincitrici che invece sono state già testate in volo.

Pertanto all'inizio delle analisi la configurazione *under wing* è stata ritenuta la configurazione più promettente.

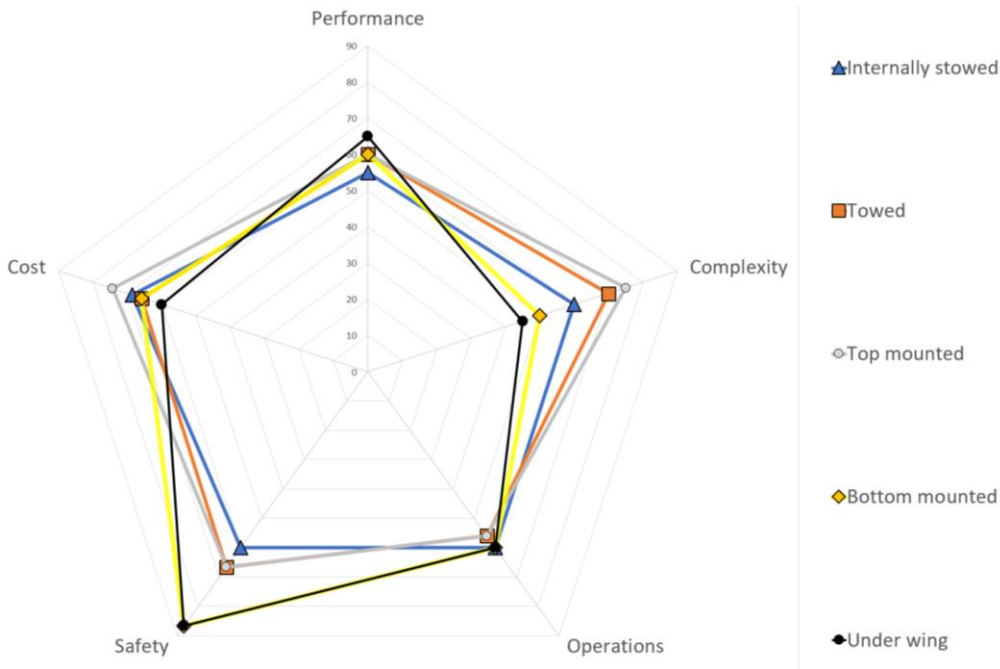


Figura 17 - Confronto configurazioni di aviolancio

Il risultato così ottenuto, da validare con l'analisi di missione, ha introdotto le seguenti questioni:

- Stabilire l'utilizzo di un solo *Launch System* (posto al di sotto una semiala) o di due *Launch System* (ciascuno dei quali posto al di sotto di ciascuna semiala); a tal proposito si è inizialmente optato per la seconda alternativa, per massimizzare il *payload*.
- Stabilire la tipologia di *carrier*, ad ala alta o ad ala bassa; si è optato per la seconda alternativa, e il *Boeing 747* si presterebbe bene poiché consentirebbe un sufficiente alloggiamento del veicolo di lancio in termini di ingombri.
- Nell'eventualità di utilizzo di un *carrier* quadrimotore, se fosse possibile porre il veicolo di lancio **in** sostituzione di alcuni propulsori.
- Modalità di separazione e traiettoria di lancio, se in avanti (in analogia al *Pegasus XL*) o se *aft crossing* (con rallentamento del sistema e rotazione verso l'alto); questa problematica non è stata affrontata nel lavoro di tesi.

Successivamente, con l'analisi di missione, sarà evidenziato come gli ingombri e i pesi del sistema non possono essere compatibili con questa configurazione, decretando quindi lo *switch* ad una configurazione di tipo *bottom* e con un *carrier* con sufficiente capacità di trasporto.

## 7.2 Strategia propulsiva

Successivamente è stata eseguita una *trade-off analysis* sulla strategia propulsiva che avrebbe adottato l'assieme lanciatore, in modo analogo a quanto fatto per la precedente.

Uno step importante nel *design* del lanciatore è la scelta del tipo di apparato propulsivo, che si riflette nell'architettura del sistema propulsivo e sulla logistica, dallo stoccaggio e dalla manipolazione del propellente, agli aspetti manutentivi.

È stata effettuata innanzitutto una rassegna di potenziali propellenti utilizzabili, tutti di tipo liquido ad eccezione dell'ultimo, solido: LOX/LH2, LOX/RP1, LOX/CH4, F2/NH3, F2/LH2, F2/Li+H2, FLOX70/RP1, DMAZ/LOX, APCP.

Nella lista sono stati inclusi, per finalità di paragone, anche propellenti non adottabili per missioni *manned* per via della loro pericolosità, che influenzerebbe negativamente figure di merito quali la sicurezza dei civili a bordo e lo svolgimento delle operazioni a terra.

Nonostante il chiaro orientamento nei confronti dell'utilizzo di un propellente liquido, è stata valutato l'inserimento di un propellente solido nell'analisi, l'APCP, poiché il *Pegasus XL* adotta questo propellente di tipo solido.

[Digitare qui]

Le FoM e i *driver* scelti sono:

#### Performance

- Capacità di stoccaggio
- Stabilità termica
- Reattività
- Ecologicità
- Capacità di raffreddamento
- Requisiti di coibentazione

#### Influenza sul *Launch System*

- Peso del propellente
- Lunghezza del *tank*

#### Complessità

- Progetto del *tank*

#### Operazioni

- Capacità di accensione e ri-accensione
- Capacità di *throttling*
- Capacità di vettorizzazione della spinta
- Buona manutenibilità di linee, *tank* e componenti annessi
- Trasportabilità
- Bassa necessità di *pre-processing*
- Conservabilità del propellente a terra
- Eredità di sperimentazione di volo
- Eredità di sperimentazione a terra

#### Sicurezza

- Bassa Tossicità/reattività
- Capacità di *shut-down*

#### Costi

- Disponibilità e produzione del propellente
- Tempo di vita operativo del propulsore
- *Tank*
- Manutenzione delle linee di alimentazione, *tank* e componenti annessi.

[Digitare qui]

## TYPICAL ROCKET EXHAUST GASES PROPERTIES

Results of calculations for several different liquid and solid propellant combinations are given:

| Oxidizer                | Fuel                   | Mixture Ratio |           | Average Specific Gravity | Chamber Temp. (K) | Chamber $c^*$ (m/sec) | $\Delta H$ (kg/mol) | $I_s$ (sec) |        | $k$  |
|-------------------------|------------------------|---------------|-----------|--------------------------|-------------------|-----------------------|---------------------|-------------|--------|------|
|                         |                        | By Mass       | By Volume |                          |                   |                       |                     | Shifting    | Frozen |      |
| Oxygen                  | Methane                | 3.20          | 1.19      | 0.81                     | 3526              | 1835                  |                     |             | 296    |      |
|                         |                        | 3.00          | 1.11      | 0.80                     | 3526              | 1853                  |                     | 311         |        |      |
|                         | Hydrazine              | 0.74          | 0.66      | 1.06                     | 3285              | 1871                  | 18.3                |             | 301    | 1.25 |
|                         |                        | 0.90          | 0.80      | 1.07                     | 3404              | 1892                  | 19.3                | 313         |        |      |
|                         | Hydrogen               | 3.40          | 0.21      | 0.26                     | 2959              | 2428                  | 8.9                 |             | 386    | 1.26 |
|                         |                        | 4.02          | 0.25      | 0.28                     | 2999              | 2432                  | 10.0                | 389.5       |        |      |
|                         | RP-1                   | 2.24          | 1.59      | 1.01                     | 3571              | 1774                  | 21.9                | 285.4       |        | 1.24 |
|                         |                        | 2.56          | 1.82      | 1.02                     | 3677              | 1800                  | 23.3                |             | 300    |      |
| Fluorine                | UDMH                   | 1.39          | 0.96      | 0.96                     | 3542              | 1835                  | 19.8                |             | 295    | 1.25 |
|                         |                        | 1.65          | 1.14      | 0.98                     | 3594              | 1864                  | 21.3                | 310         |        |      |
|                         | Hydrazine              | 1.83          | 1.22      | 1.29                     | 4553              | 2128                  | 18.5                | 334         |        | 1.33 |
|                         |                        | 2.30          | 1.54      | 1.31                     | 4713              | 2208                  | 19.4                |             | 365    |      |
|                         | Hydrogen               | 4.54          | 0.21      | 0.33                     | 3080              | 2534                  | 8.9                 |             | 389    | 1.33 |
|                         |                        | 7.60          | 0.35      | 0.45                     | 3900              | 2549                  | 11.8                | 410         |        |      |
|                         | Hydrazine              | 1.08          | 0.75      | 1.20                     | 3258              | 1765                  | 19.5                |             | 283    | 1.26 |
|                         |                        | 1.34          | 0.93      | 1.22                     | 3152              | 1782                  | 20.9                | 292         |        |      |
| Nitrogen tetroxide      | 50% UDMH-50% hydrazine | 1.62          | 1.01      | 1.18                     | 3242              | 1652                  | 21.0                |             | 278    | 1.24 |
|                         |                        | 2.00          | 1.24      | 1.21                     | 3372              | 1711                  | 22.6                | 289         |        |      |
|                         | RP-1                   | 3.4           | 1.05      | 1.23                     | 3290              |                       | 24.1                |             | 297    | 1.23 |
|                         |                        | 2.15          | 1.30      | 1.20                     | 3396              | 1747                  | 22.3                | 289         |        |      |
|                         | MMH                    | 1.65          | 1.00      | 1.16                     | 3200              | 1591                  | 21.7                |             | 278    | 1.23 |
|                         |                        | 4.1           | 2.12      | 1.35                     | 3175              | 1594                  | 24.6                |             | 258    | 1.22 |
|                         | Red fuming nitric acid | 4.8           | 2.48      | 1.33                     | 3230              | 1609                  | 25.8                | 269         |        |      |
|                         |                        | 1.73          | 1.00      | 1.23                     | 2997              | 1682                  | 20.6                |             | 272    | 1.22 |
| Hydrogen peroxide (90%) | 50% hydrazine          | 2.20          | 1.26      | 1.27                     | 3172              | 1701                  | 22.4                | 279         |        |      |
|                         |                        |               |           |                          |                   |                       |                     |             |        |      |
| Hydrogen peroxide (90%) | RP-1                   | 7.0           | 4.01      | 1.29                     | 2760              |                       | 21.7                |             | 297    | 1.19 |
|                         |                        |               |           |                          |                   |                       |                     |             |        |      |

Notes:

Combustion chamber pressure—1000 psia (6895 kN/m<sup>2</sup>); nozzle exit pressure—14.7 psia (1 atm); optimum expansion.

Adiabatic combustion and isentropic expansion of ideal gas

Theoretical Performance of Liquid Rocket Propellant Combinations

Figura 18 - Propellenti per endoreattore

A ciascun *driver* delle FoM è stato assegnato un numero compreso tra 1 e 5 per ogni alternativa: i valori scelti sono frutto di una valutazione sia soggettiva che derivante dalle analisi condotte in studi sull'avio-lancio.

Dalla somma dei *driver* relativi a ciascuna FoM è stato possibile calcolare il valore di ciascuna FoM relativa ad ogni alternativa.

A seguire si è proceduti alla normalizzazione: è stato eseguito il rapporto tra il valore della FoM e il valore massimo attribuibile alla stessa (pari a 5 volte il numero di *driver* associati alla FoM)

Per valutare il valore normalizzato sono state adoperate relazioni analitiche differenti a seconda che la determinata FoM sia a beneficio o meno (e quindi direttamente o inversamente proporzionale) al *cost-effectiveness*.

- Performance, Operazioni e Sicurezza

Essendo direttamente proporzionali al *cost-effectiveness* le formule utilizzate sono:

$$performance_{norm} = \frac{performance}{performance_{max}} \times 100$$

[Digitare qui]

$$operazioni_{norm} = \frac{operazioni}{operazioni_{max}} \times 100$$

$$sicurezza_{norm} = \frac{sicurezza}{sicurezza_{max}} \times 100$$

- Influenza sul *Launch System*, complessità e costo

Essendo inversamente proporzionali al *cost-effectiveness* le formule utilizzate sono:

$$influenzaLS_{norm} = 100 - \frac{influenzaLS}{influenzaLS_{max}} \times 100$$

$$complessità_{norm} = 100 - \frac{complessità}{complessità_{max}} \times 100$$

$$costo_{norm} = 100 - \frac{costo}{costo_{max}} \times 100$$

Sono stati individuati i fattori di peso (o *weighting factor WF*) di ciascuna FoM confrontandone l'importanza a coppie: la scelta è stata fatta in base alle prerogative degli *stakeholders* interessati allo sviluppo di un sistema aviolanciato.

È stato opportuno privilegiare senz'altro il fattore sicurezza rispetto alle altre FoM; i costi rispetto alle *performance* e alla complessità; le operazioni rispetto alle *performance*; la complessità rispetto alle operazioni; le *performance* rispetto alla complessità.

Il risultato è rappresentato da una matrice che riporta il valore unitario se la FoM sulla riga è preponderante rispetto alla FoM sulla colonna corrispondente.

Per il calcolo dell'indice di valore di ciascuna alternativa è stata utilizzata la seguente relazione:

*indice di valore*

$$\begin{aligned} &= performance_{norm} \times WF_{performance} + operazioni_{norm} \times WF_{operazioni} \\ &+ sicurezza_{norm} \times WF_{sicurezza} + influenzaLS_{norm} \times WF_{influenzaLS} \\ &+ complessità_{norm} \times WF_{complessità} + costo_{norm} \times WF_{costo} \end{aligned}$$

| FoM                               | Driver<br>[Digitare qui]                                       | LOX/<br>LH2 | LOX/<br>RP1 | LOX/C<br>H4 | F2/<br>NH3 | F2/<br>LH2 | F2/<br>Li+LH2 | FLOX70/R<br>P1 | DMAZ/L<br>OX | APCP |
|-----------------------------------|----------------------------------------------------------------|-------------|-------------|-------------|------------|------------|---------------|----------------|--------------|------|
| Performance                       | Capacità di stoccaggio                                         | 1           | 3           | 2           | 2          | 2          | 2             | 3              | 5            | 5    |
|                                   | Stabilità termica                                              | 2           | 3           | 2           | 2          | 2          | 2             | 2              | 3            | 3    |
|                                   | Reattività                                                     | 3           | 3           | 3           | 4          | 4          | 4             | 4              | 5            | 3    |
|                                   | Ecologicità                                                    | 4           | 2           | 4           | 1          | 1          | 1             | 1              | 1            | 3    |
|                                   | Capacità di raffreddamento                                     | 4           | 2           | 4           | 4          | 4          | 4             | 4              | 3            | 1    |
|                                   | Requisiti di coibentazione                                     | 2           | 3           | 2           | 2          | 2          | 2             | 3              | 5            | 5    |
| Influenza<br>sul Launch<br>System | Peso del propellente                                           | 2           | 4           | 4           | 4          | 2          | 1             | 4              | 4            | 5    |
|                                   | Lunghezza tank                                                 | 5           | 3           | 3           | 1          | 4          | 2             | 3              | 3            | 3    |
| Complessità                       | Progetto del tank                                              | 4           | 3           | 4           | 4          | 4          | 4             | 4              | 3            | 2    |
| Operazioni                        | Capacità di accensione e ri-<br>accensione                     | 4           | 4           | 4           | 4          | 4          | 4             | 4              | 5            | 1    |
|                                   | Capacità di <i>throttling</i>                                  | 3           | 3           | 3           | 3          | 3          | 3             | 3              | 3            | 1    |
|                                   | Capacità di vettorizzazione<br>della spinta                    | 3           | 3           | 3           | 3          | 3          | 3             | 3              | 3            | 1    |
|                                   | Buona manutenibilità di<br>linee, tank e componenti<br>annessi | 3           | 2           | 3           | 3          | 3          | 3             | 3              | 3            | 5    |
|                                   | Trasportabilità                                                | 3           | 3           | 3           | 2          | 2          | 2             | 2              | 2            | 4    |
|                                   | Bassa necessità di <i>pre-<br/>processing</i>                  | 2           | 3           | 2           | 2          | 2          | 2             | 3              | 4            | 5    |
|                                   | Conservabilità del<br>propellente a terra                      | 3           | 4           | 3           | 3          | 3          | 3             | 3              | 4            | 5    |

[Digitare qui]

|           |                                                              |   |   |   |   |   |   |   |   |   |
|-----------|--------------------------------------------------------------|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
|           | Eredità di sperimentazione di volo                           | 5 | 5 | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 | 4 | 2 |
|           | Eredità di sperimentazione a terra                           | 5 | 5 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 4 | 1 |
| Sicurezza | Bassa Tossicità/reattività                                   | 3 | 4 | 5 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 |
|           | Capacità di <i>shut-down</i>                                 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 1 |
| Costo     | Necessità di un carrier non commerciale/non esistente        | 3 | 2 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 |
|           | Cambiamenti da effettuare su di un carrier esistente         | 5 | 3 | 4 | 4 | 4 | 4 | 5 | 4 | 5 |
|           | Operazioni di supporto a terra                               | 4 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 2 | 3 |
|           | Maggiori attenzioni sul propellente del <i>Launch System</i> | 3 | 4 | 3 | 4 | 4 | 4 | 4 | 5 | 3 |

| FoM                            | <i>Commenti</i>                                            | LOX/<br>LH2 | LOX/<br>RP1 | LOX/<br>CH4 | F2/<br>NH3 | F2/<br>LH2 | F2/<br>Li+LH2 | FLOX70/<br>RP1 | DMAZ/<br>LOX | APCP |
|--------------------------------|------------------------------------------------------------|-------------|-------------|-------------|------------|------------|---------------|----------------|--------------|------|
|                                | [Digitare qui]                                             |             |             |             |            |            |               |                |              |      |
| Performance                    | Proporzionale al <i>cost effectiveness</i>                 | 16          | 16          | 17          | 15         | 15         | 15            | 17             | 22           | 20   |
| Influenza sul<br>Launch System | Inversamente proporzionale<br>al <i>cost effectiveness</i> | 7           | 7           | 7           | 5          | 6          | 3             | 7              | 7            | 8    |
| Complessità                    | Inversamente proporzionale<br>al <i>cost effectiveness</i> | 4           | 3           | 4           | 4          | 4          | 4             | 4              | 3            | 2    |
| Operazioni                     | Proporzionale al <i>cost effectiveness</i>                 | 31          | 32          | 25          | 24         | 24         | 24            | 24             | 32           | 25   |
| Sicurezza                      | Proporzionale al <i>cost effectiveness</i>                 | 8           | 9           | 10          | 7          | 7          | 7             | 7              | 7            | 3    |
| Costo                          | Inversamente proporzionale<br>al <i>cost effectiveness</i> | 15          | 12          | 13          | 14         | 14         | 14            | 15             | 14           | 13   |

| FoM                            | Performance | Influenza sul<br>Launch System | Complessità | Operazioni | Sicurezza | Costo | Rank | Weight<br>Factor |
|--------------------------------|-------------|--------------------------------|-------------|------------|-----------|-------|------|------------------|
| Performance                    | X           | 0                              | 1           | 0          | 0         | 0     | 1    | 0.0625           |
| Influenza sul<br>Launch System | 1           | X                              | 1           | 1          | 0         | 0     | 3    | 0.1875           |
| Complessità                    | 0           | 0                              | X           | 0          | 1         | 0     | 1    | 0.0625           |
| Operazioni                     | 1           | 0                              | 0           | X          | 1         | 1     | 3    | 0.1875           |
| Sicurezza                      | 1           | 1                              | 1           | 1          | X         | 1     | 5    | 0.3125           |
| Costo                          | 1           | 1                              | 1           | 0          | 0         | X     | 3    | 0.1875           |

16 1

[Digitare qui]

I risultati così ottenuti sono riportati nella tabella seguente:

| <i>LOX/LH2</i> | <b><i>LOX/RP1</i></b> | <i>LOX/CH4</i> | <i>F2/NH3</i> | <i>F2/LH2</i> | <i>F2/Li+LH2</i> | <i>FLOX70/RP1</i> | <i>DMAZ/LOX</i> | <i>APCP</i> |
|----------------|-----------------------|----------------|---------------|---------------|------------------|-------------------|-----------------|-------------|
| 52.81          | <b>60.41</b>          | 58.64          | 51.25         | 49.375        | 55               | 46.97             | 53.54           | 38.02       |

La combinazione di propellenti vincitrice del *trade-off* è quindi ossigeno liquido LOX e *Rocket Propellant 1* RP1.

## 8 Design preliminare dell'assieme lanciatore

Per poter affrontare l'analisi di missione è stato necessario compiere un *design* preliminare di alcune caratteristiche principali del sistema aviotrasportato:

- Il dimensionamento della cabina
- Il numero di stadi
- Dimensionamento preliminare dell'assieme lanciatore
- Il dimensionamento del veicolo orbitale

### 8.1 Dimensionamento della cabina

Per valutare in prima battuta la lunghezza, il diametro e il peso della cabina ci si è basati sulle caratteristiche degli interni dell'*Embraer Phenom 300* (ad esempio il corridoio e i sedili di tipo *business*) e sulle lunghezze caratteristiche esterne del X-37C, versione ancora oggetto di studio e ingrandita dello spaziotreno X-37B: essa sarebbe in grado di portare un equipaggio di 6 persone fino alla Stazione Spaziale Internazionale, ed ha dimensioni maggiori del 67% rispetto all'X-37B.



Figura 19 - Cabina dell'Embraer Phenom 300

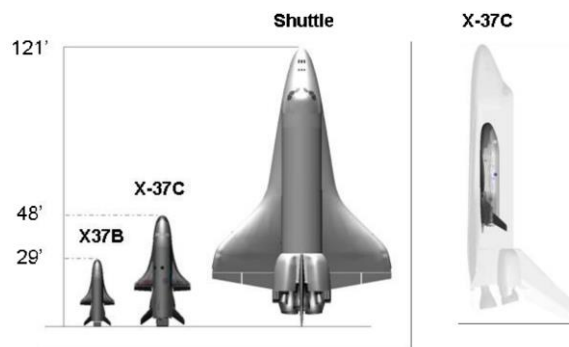


Figura 20 - Confronto tra vari sistemi spaziali

[Digitare qui]

Il peso della cabina è stato stimato dunque con una formula empirica (Sforza) basata sulle masse e dimensioni principali di 11 spacecraft manned:

$$cabin\ weight = 470 \times (length_{estimated} \times (diameter_{estimated})^2)^{\frac{2}{3}} = 3500\ kg$$

Dove  $length_{estimated}$  è la lunghezza della cabina e  $diameter_{estimated}$  è il massimo diametro.

Il numero di persone a bordo e la durata della missione sono le specifiche di base che influenzano la configurazione del veicolo in misura non riscontrabile allo stesso modo per i veicoli spaziali *unmanned*. Per valutare il volume pressurizzato richiesto, si è fatto riferimento alla curva ottima di Celentano, basata su di una rilevante raccolta dati di veicoli spaziali esistenti; poiché i *manned* rappresentavano solo il 43% del campione di veicoli totale, tale curva è stata scalata di un fattore 2.33 ed è quindi definita per tale motivo “ottima”.

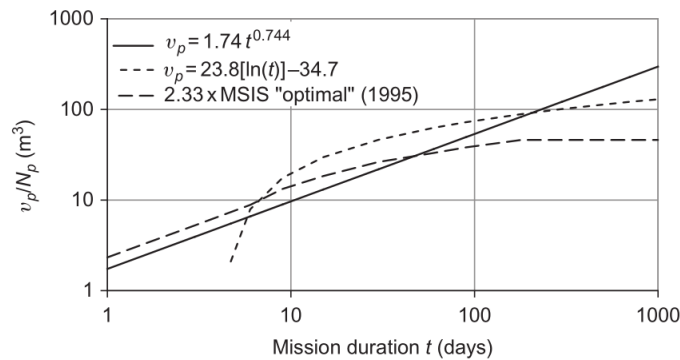


Figura 21 - Approccio statistico per valutare volume alloggiabile

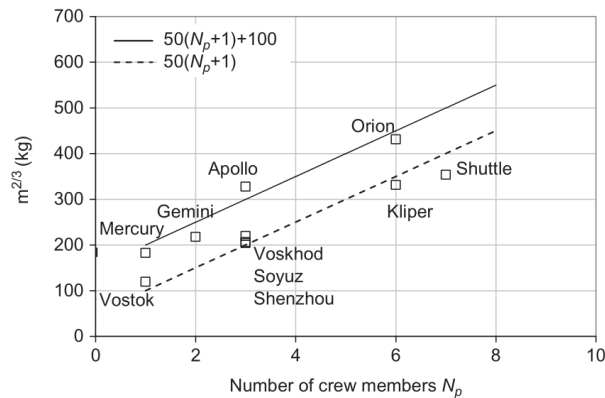


Figura 22 - Approccio statistico massa e numero di passeggeri

[Digitare qui]

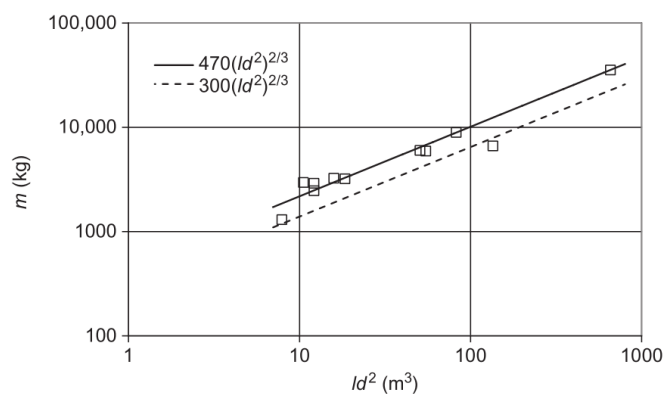


Figura 23 - Approccio statistica massa e geometria

Una volta definito il numero di passeggeri e la durata della missione, sarà possibile stabilire tale volume.

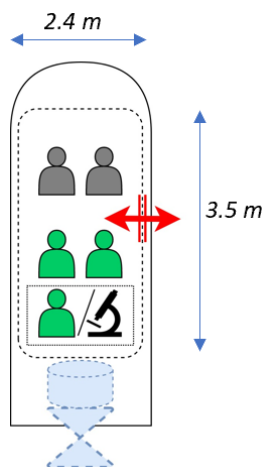


Figura 24 - Stima geometrica della cabina

## 8.2 Numero di stadi

Il numero di stadi è stato assunto pari a tre, in analogia al Pegasus XL.

Un numero inferiore di stadi (due) comporterebbe un incremento eccessivo del peso dell'assieme lanciatore; d'altronde, la principale ragione per cui i lanciatori esistenti utilizzano raramente più di tre stadi è dovuta all'aumento della complessità e del peso del sistema per ciascun stadio aggiunto, comportando inoltre un più alto costo di sviluppo.

Tutti e tre gli stadi adotteranno come propellente LOX/RP1, come stabilito dalla strategia propulsiva.

## 9 Dimensionamento preliminare dell'assieme lanciatore

Per la stima delle masse del sistema aviotrasportato è stato necessario implementare delle tecniche di stadiazione o *staging* di lanciatori, che consentono di valutare la massa del sistema di lancio in base alla variazione di velocità necessaria a raggiungere una determinata quota orbitale.

I seguenti concetti sono stati estrapolati dal (Curtis).

### 9.1 Cenni di dinamica orbitale

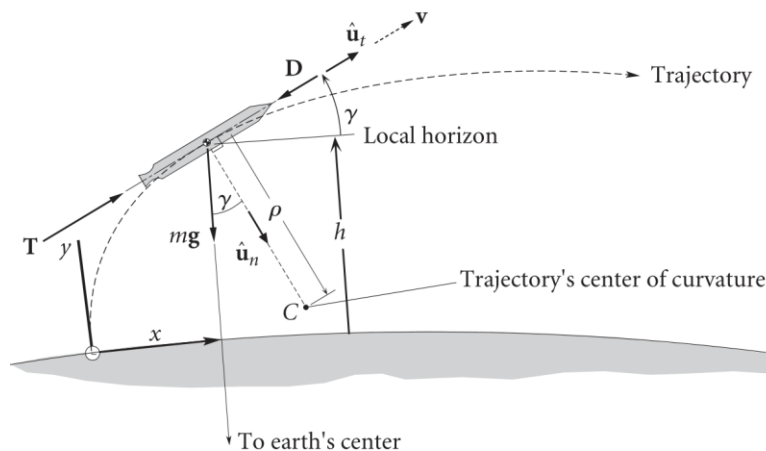


Figura 25 - Schema di corpo libero del lanciatore

Lo schema di corpo libero semplificato di un lanciatore illustra le forze agenti su di esso durante la traiettoria di ascesa orbitale, fondamentalmente resistenza aerodinamica, peso e spinta necessaria a contrastare le prime due e ad accelerare il veicolo. Non è inclusa la forza di portanza che, se il veicolo fosse un aereo, agirebbe normalmente al vettore velocità. I veicoli di lancio sono infatti progettati per essere più robusti a compressione longitudinale, e per risparmiare peso, al contrario di un aereo, sono realizzati per essere relativamente meno robusti a momento flettente, taglio e torsione, che sono le tipologie di carichi indotte da superfici portanti. I carichi trasversali di portanza sono mantenuti vicini al valore nullo durante l'ascesa attraverso l'atmosfera mantenendo l'angolo d'attacco vicino al valore nullo, ad esempio mantenendo l'asse corpo longitudinale allineate con il vettore velocità (il cosiddetto vento relativo). Le manovre di beccheggio sono compiute nelle fasi iniziali del lancio,

[Digitare qui]

subito dopo di esso quando le velocità sono ancora basse. Ad alte velocità acquisite entro un minuto o poco più dopo il lancio un minimo angolo d'attacco può produrre carichi trasversali distruttivi sul veicolo. La maggior parte dei veicoli di lancio decollano verticalmente e, per eseguire l'iniezione in orbita, devono volare parallelamente alla superficie terrestre. Durante la fase iniziale dell'ascesa, il lanciatore sviluppa molta velocità su di una traiettoria quasi verticale portandosi al di sopra degli strati inferiori e più densi dell'atmosfera. Mentre transita attraverso gli strati di atmosfera più alti e rarefatti, la traiettoria comincia a piegarsi (*bend over trajectory*), trasformando velocità verticale in velocità orizzontale così che il lanciatore possa raggiungere la velocità orbitale di perigeo al *burnout*. La transizione graduale da volo verticale a orizzontale è causata dalla forza di gravità, ed è chiamata traiettoria di *gravity turn*.

Al *lift off* il lanciatore è verticale e il *flight path angle* (o angolo di rampa) è pari a  $90^\circ$ . Dopo aver acquisito velocità, *thrusters* di tipo Vernier oppure il *gimbaling* dei motori principali producono un piccolo e programmato *pitch over*, stabilendo un iniziale angolo di rampa leggermente minore di  $90^\circ$ . Dopodichè, l'angolo di rampa continuerà a decrescere ad un rateo dettato dall'equazione:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{T}{m} - \frac{D}{m} - g \sin \gamma \qquad v \frac{d\gamma}{dt} = - \left( g - \frac{v^2}{R_E + h} \right) \cos \gamma$$

derivante dalla 2° legge di Newton e dallo schema di corpo libero precedente. All'aumentare della velocità del veicolo, il coefficiente con coseno decresce, il che significa che il rateo di cambiamento del *flight path angle* diviene sempre più piccolo, tendendo a zero via via che il lanciatore approccia alla velocità orbitale

$$v_{\text{circular orbit}} = \sqrt{g(R + h)}$$

Idealmente il veicolo sta volando orizzontalmente (con angolo di rampa nullo) in quel punto.

## 9.2 Prestazioni di un razzo

L'impulso specifico è un parametro di merito di un propulsore aerospaziale (specialmente endoreattore), indicativo di un assegnato motore a razzo e di una assegnata combinazione di propellenti. È definito come il rapporto tra la spinta e la portata ponderale di propellente consumato a livello del mare (portata in peso):

[Digitare qui]

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_e g_0}$$

Nel corso delle scelte di progetto, e nello sviluppo di un endoreattore, è preferibile mirare ad alti valori dell'impulso specifico, poiché ciò significa realizzare l'effetto utile desiderato, la spinta, con il minimo consumo di propellente, e quindi con un più basso valore della massa di propellente caricata a bordo del veicolo alla partenza. Ciò è particolarmente critico, tenendo presente che la massa di propellente rappresenta una frazione molto grande (può arrivare quasi al 90%) della massa totale di partenza.

Gli impulsi specifici dei razzi chimici tipicamente si trovano in un intervallo di 200-220 s per propellenti solidi e di 250-400 s per propellenti liquidi.

## 9.2 Variazione di velocità

Per raggiungere l'orbita terrestre, un veicolo di lancio deve accelerare fino a velocità orbitale, che è 7.8 km/h dalla superficie terrestre. Il delta-V rappresenta appunto la quantità di cui deve cambiare la velocità del razzo per effettuare la sua missione.

Con una serie di manipolazioni e integrando tra un tempo iniziale e finale si ottiene la seguente espressione, che rappresenta il legame tra il delta-V richiesto per raggiungere una determinata orbita, le perdite di resistenza aerodinamica e di gravità da compensare ulteriormente, l'impulso specifico e il *mass ratio*.

$$\Delta v = I_{sp} g_0 \ln \frac{m_0}{m_f} - \Delta v_D - \Delta v_G$$

$$\Delta v_D = \int_{t_0}^{t_f} \frac{D}{m} dt \quad \Delta v_G = \int_{t_0}^{t_f} g \sin \gamma dt$$

Nell'analisi seguente, è possibile suddividere la massa iniziale nelle sue aliquote di massa a vuoto, che comprende massa strutturale, motori, serbatoi di propellente, sistemi di controllo etc., massa di propellente e massa del carico pagante o *payload*.

[Digitare qui]

(Tsiolkowsky, s.d.) Trascurando le perdite per resistenza aerodinamica (vuoto), facendo l'assunzione che tutto il propellente sia consumato e che la manovra avvenga in modo impulsivo, si ottiene la classica equazione di *Tsiolkovsky* del razzo:

$$\frac{m_0}{m_f} = e^{\frac{\Delta v}{I_{sp} g_0}}$$

che può essere efficacemente applicata all'analisi delle manovre orbitali, se eseguite con propulsori chimici: consente infatti sia di determinare quale orbita può essere raggiunta con un dato quantitativo di propellente, sia di determinare, nella sua forma inversa, quanto propellente è necessario per raggiungere una data orbita (ovvero, per acquisire una data variazione nel valore della velocità delta-V.

A parità di incremento di velocità, l'impulso specifico determina il rapporto delle masse, e per mettere in orbita un satellite sono molte le difficoltà per realizzare il necessario rapporto di massa.

Si può notare come per ottenere un grande valore di delta-V sia necessario agire teoricamente in direzioni diverse:

- Grandi rapporti tra massa iniziale e finale (cioè grande consumo di combustibile per la manovra)
- Valore elevato dell'impulso specifico
- Una combinazione dei due punti precedenti.

Per ottenere grandi spinte da un motore, generalmente, si utilizza la prima situazione descritta.

Chiaramente, ciò che si desidera è massimizzare la quantità di *payload* mantenendo al tempo stesso la massa strutturale al minimo, nonostante essa non possa essere considerata arbitrariamente piccola poiché è legata al livello tecnologico dei componenti del razzo.

Un singolo stadio non sarebbe in grado di portare in orbita da solo un'orbita bassa terrestre, a meno di utilizzare i più avanzati motori a idrogeno liquido L2/ossigeno liquido LOX, in quanto il minimo impulso specifico necessario a fare ciò si avvicina ai 416 s.

La praticabilità e il fattore economico indicherebbero come rotta da seguire quella del lanciatore pluristadio: si ricorre alla suddivisione in stadi del vettore sfruttando il principio di eliminare masse divenute inutili una volta esaurito il propellente. Ciò consente anche di dimensionare i propulsori degli stadi successivi al primo con una spinta inferiore, evitando così di raggiungere valori troppo alti di accelerazione via via che la massa del veicolo diminuisce.

### 9.3 Valutazione del Delta-V

Per la valutazione del  $\Delta V$  richiesto alla missione è stato utilizzato il modello di *Wittman*, che contempla il guadagno di velocità dovuta alla rotazione della terra (che dipende dalla latitudine e dall'inclinazione orbitale da raggiungere) e le perdite dovute alla gravità, resistenza aerodinamica e allo *steering*.

### 9.4 Tecniche di stadiazione

Esistono diversi metodi di stadiazione o *staging* del lanciatore, ovvero di allocazione delle masse del sistema in base al delta-V richiesto a compiere la missione.

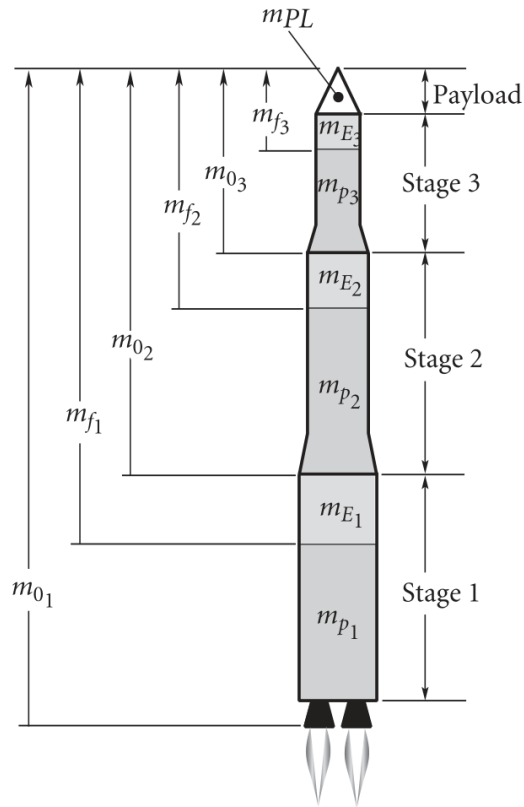
Si considera una stadiazione di tipo *tandem* in cui gli stadi sono collocati in serie uno dopo l'altro, che si contrappone alla stadiazione di tipo parallelo. Si analizza il caso di un lanciatore a tre stadi.

Un primo metodo semplificato è rappresentato dal ***Restricted staging***, il quale si basa sull'ipotesi poco realistica che tutti gli stadi del lanciatore siano simili in termini di *payload ratio*. Nel caso in esame di razzo pluristadio a tre stadi, a partire dalla massa del 1° stadio (lo stadio più inferiore), in virtù dell'uguaglianza tra i *payload ratio*, è possibile trovare dei legami tra i *mass ratio*, *payload ratio* e *structural ratio* dei singoli stadi.

$$\lambda_1 = \frac{m_{0_2}}{m_{0_1} - m_{0_2}} \quad \lambda_2 = \frac{m_{0_3}}{m_{0_2} - m_{0_3}} \quad \lambda_3 = \frac{m_{PL}}{m_{0_3} - m_{PL}}$$

Ciò si traduce in relazioni dirette che consentono la valutazione dei delta-V da allocare in ciascuno stadio e quindi le corrispondenti masse.

[Digitare qui]



$$v_{bo3-stage} = 3I_{sp}g_0 \ln n_{3-stage} = I_{sp}g_0 \ln \left( \frac{1}{\pi_{PL}^{\frac{1}{3}}(1-\varepsilon) + \varepsilon} \right)^3$$

$$m_{E_1} = \frac{\left(1 - \pi_{PL}^{\frac{1}{3}}\right)\varepsilon}{\pi_{PL}} m_{PL} \quad m_{E_2} = \frac{\left(1 - \pi_{PL}^{\frac{1}{3}}\right)\varepsilon}{\pi_{PL}^{\frac{2}{3}}} m_{PL} \quad m_{E_3} = \frac{\left(1 - \pi_{PL}^{\frac{1}{3}}\right)\varepsilon}{\pi_{PL}^{\frac{1}{3}}} m_{PL}$$

$$m_{p_1} = \frac{\left(1 - \pi_{PL}^{\frac{1}{3}}\right)(1-\varepsilon)}{\pi_{PL}} m_{PL}$$

$$m_{p_2} = \frac{\left(1 - \pi_{PL}^{\frac{1}{3}}\right)(1-\varepsilon)}{\pi_{PL}^{\frac{2}{3}}} m_{PL}$$

$$m_{p_3} = \frac{\left(1 - \pi_{PL}^{\frac{1}{3}}\right)(1-\varepsilon)}{\pi_{PL}^{\frac{1}{3}}} m_{PL}$$

Abbandonando l'assunzione restrittiva che tutti gli stadi siano simili, è possibile condurre una **stadiazione ottima** o **Optimal Staging**, una procedura di ottimizzazione che consenta di

[Digitare qui]

minimizzare la massa del lanciatore a fissata massa di *payload* che deve essere in grado di trasportare ad una specifica velocità di *burnout*. L'ottimizzazione della massa richiede l'utilizzo del metodo dei moltiplicatori di Lagrange, una tecnica per studiare i massimi e minimi vincolati di una funzione a più variabili in riferimento ad un vincolo espresso mediante una o più equazioni, che individuano il vincolo come luogo geometrico di zeri.

Il teorema dei moltiplicatori di Lagrange afferma: sia data una funzione in due variabili  $f(x,y)$ , che si vuole minimizzare rispetto ad un vincolo  $g(x,y) = 0$ . Si consideri la lagrangiana associata al problema, che è la seguente funzione:

$$(x, y, \lambda) \mapsto L(x, y, \lambda) := f(x, y) + \lambda \cdot g(x, y)$$

Se  $(x_0, y_0)$  è un punto di massimo o di minimo per  $f$  ristretta al vincolo di  $g$ , allora esiste un  $\lambda_0$  tale per cui il punto  $(x_0, y_0, \lambda_0)$  è stazionario per  $L$ , cioè tutte le derivate parziali di  $L$  si annullano in  $(x_0, y_0, \lambda_0)$ . La variabile  $\lambda$  è detta moltiplicatore di Lagrange.

$$\begin{aligned}\frac{\partial h}{\partial x} &= \frac{\partial f}{\partial x} + \eta \frac{\partial g}{\partial x} = 0 \\ \frac{\partial h}{\partial y} &= \frac{\partial f}{\partial y} + \eta \frac{\partial g}{\partial y} = 0 \\ \frac{\partial h}{\partial \eta} &= g = 0\end{aligned}$$

Per applicare l'algoritmo è conveniente introdurre la *step mass* dell'iesimo stadio, che rappresenta la somma della massa a vuoto e di propellente dell'iesimo stadio:

$$m_i = m_{E_i} + m_{p_i}$$

da cui

$$m_{E_i} = \varepsilon_i(m_{E_i} + m_{p_i}) = \varepsilon_i m_i$$

La massa totale del razzo esclusa la massa di *payload* è  $M$ , che è la somma di tutte le *step mass* del lanciatore:

$$M = \sum_{i=1}^N m_i$$

Lo scopo è minimizzare la massa totale del veicolo:

$$m_0 = M + m_{PL}$$

[Digitare qui]

Utilizzando la definizione di *step mass* si ottiene la funzione che si vuole minimizzare che ha tre incognite, ovvero i *mass ratio* dei singoli stadi:

$$\ln \frac{m_0}{m_{PL}} = [\ln(1 - \varepsilon_1) + \ln n_1 - \ln(1 - \varepsilon_1 n_1)] \\ + [\ln(1 - \varepsilon_2) + \ln n_2 - \ln(1 - \varepsilon_2 n_2)]$$

mentre l'equazione che rappresenta il vincolo da rispettare è dettata dal delta-V di missione:

$$v_{bo} = v_{bo_1} + v_{bo_2} = c_1 \ln n_1 + c_2 \ln n_2$$

$$v_{bo} - c_1 \ln n_1 - c_2 \ln n_2 = 0$$

nelle medesime tre incognite.

Introducendo il moltiplicatore di Lagrange:

$$h = [\ln(1 - \varepsilon_1) + \ln n_1 - \ln(1 - \varepsilon_1 n_1)] + [\ln(1 - \varepsilon_2) + \ln n_2 - \ln(1 - \varepsilon_2 n_2)] \\ + \eta(v_{bo} - c_1 \ln n_1 - c_2 \ln n_2)$$

Introducendo la stazionarietà:

$$\frac{\partial h}{\partial n_1} = \frac{1}{n_1} + \frac{\varepsilon_1}{1 - \varepsilon_1 n_1} - \eta \frac{c_1}{n_1} = 0 \\ \frac{\partial h}{\partial n_2} = \frac{1}{n_2} + \frac{\varepsilon_2}{1 - \varepsilon_2 n_2} - \eta \frac{c_2}{n_2} = 0 \\ \frac{\partial h}{\partial \eta} = v_{bo} - c_1 \ln n_1 - c_2 \ln n_2 = 0$$

Queste quattro equazioni conducono rispettivamente a:

$$n_1 = \frac{c_1 \eta - 1}{c_1 \varepsilon_1 \eta} \quad n_2 = \frac{c_2 \eta - 1}{c_2 \varepsilon_2 \eta} \quad v_{bo} = c_1 \ln n_1 + c_2 \ln n_2$$

Da cui sostituendo le prime tre nell'ultima si ottiene:

$$\sum_{i=1}^N c_i \ln(c_i \eta - 1) - \ln \eta \sum_{i=1}^N c_i - \sum_{i=1}^N c_i \ln c_i \varepsilon_i = v_{bo}$$

[Digitare qui]

Il primo passo è risolvere iterativamente questa equazione per ricavare il moltiplicatore di Lagrange  $\eta$ . In seguito  $\eta$ , va sostituito nelle equazioni precedenti, consente di calcolare l'ottimo *mass ratio* di ciascuno stadio.

A questo punto i *mass ratio* assieme ad i valori assunti per i *structural ratio*, le velocità di scarico e la massa di *payload* consentono l'ottenimento delle *step mass* di ciascuno stadio, a partire dall'ultimo (l' $N$ -simo) per poi scendere fino al primo stadio:

$$\begin{aligned}m_N &= \frac{n_N - 1}{1 - n_N \varepsilon_N} m_{PL} \\m_{N-1} &= \frac{n_{N-1} - 1}{1 - n_{N-1} \varepsilon_{N-1}} (m_N + m_{PL}) \\m_{N-2} &= \frac{n_{N-2} - 1}{1 - n_{N-2} \varepsilon_{N-2}} (m_{N-1} + m_N + m_{PL}) \\&\vdots \\m_1 &= \frac{n_1 - 1}{1 - n_1 \varepsilon_1} (m_2 + m_3 + \dots + m_{PL})\end{aligned}$$

e dunque la massa a vuoto e di propellente di ciascuno stadio.

$$m_{E_i} = \varepsilon_i m_i$$

$$m_{p_i} = m_i - m_{E_i}$$

In tal modo la condizione necessaria per la stazionarietà è verificata. Per verificare la condizione di minimo si deve verificare che:

$$\eta c_i (\varepsilon_i n_i - 1)^2 + 2 \varepsilon_i n_i - 1 > 0, \quad i = 1, \dots, N$$

## 9.5 Implementazione su *MatLab*

È stato implementato uno script su *MatLab* che realizza entrambi gli algoritmi di stadiazione, il *restricted staging* che l'*optimal staging*.

[Digitare qui]

La logica degli algoritmi è rappresentata nel seguito:

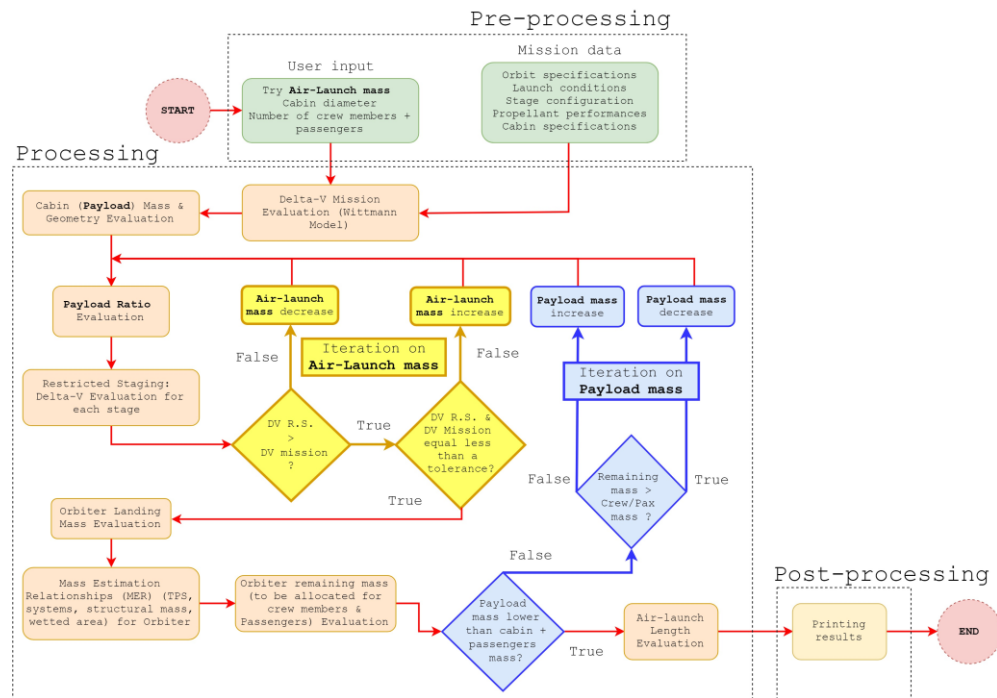


Figura 26 - Algoritmo Restricted Staging

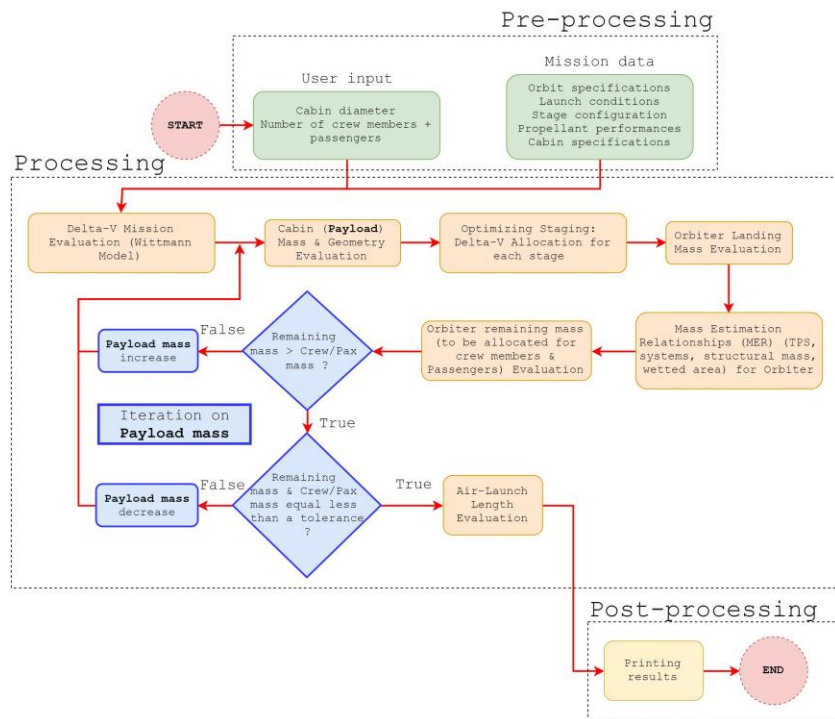


Figura 27 - Algoritmo Optimal Staging

[Digitare qui]

Gli algoritmi presentano la stessa logica: a valle di una serie di calcoli iniziali, si procede con il dimensionamento dell'assieme lanciatore con uno dei due approcci, la valutazione e l'allocazione delle masse del modulo orbitale nei suoi sottosistemi, un ciclo iterativo esterno che verifica se il modulo orbitale è in grado di allocare massa sufficiente per il trasporto passeggeri, e l'uscita dal ciclo con la valutazione delle lunghezze del sistema e la stampa dei risultati.

A prima vista, si nota come il *restricted staging* sia in realtà più complesso come struttura di algoritmo, identificando tale complessità nella presenza di un ciclo iterativo (in giallo) interno.

Il *restricted staging* si avvale dell'assunzione forte di *payload ratio* uguale per tutti gli stadi, dove per *payload ratio* di uno stadio del lanciatore si intende il rapporto tra tutto ciò che per quello stadio rappresenta *payload*, cioè tutto ciò che deve essere in grado di trasportare fino ad una certa orbita, e la massa dello stadio stesso. Ad esempio il *payload ratio* del primo stadio del lanciatore è rappresentato da:

$$\pi_{1st\ stage} = \frac{mass_{2nd\ stage} + mass_{3rd\ stage} + mass_{cabin+crew/passengers}}{mass_{1st\ stage}}$$

rapporto tra la massa del secondo e terzo stadio e *payload* di missione con la massa del primo stadio. Anche se questa assunzione non rappresenta l'approccio ideale per determinare un sistema ottimo, essa semplifica enormemente le equazioni per determinare i Delta-V e le masse di ciascuno stadio poiché utilizza relazioni dirette, il che ne fa il migliore approccio per un *conceptual design* nella situazione in cui sia preferibile avere una conoscenza basica del comportamento del sistema rispetto ad una più dettagliata.

$$\Delta V_{1st\ stage} = f(Isp_{1st\ stage}, \epsilon_{1st\ stage}, \pi)$$

$$\Delta V_{2nd\ stage} = f(Isp_{2nd\ stage}, \epsilon_{2nd\ stage}, \pi)$$

$$\Delta V_{3rd\ stage} = f(Isp_{3rd\ stage}, \epsilon_{3rd\ stage}, \pi)$$

$$\pi = \frac{mass_{cabin+crew/passengers}}{mass_{air-launch}}$$

Entrando più nello specifico, in base a tale approccio, il Delta-V di ciascuno stadio è funzione dell'impulso specifico e dello *structural ratio* dello stadio in esame nonché del *payload ratio* globale dell'assieme lanciatore, definito dal rapporto tra massa di cabina e passeggeri e massa dell'assieme lanciatore all'avio-lancio. La massa dell'assieme lanciatore necessaria a compiere la missione dipende però essa stessa dalla variazione totale di velocità Delta-V che il sistema deve osservare per

[Digitare qui]

raggiungere l'orbita desiderata e che è la somma dei Delta-V di ciascuno stadio di cui esso è composto. La questione quindi risiede nel fatto che questi Delta-V, *output* del *restricted staging*, dipendono dal *payload ratio* che in realtà è anch'essa una delle principali incognite del problema, poiché se pur si abbia un'idea della massa di *payload* (cabina + passeggeri) che deve raggiungere l'orbita, non si ha a disposizione invece la massa dell'assieme lanciatore e di conseguenza non è noto neanche il *payload ratio*.

Questa problematica in realtà può essere facilmente risolta innanzitutto dando come input all'algoritmo un valore di tentativo della massa dell'assieme lanciatore, a partire dal quale l'algoritmo stesso può ricavare un valore di tentativo del *payload ratio* dell'assieme lanciatore, eseguendone il rapporto con la massa di *payload* che è nota. Da questo valore l'algoritmo esegue il *restricted staging* e ricava i valori di Delta-V la cui somma produce il Delta-V totale che il sistema con quel *payload ratio* è in grado di garantire. Questo valore deve essere confrontato volta per volta con il Delta-V di missione stabilito a priori: qualora fosse inferiore ad esso, il sistema non sarebbe in grado di svolgere la missione e quindi sarebbe sottodimensionato, viceversa se fosse superiore. L'iterazione procede fino a convergenza, cioè fin quando non si raggiunge un valore opportuno tale che soddisfi la condizione di controllo, ossia che il Delta-V ricavato dal *restricted staging* sia pari, a meno di una minima tolleranza, al Delta-V di missione.

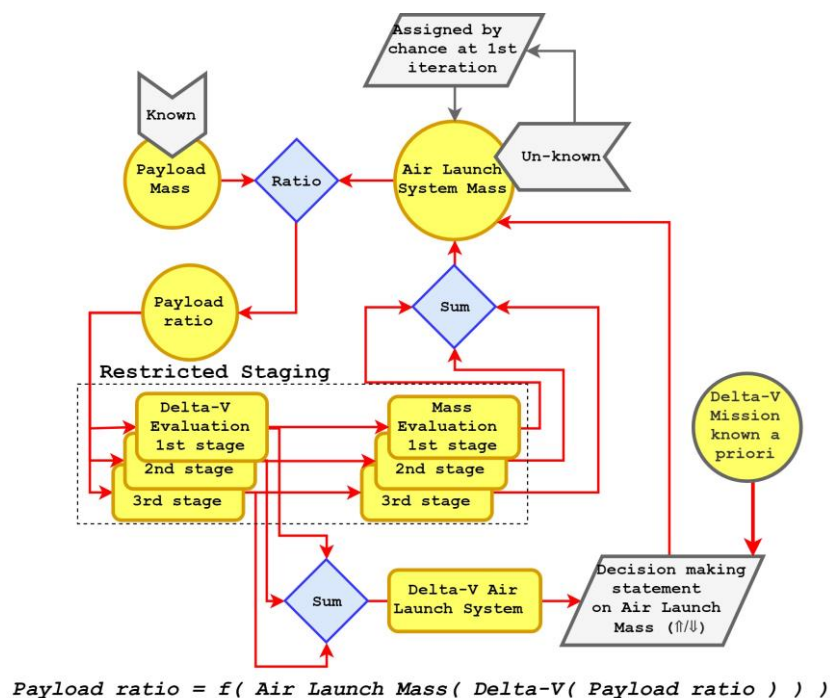


Figura 28 - Dettaglio logica Restricted Staging

[Digitare qui]

Questa problematica non accade nella tecnica dell'*optimal staging*, nella quale lo scopo ultimo è massimizzare il *payload ratio* ma per far questo si risolve un problema più complesso di estremi vincolati, per il quale il rispetto del Delta-V di missione è imposto come vincolo matematico.

La principale differenza tra le due tecniche, che giustifica la maggiore complessità dal punto di vista dell'algoritmo del *restricted staging* rispetto all'*optimal staging*, come è anche visibile dal punto di vista grafico, sussiste nella loro definizione. Il *restricted staging* è una tecnica di stadiazione definibile come *bottom-up*, ovvero a partire da un set di parametri consente il calcolo dei Delta-V richiesti dai singoli stadi di un sistema di lancio e di conseguenza il calcolo del Delta-V di missione con la loro somma; l'*optimized staging* è invece una tecnica di stadiazione *top-down*, ovvero di allocazione nei singoli stadi che compongono il sistema da aviolanciare del Delta-V di missione noto a priori.

Sebbene sia più familiare l'applicazione dell'ultimo algoritmo per il dimensionamento dei componenti costituenti il sistema poiché i dati della missione, tra cui il Delta-V di missione, sono noti, esso richiede più tempo computazionale rispetto al primo, nonostante sia vi siano due cicli, uno innestato all'interno dell'altro. Mentre l'*optimized staging* raggiunge la convergenza dopo 7 secondi, il *restricted staging* oscilla, in base ai valori di input, tra il centesimo (valore in input pari al risultato) e il decimo di secondo (1000 tonnellate in input).

## 9.6 Input

Entrambi gli algoritmi condividono gli stessi input definiti dai dati della missione, suddivisi in:

Condizioni dello scenario orbitale:

- Quota di iniezione in orbita: 400 km (la medesima della Stazione Spaziale Internazionale);
- Quota di apogeo e perigeo uguale alla quota di iniezione in orbita;
- Inclinazione orbitale: 40° (la medesima della Stazione Spaziale Internazionale).

Condizioni di lancio:

- Quota di aviolancio: 12 km (medesima del *Pegasus XL* e compatibile con i *carrier* selezionati);
- Latitudine iniziale: 30° (ad 800 km dallo spazioporto di *Mojave*);
- *Azimuth* di lancio, ricavabile dall'inclinazione orbitale e dalla latitudine iniziale.
- Velocità di aviolancio: 236 km/h (medesima del *Pegasus XL* e compatibile con i *carrier* selezionati).

[Digitare qui]

Configurazione del lanciatore:

- Numero di stadi: 3 come il *Pegasus XL*;
- *Structural ratio*: rispettivamente pari a 0.1, 0.1 e 0.6 per 1°, 2° e 3° stadio;

Prestazioni dei propellenti e caratteristiche del sistema propulsivo:

- Impulso specifico: 350 s relativo alla combinazione LOX/RP1;
- *Mixture Ratio*: 2.28;
- Densità dei propellenti: 1141  $kg/m^3$  dell'ossidante e 850  $kg/m^3$  del combustibile;
- Velocità di scarico o *exhaust velocity*, prodotto dell'accelerazione di gravità al livello del mare per l'impulso specifico.
- Ullaggio (frazione di volume di serbatoio di propellente non utilizzato): 0.0425.

Costanti fisiche:

- costante gravitazionale;
- raggio della Terra;
- accelerazione di gravità;
- velocità angolare della Terra;
- velocità della Terra alla latitudine iniziale.

Geometria della cabina e generali:

- dimensioni dei sedili;
- numero di file;
- dimensione dell'uscita.

All'utente è richiesto l'inserimento di input quali:

- il diametro della cabina;
- il numero di passeggeri (5 in totale);
- il numero di giorni di missione (scarsa rilevanza);

In più l'algoritmo di *restricted staging* richiede un ulteriore input, ossia un valore di tentativo per la massa iniziale di aviolancio.

## 9.7 Risultati

Lo *script* del *restricted staging* si è rivelato piuttosto robusto: a parità dei parametri dettati dalla missione, per un valore di tentativo di massa di sistema aviolanciato diverso restituisce il medesimo risultato finale.

Con il *restricted staging* si è ottenuta una massa di 166 tonnellate, mentre per il con l'*optimal staging* si è ottenuta una massa di 82.5 tonnellate.

[Digitare qui]

Nonostante non siano state svolte analisi strutturali su di un'ala paragonabile a quella del *Boeing 747* per capire quali fossero le tensioni e gli spostamenti a cui essa potesse essere soggetta con un simile sistema agganciato al di sotto di essa, per entrambi i metodi le masse si sono rivelate razionalmente proibitive per l'adozione di una configurazione di aviolancio di tipo *under wing*, sostenendo dunque l'utilizzo di una configurazione di tipo *bottom*. Tradotta in termini pratici quindi l'ipotesi di un *Boeing 747* come *carrier* è stata scartata, assumendo in definitiva come valido l'utilizzo dello *Stratolaunch* come *carrier*, in quanto ha una capacità volumetrica e di carico sufficiente, potendo trasportare al massimo 200 tonnellate di *payload* alla quota di crociera.

## 9.8 Dimensionamento del modulo orbitale

Il dimensionamento del modulo orbitale avviene all'interno dello stesso algoritmo su *Matlab* utilizzato per la stadiazione dell'assieme lanciatore.

Ci si è avvalsi dell'approccio di *Heineman* (NASA) e delle cosiddette *Mass Estimating Relationships* (*MER*), che rappresentano un metodo statistico che consente la valutazione in prima istanza delle proprietà di geometria e di massa del modulo orbitale *manned* come la superficie bagnata e il numero di persone trasportabile (NASA).

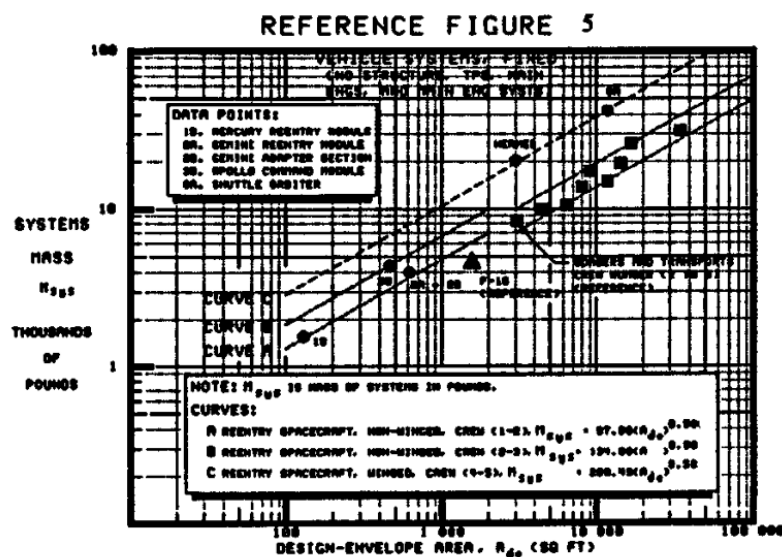


Figura 29 - Dimensionamento modulo orbitale

[Digitare qui]

La procedura si fonda anch'essa su di un ciclo iterativo: se il numero di persone che il sistema può trasportare valutato con il metodo risulta inferiore a quella richiesto come da requisito di missione, viene effettuato un incremento della massa di *payload* a monte dell'algoritmo, intervenendo dunque anche sul numeratore del *payload ratio* che il sistema deve soddisfare. In tal modo l'algoritmo risponderà aumentando la massa dell'assieme lanciatore poiché complessivamente deve essere in grado di trasportare un carico pagante superiore.

## 9.9 Profilo di missione

Prima di effettuare la simulazione della missione tramite *software*, è stato infine necessario chiarire il profilo di missione che avrebbe adottato il sistema.

Per quanto riguarda il *carrier* la forma del profilo di missione dipende fortemente dal tipo di configurazione utilizzata e di fatto cambia da velivolo a velivolo.

Nel caso dello *Stratolaunch* (how\_we\_launch, s.d.) è il seguente:

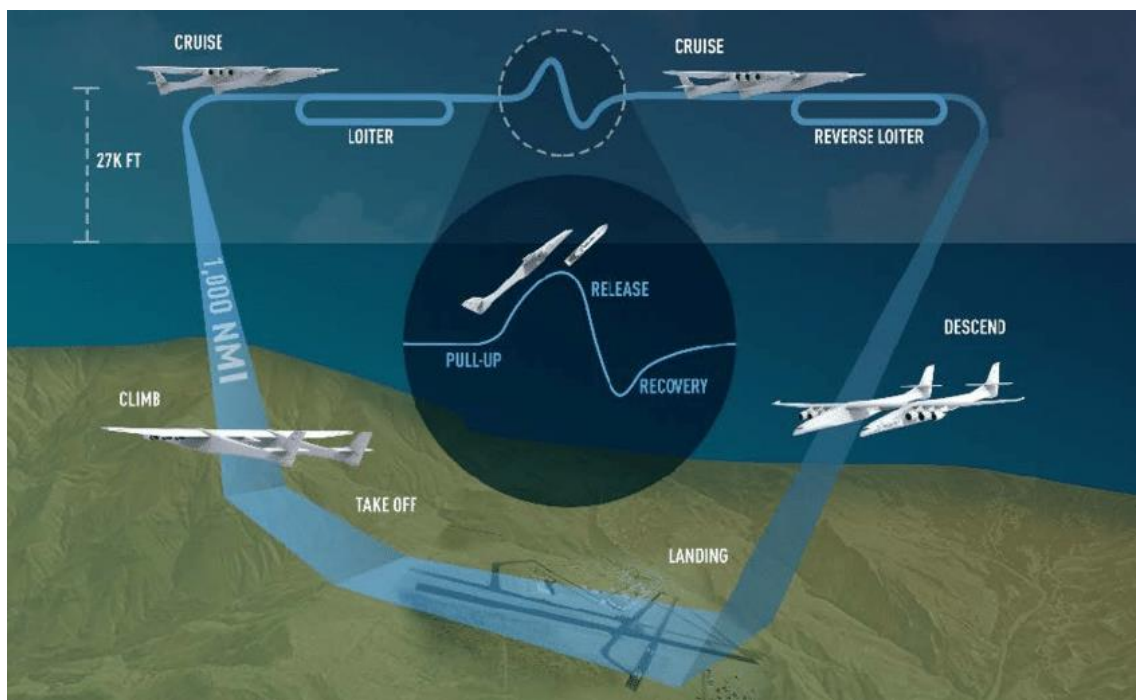


Figura 30 - Profilo di missione Stratolaunch

Non è stata ad ogni modo simulata nel *software* di simulazione.

[Digitare qui]

Il profilo di missione esistente preso come riferimento per l'assieme lanciatore è stato quello del *Pegasus XL* (ATK), che però deve essere opportunamente riadattato per raggiungere i 400 km di quota.

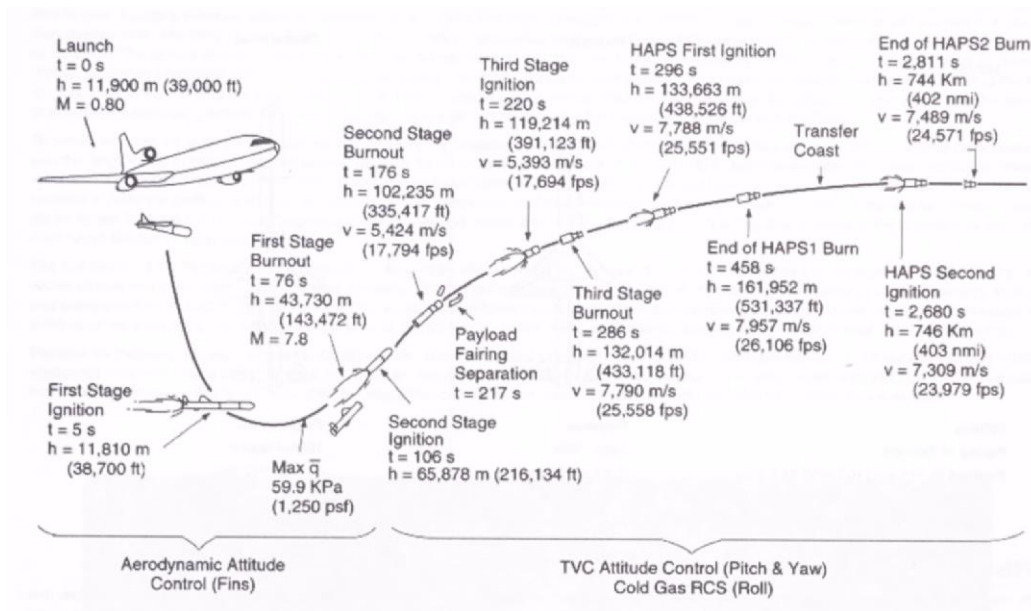


Figura 31 - Profilo di missione Pegasus

Alla quota di 12000 metri avviene lo sgancio dal ventre del velivolo ed il razzo precipita in posizione orizzontale per cinque secondi, al termine di quali viene acceso. Dopo 30 secondi dall'accensione del primo stadio, viene raggiunta la massima pressione dinamica, a velocità supersonica. Dopo 81 secondi dal rilascio, il propellente del primo stadio viene esaurito e viene azionato il secondo stadio per una durata di 73 secondi. Al termine, inizia una fase di “coasting” non propulsa, in cui il razzo guadagna quota e stabilizza l'assetto di volo per mezzo di un *Reaction Control System* a gas freddo. Il terzo stadio, attivo complessivamente per 57 secondi, è utilizzato per imprimere al *payload* la corretta velocità relativa all'orbita designata. A seconda delle esigenze del cliente, è possibile installare un quarto stadio, per migliorare l'accuratezza dell'inserimento orbitale, con una contemporanea riduzione del carico pagante imbarcabile.

## 10 Analisi di missione

### 10.1 *Software* di simulazione di missione

Il *software* utilizzato per affrontare l'analisi di missione del sistema aviolanciato è *ASTOS solutions*.

*ASTOS* è un *software* di ottimizzazione e simulazione di traiettorie legate a varie missioni: lanciatori convenzionali, studio di fattibilità di lanciatori riutilizzabili, veicoli da rientro in atmosfera terrestre, trasferimenti orbitali e *rendez-vous*, rientri su altri pianeti, progetto generale di veicoli e per valutazioni del rischio derivante dal rientro di oggetti.

È stato usato in maniera intensiva e continuativa in ESA e in varie aziende aerospaziali per il calcolo di traiettorie di lancio e rientro.

È specializzato nella soluzione di problemi aerospaziali tramite un'interfaccia semplificata e un generatore automatico di "*initial guess*".

È dotato di quattro sezioni principali, in ciascuna delle quali è necessario inserire determinati input:

- *Environment*, ossia l'ambiente in cui si svolge la missione.
- *Vehicle Parts & Properties*, ossia la definizione degli elementi costituenti il veicolo, legate all'impianto propulsivo, alla massa di struttura e propellente, e all'aerodinamica del sistema in volo.
- *Vehicles & POIs Definition*, ossia la definizione della geometria del sistema di lancio, in cui si va a definire l'intero assieme e la relazione geometrica tra le singole parti di cui esso è costituito.
- *Dynamics Configuration*, ossia la definizione della dinamica del sistema e delle fasi di lancio, in termini di scelta di metodo di integrazione temporale, del tipo di equazioni di moto, della durata della missione, dell'assetto, della configurazione del sistema (separazione eventuale di stadi), dell'aerodinamica e del sistema propulsivo.

Il *software*, in base ad opportuno inserimento di *input*, elabora un *initial guess*, una stima iniziale della traiettoria della missione a partire dalla quale è possibile condurre l'ottimizzazione di essa. L'ottimizzazione della missione è realizzata sulla base di opportuni *boundaries*, intervalli ammissibili entro cui è possibile far variare determinati parametri in gioco come l'intensità della spinta di ciascuno stadio e la durata delle fasi della missione, e opportuni *constraints*, vincoli assegnati a determinati parametri come la quota iniziale e finale, per raggiungere la *most cost-effective mission*.

[Digitare qui]

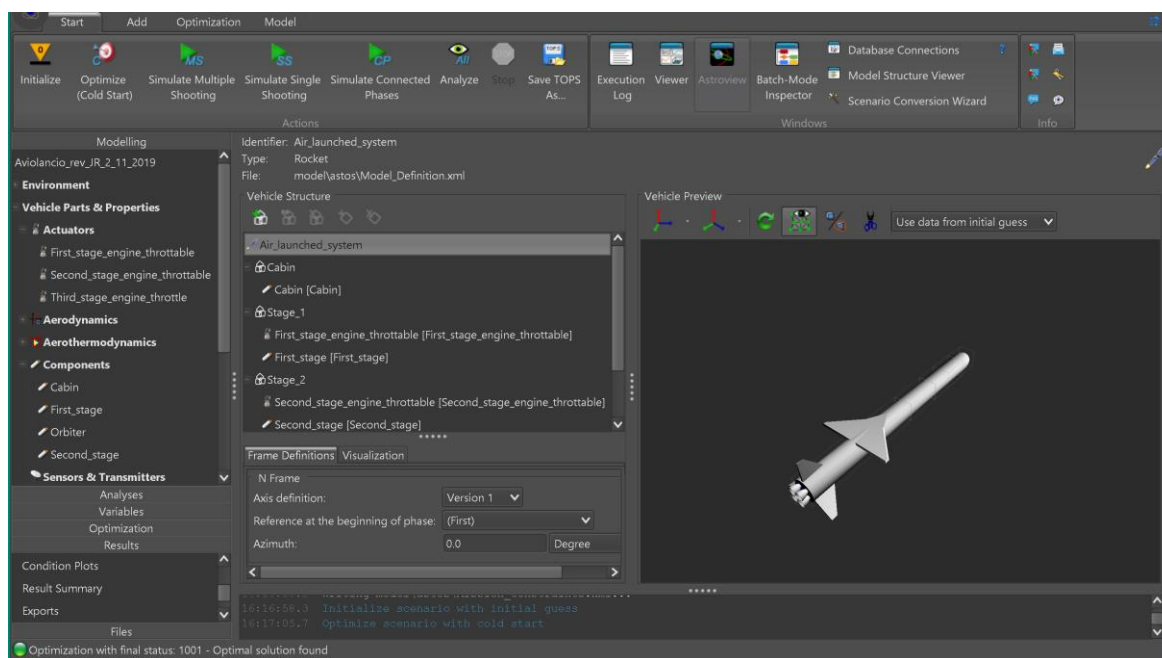


Figura 32 - Overview di ASTOS

## 10.2 Inserimento degli input

Nella sezione *Environment* è stato adottato come unico corpo celeste la Terra e l'atmosfera *standard*. Non sono stati inserite perturbazioni gravitazionali, effetti relativistici, campi magnetici, idrosfera e intensità di vento.

Nella sezione *Vehicle Parts & Properties* sono stati definiti:

- Le caratteristiche dei sistemi propulsivi dei tre stadi, inserendo il valore della spinta e dell'impulso specifico, derivanti dall'analisi preliminare e dalla strategia propulsiva, e l'area dell'ugello, definita a partire da quella di un motore esistente con paragonabili valori di spinta e impulso specifico; nel caso in esame è stato scelto il *Merlin 1D*; in seguito le aree sono state ridotte poiché la quota di lancio è maggiore di quella a livello del mare.
- Le dimensioni degli elementi costituenti il sistema di lancio, ovvero il primo stadio, il secondo stadio, il terzo stadio (nonché modulo orbitale) e la cabina (nonché il *payload*).

Nella sezione *Vehicles & POIs Definition* è stato definito l'assieme geometrico costituito dai componenti prima elencati, le loro relazioni geometriche e i propulsori ad essi associati.

Nella sezione *Dynamics Configuration* è stato definito il numero e la durata temporale delle fasi, e per ciascuna di esse il tipo di aerodinamica e di legge di controllo di assetto adottata dal sistema, prendendo spunto dal profilo di missione del *Pegasus XL*.

### 10.3 Identificare l'orbita ideale

Identificare una appropriata traiettoria per l'orbita è critico perché la massa finale di *payload* e il progetto del veicolo sono tipicamente molto sensibili al profilo di ascesa selezionato.

Il principio sottostante un profilo di ascesa è cominciare con una traiettoria verticale per guadagnare quota, seguita subito dopo da una accelerazione mentre il veicolo butta il muso verso il basso (*pitches down*), dove l'angolo di beccheggio è definito come l'angolo tra l'orizzonte locale e l'asse *body*. Questa manovra di *pitch down* è avviata una volta che gli effetti atmosferici si sono sufficientemente ridotti in modo che la velocità orbitale desiderata possa essere conseguita. Di conseguenza, tipici vincoli per il *flight path angle* iniziale e finale, definito come l'angolo tra l'orizzonte locale e il vettore velocità sono  $90^\circ$  e  $0^\circ$  rispettivamente. La traiettoria di compromesso deve essere selezionata per minimizzare le perdite; una traiettoria verticale decresce le perdite per resistenza ma accresce le perdite gravitazionali mentre una traiettoria caratterizzata da una precoce manovra di *pitch down* conduce a effetti opposti.

Diverse traiettorie ottimizzate non seguono un profilo di missione di tipo traiettoria a gradiente di gravità durante la durata di volo per massimizzare la capacità di *payload* e soddisfare i vincoli di traiettoria. Le traiettorie di gradiente di gravità verso l'orbita sono ampiamente accettate utilizzando i sistemi di lancio pluristadio attuali in virtù principalmente alle loro caratteristiche inerenti strutturali e aerodinamiche. Tali traiettorie hanno un angolo d'attacco vicino a  $0^\circ$ , definito come l'angolo tra il vettore velocità e l'asse *body*, risultante in un minimo momento flettente del veicolo. Assumendo che l'asse di spinta, la linea a portanza nulla e l'asse *body* coincidano, il che è ragionevole in molti casi, una traiettoria di *gravity turn* rende paralleli i vettori di spinta e velocità. A sua volta, la spinta è interamente dedicata all'accelerazione lungo la traiettoria di volo mentre il veicolo gradualmente transita da verticale a orizzontale al *burnout*. Minimizzando il carico del veicolo, il lanciatore può essere progettato con una massa strutturale minore che massimizza la massa di *payload* inserita in orbita. Anche se i progettisti devono assicurare che il lanciatore possa resistere ai carichi assiali, una traiettoria a gradiente di gravità introduce la possibilità di porre meno enfasi ai carichi trasversali che rendono un veicolo sensibile al volo ad alta velocità e alto angolo d'attacco in alta pressione atmosferica. In ultimo, per minimizzare la massa, tipici lanciatori sono progettati per robustezza a compressione longitudinale e relativa debolezza al momento flettente, taglio e torsione che sono generate dalle superfici portanti. Va rilevato che l'approccio *gravity turn* è stato applicato sia per lancio da terra che aviolancio per le motivazioni di cui sopra, e quindi è stato possibile applicare tale controllo per la missione in esame.

Si deve infine tenere presenti che le condizioni di assetto iniziale del lanciatore sono parametri importanti perché influenzano significativamente le prestazioni del veicolo.

## 10.4 Configurazione delle fasi

La configurazione delle fasi è una delle più complesse attività legate alla creazione di un modello di lanciatore. È essenziale una certa esperienza per essere in grado di “vedere” la missione del lanciatore segmentata in tutte le fasi necessarie per il suo compimento. Ogni evento durante la pianificazione della missione rappresenta una discontinuità al termine della quale deve essere definita una nuova fase di missione. Alcuni tipici motivi di discontinuità sono rappresentati da:

- *Switch* tra diverse strategie di controllo (salita verticale, *pitch over*, *constant pitch*, *gravity turn*, *required velocity guidance*);
- *Switch* del modello aerodinamico;
- Separazione di un componente;
- *Switch* delle condizioni di vincolo;

Sono state settate innanzitutto le impostazioni iniziali, come la data di inizio della missione e il metodo di integrazione, che è il *Dormand-Prince 4/5*, metodo esplicito a sette stadi ma che utilizza solo sei valutazioni di funzione per step poiché gode della proprietà FSAL (*First Same As Last*), ovvero l'ultimo stadio è valutato nello stesso punto del primo stadio dello step successivo. Esso è attualmente il metodo di *default* del solutore ODE45 per *Matlab*. In particolare è stato imposto uno step minimo di  $10^{-10}$ s

Il profilo di missione dell'assieme lanciatore si presenta come segue:

- Separazione del sistema di lancio dal *carrier*;
- Accensione del sistema propulsivo del primo stadio e *lift off*;
- Manovra di *pitch over* per conferire una direzione al sistema; utilizza una legge di beccheggio lineare e una legge di imbardata costante che si protrae fino alla fase di *burn out* del terzo stadio;
- Una fase intermedia a *pitch* costante richiesta per raggiungere le condizioni di *gravity turn*: *flight path angle* uguale all'angolo di beccheggio oppure angolo d'attacco nullo;
- La fase di *burn out* del primo stadio, con cui comincia la fase di *gravity turn*, e quindi imponendo una legge di controllo di tipo *gravity turn* per l'angolo di beccheggio;
- Una prima fase di *coasting*;
- *Burn out* del secondo stadio;
- Una seconda fase di *coasting*;
- Prima accensione dell'*Orbiter*;
- Un'ultima fase di *coasting*, nella quale si impone una legge di controllo lineare per l'angolo di beccheggio.

[Digitare qui]

- Iniezione in orbita, in cui si impone una legge di controllo di tipo *target orbit* per l'imbardata, e una legge di controllo di tipo *required velocity* per l'angolo di beccheggio.

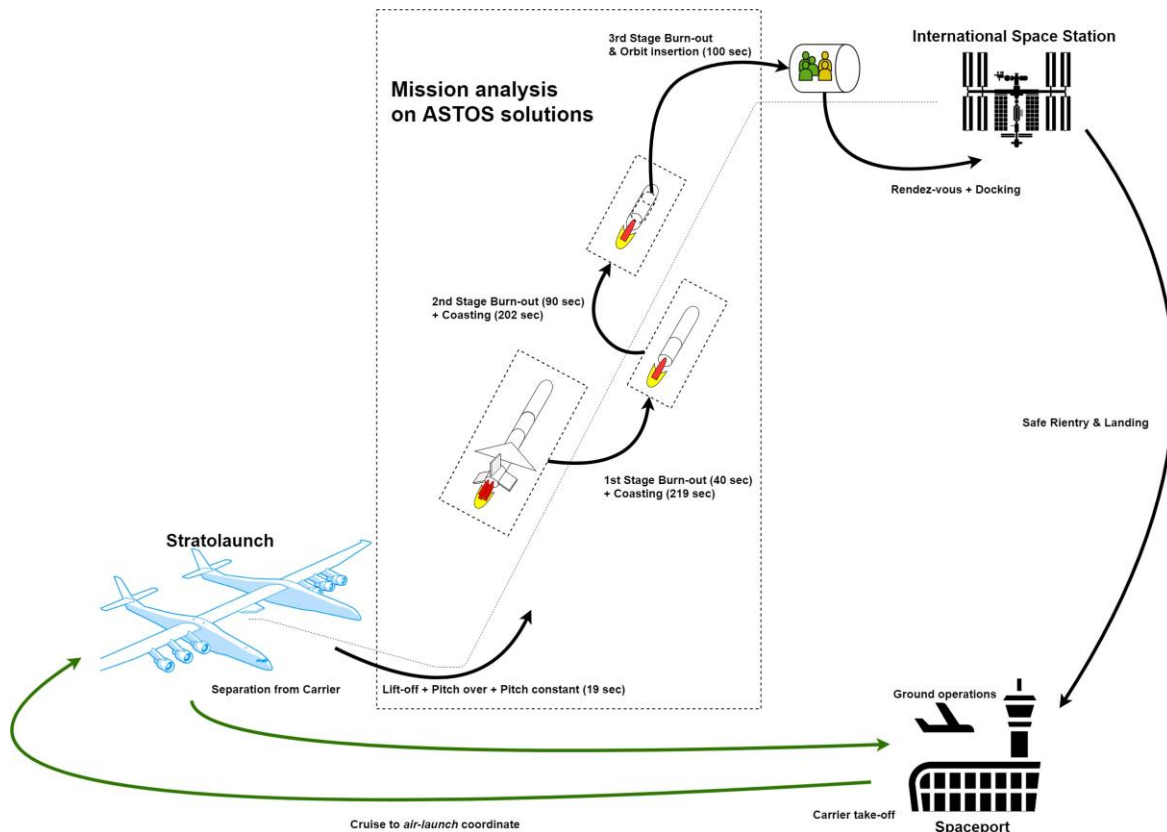


Figura 33 - Profilo di missione dell'assieme lanciatore

## 10.5 Parametri in gioco

I parametri che hanno avuto forte gioco nella analisi e che contemporaneamente concorrono alla definizione della missione e successivamente alla sua ottimizzazione sono i seguenti:

- Spinta, che si traduce in accelerazione del sistema.
- Durata temporale di ciascuna fase di lancio.
- Massa di propellente (e di conseguenza massa strutturale) richiesta dai diversi stadi, il cui incremento consente una maggiore durata di missione ma allo stesso tempo un incremento di peso del sistema.
- Fasi di *coasting*.
- Massa del *payload*, il cui incremento è critico nei confronti del minimo peso dell'assieme lanciatore, nel senso che esiste un massimo valore di massa di *payload* trasportabile da un determinato lanciatore all'orbita desiderata.
- L'orbita di inserimento in termini di quota e inclinazione.

[Digitare qui]

- Quota, latitudine, velocità, assetto di partenza.
- Aerodinamica del sistema.
- Area dell'ugello: prendendo sempre in considerazione ugelli esistenti, la quota di lancio modifica l'espansione ottima richiesta all'ugello, per cui rispetto ad un analogo lancio da terra l'area dell'ugello deve essere ridotta.

È evidente la multidisciplinarietà dell'analisi, in quanto apportare modifiche ad un parametro può coinvolgere altre variabili in gioco.

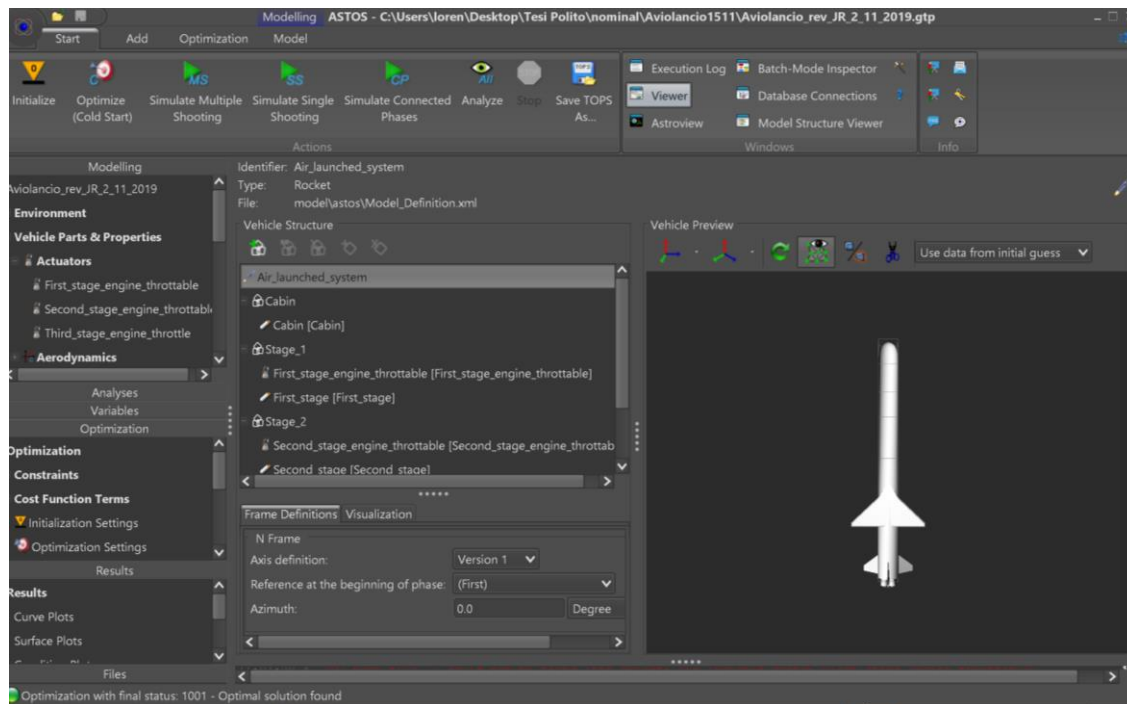


Figura 34 - Overview di ASTOS 2

## 10.6 Conclusioni dell'analisi

A valle dell'analisi di missione, la massa dell'assieme lanciatore si è attestata sulle 80 tonnellate, confermando la maggiore attendibilità dell'*optimal staging*.

È stato possibile soddisfare i primi 4 requisiti di missione, ovvero il raggiungimento della ISS trasportando una cabina con 5 passeggeri soggetti ad un massimo fattore di carico assiale di 3 g; nonché un *downrange* compatibile con le zone abitate, in quanto è possibile osservare che la terraferma è raggiunta quando ormai il sistema è praticamente in orbita a 300 km di quota.

[Digitare qui]

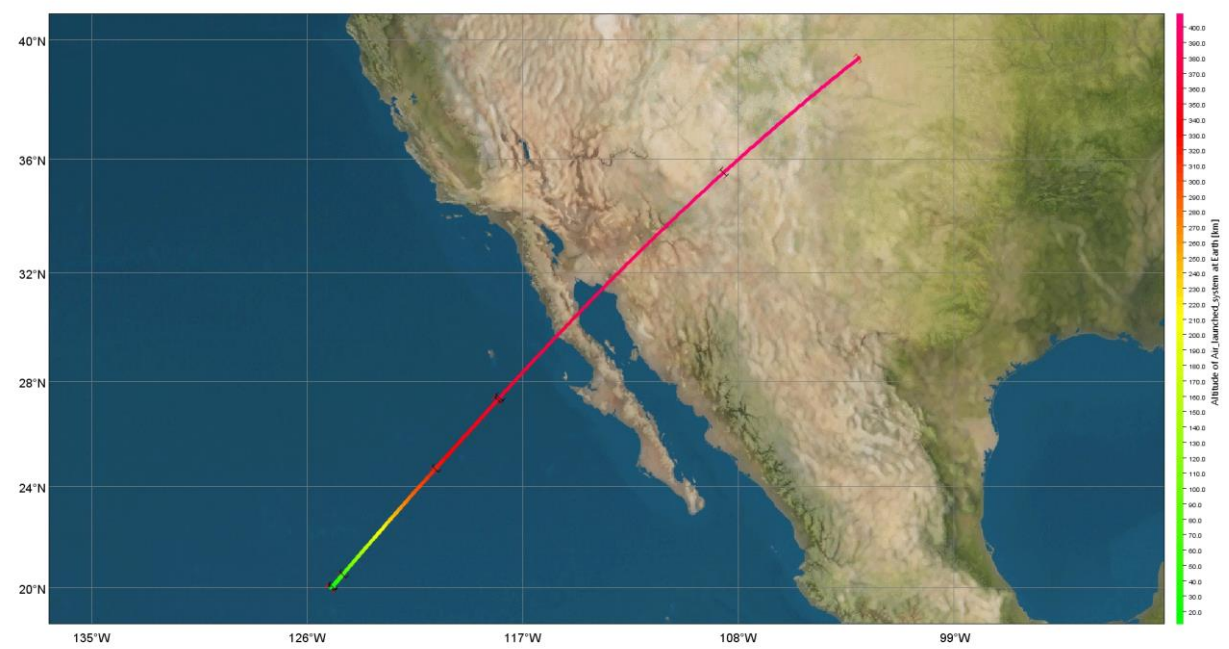


Figura 35 - Downrange della missione

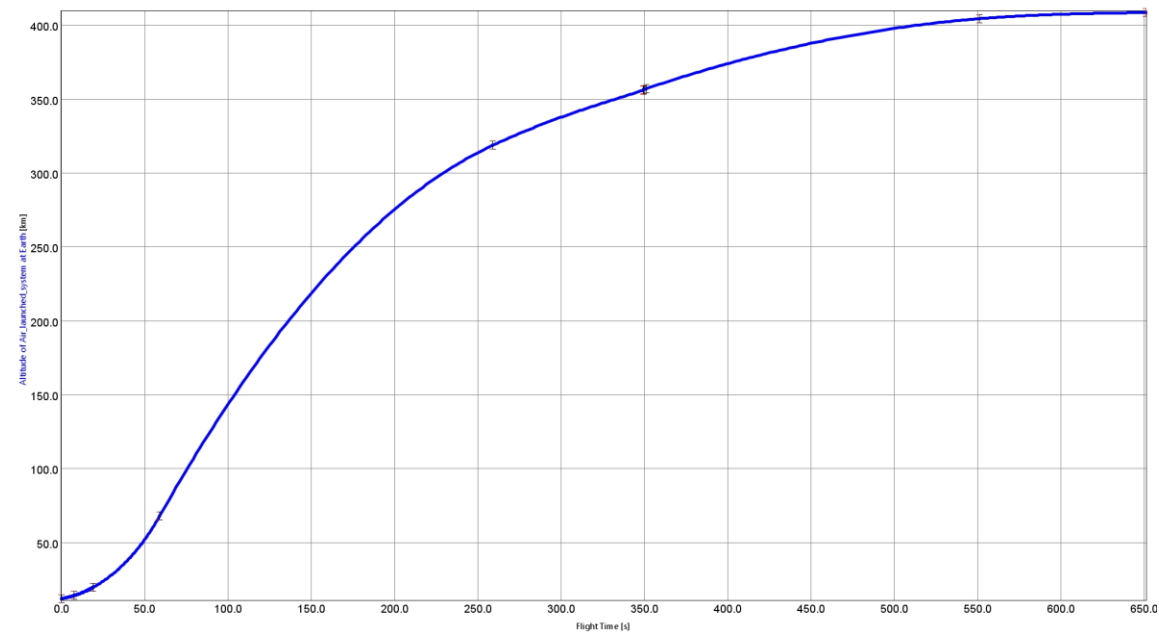


Figura 36 - Grafico Quota / Tempo di volo

[Digitare qui]

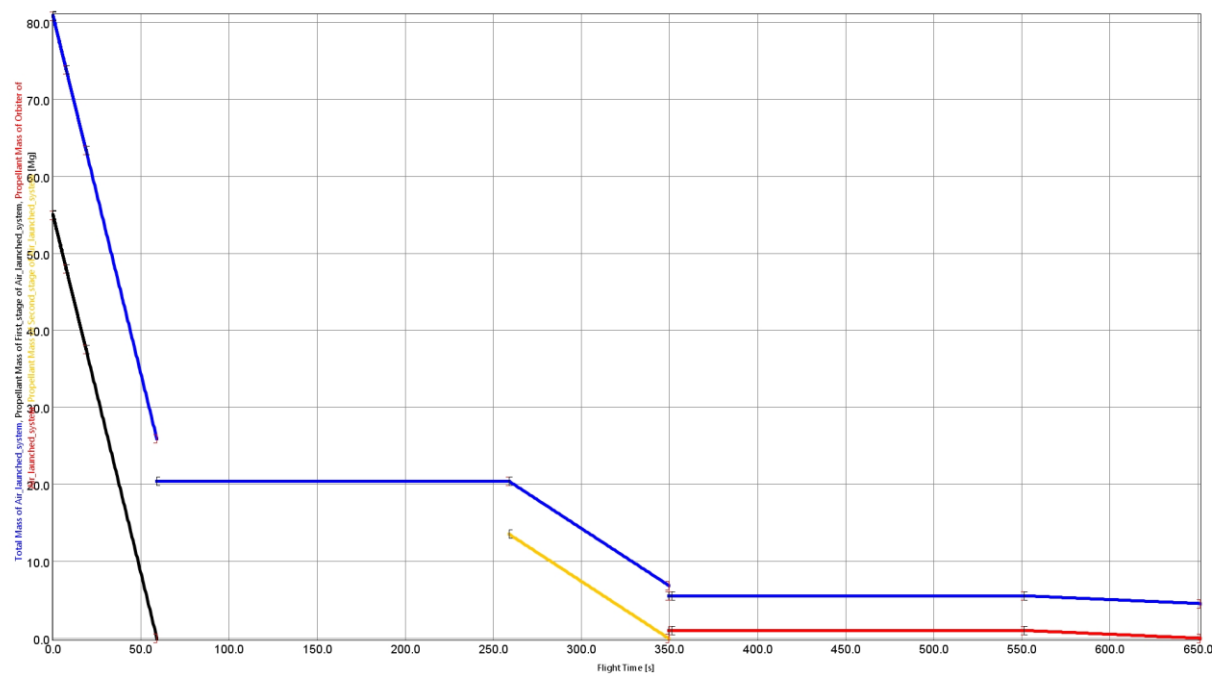


Figura 37 - Grafico Masse assieme lanciatore / Tempo di volo

10.7 Confronto con la Soyuz



Figura 38 - Soyuz

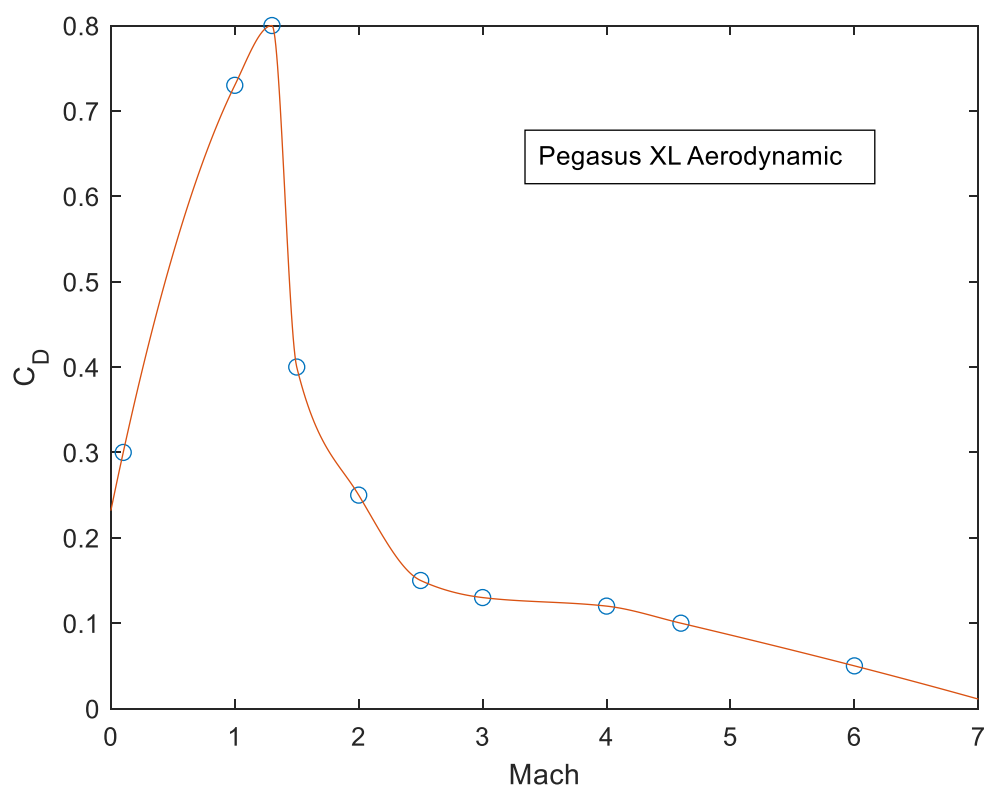
|                                      |                                                                                           |                                     |
|--------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------|
| Tempo di raggiungimento dell'orbita: | volo dello <u>Stratolaunch</u> (2 ore)<br>+ ascesa dell'assieme lanciatore<br>(11 minuti) | Ascesa del lanciatore<br>(9 minuti) |
| Massa del modulo orbitale:           | 4 tonnellate                                                                              | 6.8 tonnellate                      |
| Persone a bordo:                     | 5                                                                                         | 6                                   |
| Diametro:                            | 2.4 metri                                                                                 | 2.2 metri                           |
| Lunghezza:                           | 5.2 metri                                                                                 | 7.2 metri                           |

Per concludere il lavoro svolto sul segmento spazio, è stato effettuato un confronto con un modulo orbitale esistente, ovvero la *Soyuz*. Il tempo impiegato dal sistema di aviolancio è chiaramente maggiore per via del volo del *carrier* fino alla coordinata di aviolancio. Con una persona in meno da trasportare in orbita, la massa e la lunghezza del modulo orbitale risultano inferiore a quelli dell *Soyuz*, mentre il diametro si attesta su valori simili.

## 11 Aerodinamica

L'aerodinamica adottata per l'assieme lanciatore è quella del *Pegasus XL*. Ciò è giustificabile per via dell'adozione delle medesima configurazione aerodinamica e del simile *fineness ratio* dei due lanciatori.

Nel *software* è stato inserito soltanto il diagramma del coefficiente di resistenza in funzione del Mach di volo.



*Figura 39 - Aerodinamica del Pegasus XL (M.N. Rhode and W.C. Engelund NASA Langley Research Center, Hampton, VA, 1995)*

## 12 Sistema propulsivo

A valle dell’analisi di missione è stato scelto il propulsore adatto a tal scopo in base ai livelli di spinta richiesti per svolgere la missione. Il candidato ideale risiede nel *Merlin 1D*, motore a razzo sviluppato dalla *Space-X* che utilizza *LOX/RPI* come propellenti e garantisce una spinta di 730 kN al lancio e di 825 kN nel vuoto.

Si è optato per la disposizione di quattro *Merlin 1D* per il primo stadio, e un *Merlin 1D* per secondo e modulo orbitale.

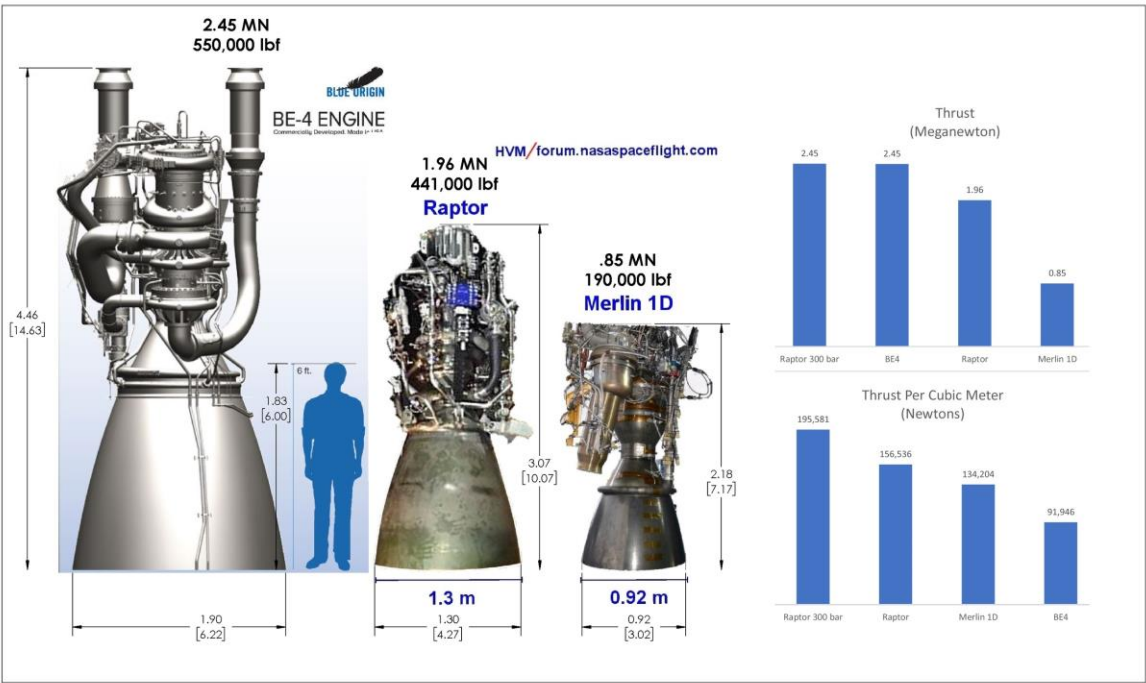


Figura 40 - Dimensioni del Merlin 1D

(

## 13 CAD

A valle dell'analisi di missione è stato realizzato il modello CAD dell'assieme lanciatore su CATIA V5, tramite approccio *bottom up*: sono state realizzate le parti principali del veicolo, ovvero il primo stadio, il secondo stadio, il terzo stadio (o modulo orbitale) e il Merlin 1D

È stata utilizzata una modellazione ibrida, sia solida che per superfici, in particolare solida per realizzare gli stadi e per superfici per realizzare l'ugello convergente divergente del motore.

Sono stati realizzati tre sotto *product* (sotto prodotti) combinando ciascuno stadio con il numero di motori necessari al loro scopo, per poi generare il *product* assieme lanciatore combinando i tre sotto prodotti opportunamente. Non sono stati dimensionati e quindi identificati gli interstadi (*interstage*) utili nelle fasi di separazione e presenti nell'intercapedine tra primo e secondo stadio e secondo e terzo stadio, per cui sono stati considerati come parte integrante degli stadi già presenti.

Il lanciatore di riferimento per la realizzazione del CAD è stato il *Pegasus XL*, in particolar modo in termini di tipologia e dimensione delle velature, scalate opportunamente.

Lo scopo principale della creazione del CAD è stato quello del suo inserimento nel *software* di simulazione di traiettoria per poter studiare visivamente il comportamento dell'assieme lanciatore durante l'ascesa in orbita.

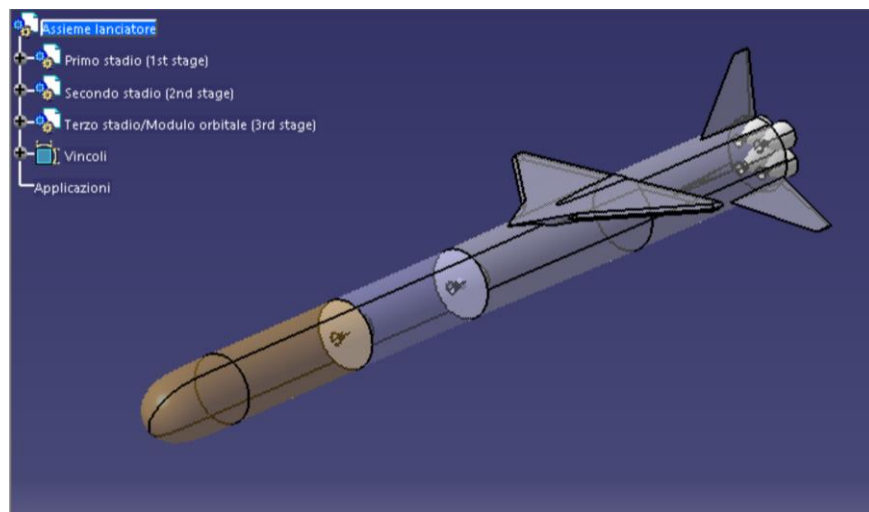


Figura 41 - Overview CAD 1

[Digitare qui]

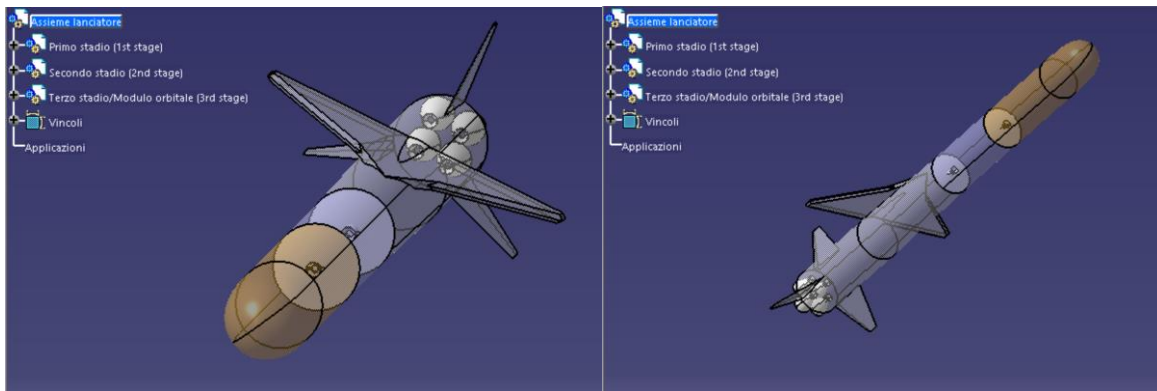


Figura 42 - Overview CAD 2

## 14 Impatto dell'ubicazione della base di lancio

(Lentini) La latitudine della base di lancio impone una restrizione sull'inclinazione delle orbite conseguibili; poiché il piano dell'orbita deve appartenere al fascio che passa per il centro della Terra e per la base di lancio, l'inclinazione dell'orbita è necessariamente ristretta al campo

$$\Lambda \leq i \leq 180^\circ - \Lambda$$

Quindi in particolare solo una base di lancio equatoriale ( $\lambda = 0$ ) consente di raggiungere qualsiasi inclinazione si desideri, mentre al contrario una base polare ( $\lambda = 90^\circ$ ) può essere utilizzata solo per lanci in orbita polare. Questo spinge ovviamente a localizzare la base di lancio quanto più vicino possibile all'equatore. Un'ulteriore spinta in questo senso viene dal fatto che tanto più la base è vicina all'equatore, tanto più è alta la velocità (assoluta) iniziale del lanciatore dovuta al moto di rotazione della Terra, che può essere quindi portata in detrazione nel computo del Delta-V efficace da impartire al lanciatore per conseguire una data orbita obiettivo (almeno per lanci in orbite dirette, cioè con inclinazione  $0 \leq i \leq 90^\circ$ ; per lanci in orbite retrograde,  $90^\circ < i < 180^\circ$ ). Le ubicazioni delle principali basi di lancio, e confermano la tendenza a scegliere località per quanto possibile a bassa latitudine.

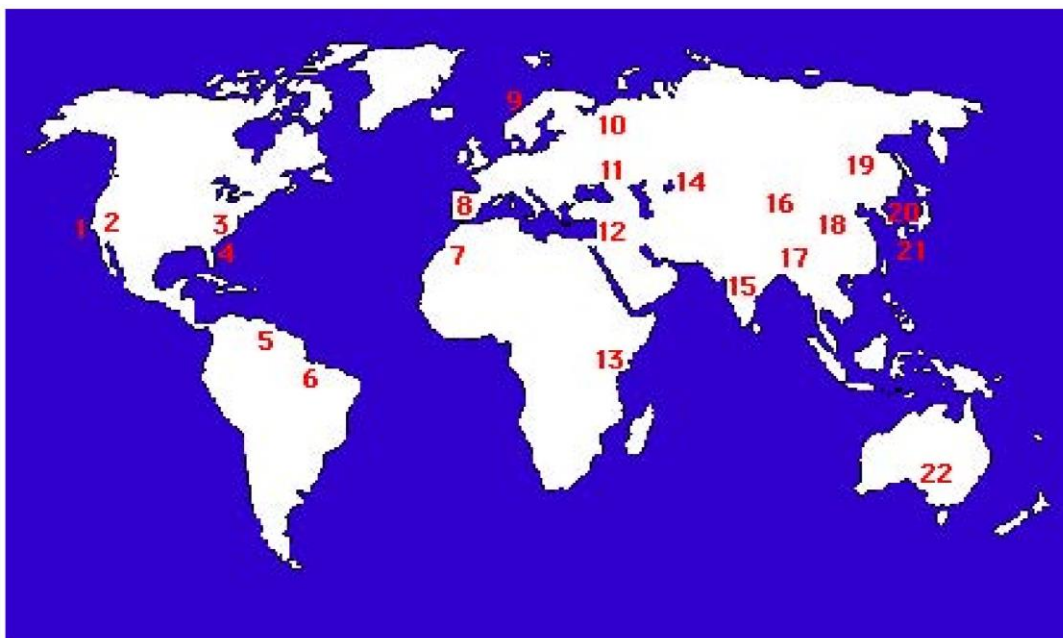


Figura 43 - Siti di lancio

L'inclinazione  $i$  dell'orbita conseguita da una base di lancio sita alla latitudine  $\lambda$  dipende dall'azimuth di lancio, che è l'angolo formato dalla direzione di lancio con il meridiano, contato in senso orario a partire dal nord.

| Launch site         | Country        | Latitude  | Longitude  |
|---------------------|----------------|-----------|------------|
| ETR                 | United States  | 28° 30' N | 80° 33' W  |
| WTR                 | United States  | 34° 36' N | 120° 36' W |
| Wallops Island      | United States  | 37° 51' N | 75° 28' W  |
| Kourou              | Europe, ESA    | 5° 32' N  | 52° 46' W  |
| San Marco           | Italy          | 2° 56' S  | 40° 12' E  |
| Plesetsk            | Soviet Union   | 62° 48' N | 40° 24' E  |
| Kapustin Yar        | Soviet Union   | 48° 24' N | 45° 48' E  |
| Tyuratam (Baikonur) | Soviet Union   | 45° 54' N | 63° 18' E  |
| Thumba              | UN/India       | 8° 35' N  | 76° 52' E  |
| Sriharikota         | India          | 13° 47' N | 80° 15' E  |
| Shuang-Ch'Eng-Tzu   | China          | 40° 25' N | 99° 50' E  |
| Xichang             | China          | 28° 06' N | 102° 18' E |
| Tai-yuan            | China          | 37° 46' N | 112° 30' E |
| Wuzhai              | China          | 38° 35' N | 111° 27' E |
| Kagoshima           | Japan          | 31° 14' N | 131° 05' E |
| Osaki               | Japan          | 30° 24' N | 130° 59' E |
| Takesaki            | Japan          | 30° 23' N | 130° 58' E |
| Woomera             | Australia/U.S. | 31° 07' S | 136° 32' E |
| Yavne               | Israel         | 31° 31' N | 34° 27' E  |

## 15 Analisi funzionale del segmento di terra e di lancio

(NASA S. S.) L'analisi funzionale è il processo sistematico di identificazione, descrizione e correlare le funzioni che un sistema deve realizzare per essere efficace e di successo, ma non affronta come queste funzioni saranno realizzate.

Nelle prime fasi del ciclo di vita del progetto, l'analisi funzionale si occupa delle funzioni di alto livello che devono essere realizzate dal sistema, dove queste funzioni necessitano di essere realizzate, ogni quanto queste funzioni necessitano di essere realizzate e in quale concetto operativo e condizioni ambientali.

Successivamente a queste fasi, l'analisi funzionale procede verso livelli più basso della decomposizione del sistema per definire il progetto funzionale del sistema e le interfacce.

L'analisi funzionale permette di contemplare tutte le funzioni che il sistema deve realizzare per soddisfare i requisiti; è richiesta per la conseguente allocazione dei requisiti, per descrivere cosa deve essere fatto e cosa non deve essere fatto..

Ma “la decomposizione non può essere trovata in un libro o dettata dagli *stakeholders*; la decomposizione è il prodotto degli ingegneri di sistema ed è parte del processo di progetto dell'architettura che sta cercando di risolvere il problema di progetto stabilito dai requisiti. La decomposizione può essere portata tanto a fondo quanto è necessario per definire le trasformazioni che il sistema deve essere in grado di realizzare”.

Un tipico processo di analisi funzionale si articola in questo modo:

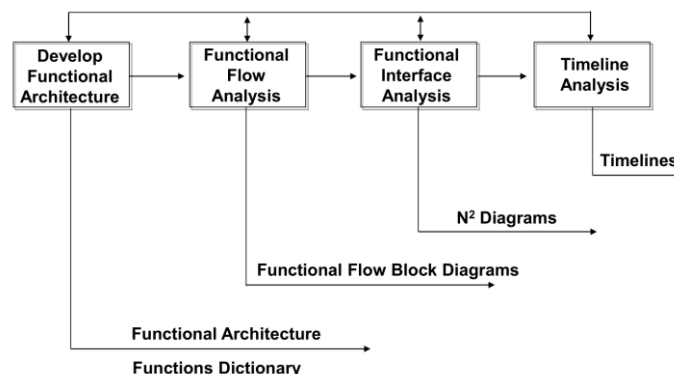


Figura 44 - Approccio di tipo system engineering

[Digitare qui]

L'architettura funzionale consiste nella definizione *top down* delle funzioni del sistema.

L'FFBD (*Functional flow block diagrams* o diagramma a blocchi funzionale di flusso) è invece utilizzato per mostrare la relazione sequenziale di tutte le funzioni che devono essere compiute da un sistema. Ciascuna funzione (rappresentata da un blocco) è identificata e descritta in termini di *input*, *output* e interfacce da *top-down* così che le sotto-funzioni sono riconosciute come parte di più larghe aree funzionali. Alcune funzioni possono essere realizzate in parallelo, o possono essere presi percorsi alternativi.

Le funzioni sono organizzate in una sequenza logica così che un uso specifico operativo del sistema possa essere tracciato in un percorso *end-to-end*.

La rete dell'FFBD mostra la sequenza logica di “cosa” deve accadere e non assume una particolare risposta di “come” una funzione sarà realizzata.

Nel seguito sarà effettuata una analisi funzionale dello spaziorpoto tipo che deve effettuare una missione di aviolancio in orbita, e un diagramma di flusso a blocchi funzionale, legato in particolar modo alla fase di processamento di lancio.

## 16 Spaziorpotti

La chiave dell'avanzamento delle prestazioni degli spaziorpotti (sicurezza, costi e capacità di trattamento) è una comprensione globale di tutti i suoi elementi funzionali e quindi delle funzioni che deve assolvere uno spaziorpoto, che si propone allo stato attuale di diventare una entità auto-sostenibile che sperimenta costante crescita nel tempo. Gli aerorpotti interagiscono con molte e diverse tipologie di *airliners*, e i plessi di lancio di oggi, anche i concetti più nuovi e innovativi, interagiscono in una maniera molto personalizzata con le più disparate piattaforme di lancio. La maggior parte richiede servizi specifici di *commodities*, articolate utenze elettriche e una varietà di servizi di comando, controllo e protocolli di comunicazione. L'elemento della *facility* di lancio è, tuttavia, solamente un elemento basico funzionale di uno spaziorpoto.

Una volta che un generico set di possibili funzioni dello spaziorpoto è identificato, allora può essere condotto un processo per migliorare le prestazioni dello spaziorpoto.

Nel seguito si è fatto riferimento al seguente paper: (Spaceport\_Synergy\_Team)

## 16.1 Moduli funzionali dello spaziorporto

Ciascuna funzione generica dello spaziorporto porta con sé prestazioni di costo, sicurezza e produttività; avrà necessità di acquisire *facilities* e equipaggiamento, avranno bisogno di essere installate, certificate per l'uso, mantenute e operate. Alcune funzioni potrebbero richiedere nuove tecnologie per saltare verso nuovi livelli di prestazioni. Tuttavia, deve essere ricordato che il livello delle prestazioni di sicurezza, costo e produttività è saldamente accoppiato ai bisogni del sistema di volo. Perciò, le prestazioni funzionali dello spaziorporto saranno strettamente accoppiate alle tipologie di architettura di sistema di volo associato al progetto dello spaziorporto.

Le funzioni di uno spaziorporto dipendono principalmente dalle necessità che richiede il sistema di lancio: alcune funzioni e sottofunzioni possono venir fuori dall'architettura che adotta tale sistema. La definizione funzionale di uno spaziorporto può basarsi su di un approccio modulare dove è possibile raggruppare e identificare le operazioni maggiori.

Il modello di visione di spaziorporto di operazioni divide il generico spaziorporto in 12 moduli funzionali.

Funzioni generiche di alto livello possono essere catalogate come:

- Assemblaggio e integrazione del veicolo
- Servizi per cargo e passeggeri
- Traffico e controllo aereo
- Lancio
- Atterraggio e recupero
- Funzioni legate al *turn around time* del veicolo
- Manutenzione nell'hangar del veicolo
- Infrastruttura di supporto dello spaziorporto
- Logistica
- Pianificazione e gestione del sistema di trasporto
- Servizi di supporto e infrastruttura della comunità di connessione

Ci sono numerosi spaziorporti che forniscono capacità di lancio orbitale e planetaria che sono operanti in tutto il mondo oggi, coprendo quasi tutti i continenti del globo. Una lista degli attuali e potenziali siti di lancio è mostrata sotto:

| Country         | Site               | Launch Service Providers and Potential Tenants      | Active Since | Comments                                                                                            |
|-----------------|--------------------|-----------------------------------------------------|--------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>DOMESTIC</b> |                    |                                                     |              |                                                                                                     |
| USA             | Cape Canaveral, FL | Boeing<br>Lockheed Martin<br>Orbital Sciences Corp. | 1950         | Supports wide range of launch vehicles, including the Space Shuttle.                                |
| USA             | Vandenberg AFB, CA | Boeing<br>Lockheed Martin<br>Orbital Sciences Corp. | 1959         | California Spaceport is under construction, with payload processing facilities and new launch pads. |
| USA             | Wallops Is., VA    | Orbital Sciences Corp.                              | 1960         | Possesses 6 launch pads, which were used for light lift orbital launches in 1960s and 1970s.        |
| USA             | Nevada             | Kistler                                             | Future       | Planned as primary site for Kistler K-1 RLV                                                         |

|                   |                                            |                                                                                                                                                    |        |                                                                                                                                                                                         |
|-------------------|--------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| USA               | Edwards AFB, CA                            | Lockheed Martin                                                                                                                                    | Future | Initially planned to support X-33 flights                                                                                                                                               |
| USA               | Kodiak, Alaska                             | Orbital Sciences                                                                                                                                   | Future | Suborbital launches started in 1998                                                                                                                                                     |
| USA               | White Sands, New Mexico                    | Lockheed Martin, Kelley (potential)                                                                                                                | Future | Refurbished missile pads planned for RLV test flights                                                                                                                                   |
| USA               | Utah                                       | Pioneer Rocketplane                                                                                                                                | Future |                                                                                                                                                                                         |
| <b>FOREIGN</b>    |                                            |                                                                                                                                                    |        |                                                                                                                                                                                         |
| France            | Kourou, French Guyana                      | Arianespace                                                                                                                                        | 1970   | Able to launch both north and east, allowing a full range of orbits.                                                                                                                    |
| Kazakhstan        | Baikonur (Tyuratam)                        | NPO Energia, Central Specialized (Starsem), Khrunichev (ILS), Khrunichev (Eurokot), KB Polyot (Assured Space Access), Makeyev, NPO Yuzhkosmos, STC | 1957   | The primary launch site for Russia and its associated CIS state organizations (e.g., Ukraine), especially for commercial flights. Latitude hampers launch performance for GEO launches. |
| Russia            | Plesetsk                                   | NPO Energia, Central Specialized (Starsem), Khrunichev, Makeyev                                                                                    | 1966   | Primarily a military launch facility with some civil/scientific launches also.                                                                                                          |
| Russia            | Svobodny                                   | Khrunichev Rokot                                                                                                                                   | Future | Similar latitude as Baikonur                                                                                                                                                            |
| China             | Taiyuan                                    | China Great Wall                                                                                                                                   | 1988   |                                                                                                                                                                                         |
| China             | Xichang                                    | China Great Wall                                                                                                                                   | 1984   |                                                                                                                                                                                         |
| China             | Shuang                                     | China Great Wall                                                                                                                                   | 1970   |                                                                                                                                                                                         |
| India             | Sriharikota                                | VSSC                                                                                                                                               | 1979   | Primarily focused on the domestic market                                                                                                                                                |
| International     | Sea Launch                                 | Sea Launch [Boeing, RSC Energia, KB Yuzhnoye/PO Yuzhmash (Ukraine), Anglo-Norwegian Kvaerner Group (Norway)]                                       | 1999   | Limited capacity, approximately 6 launches per year. Launch platform and vehicle ship based in Long Beach, CA                                                                           |
| Japan             | Tanegashima                                | Rocket Systems Corp.                                                                                                                               | 1975   |                                                                                                                                                                                         |
| Japan             | Kagoshima                                  | Nissan                                                                                                                                             | 1966   | Limited capacity                                                                                                                                                                        |
| Israel            | Yavne                                      | Shavit                                                                                                                                             | 1988   | Rockets must launch due west, limited orbits and performance                                                                                                                            |
| Caribbean Islands | Not yet negotiated                         | Beal Aerospace                                                                                                                                     | Future | Accommodates polar and equatorial orbits, latitude and inclination advantages                                                                                                           |
| Australia         | Woomera Rocket Range, Cape York and Darwin | Various Russian rocket organizations                                                                                                               | Future | Latitude and inclination advantages                                                                                                                                                     |
| Brazil            | Alcantara                                  | Brazilian Govt, Lockheed Martin/Proton (potential)                                                                                                 | Future | Potential advantages due to newly built range control and tracking. Also latitude and inclination flexibility.                                                                          |
| Canada            | Churchill Research Range, Manitoba         | Canadian company devoted to serving polar launch market                                                                                            | Future | Would compete with Vandenberg and Kodiak                                                                                                                                                |
| Indonesia         | Biak or Waigeo Islands                     | Indonesian Govt                                                                                                                                    | Future | Primarily aimed at Indonesian market                                                                                                                                                    |

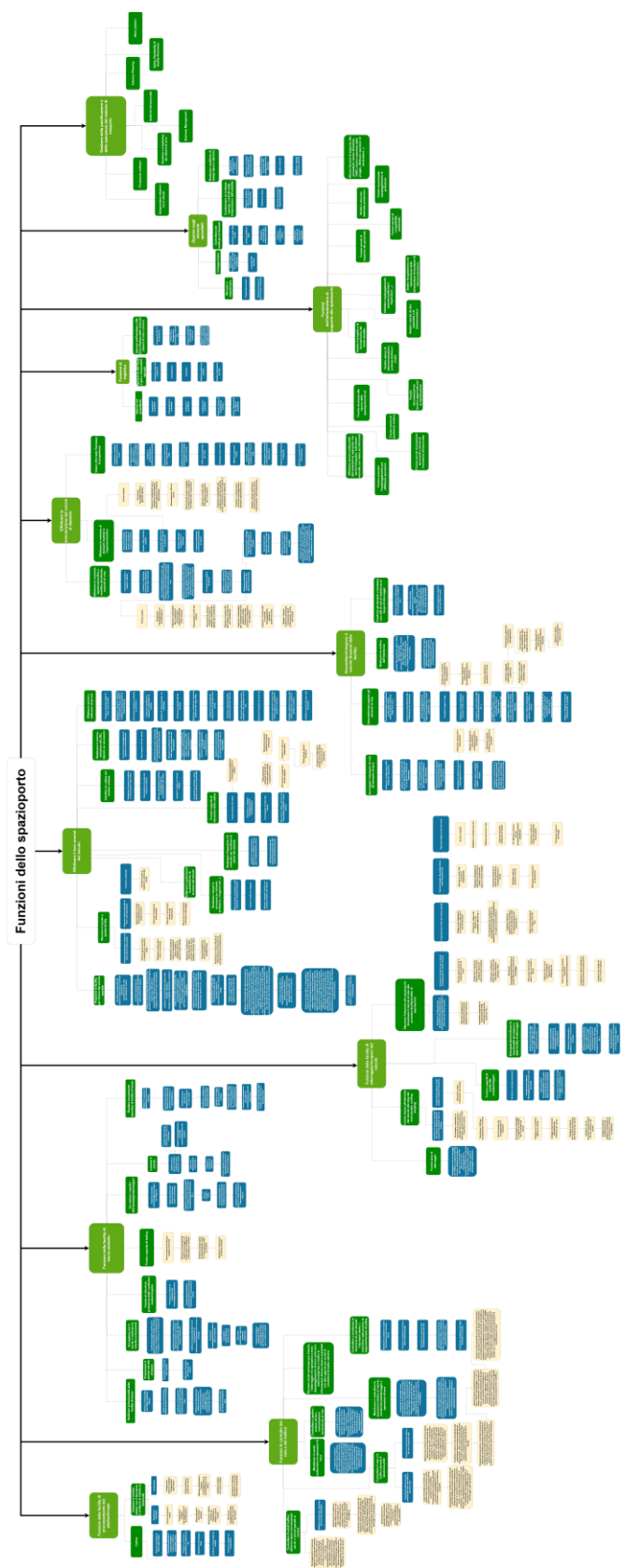
\*Source: Data extracted from *The Volpe Study Final Report*, prepared by the John A. Volpe National Transportation Systems Center Research and Special Programs Administration, U.S. Department of Transportation, Dec. 1999, pp.20-21.

## 16.2 Analisi funzionale

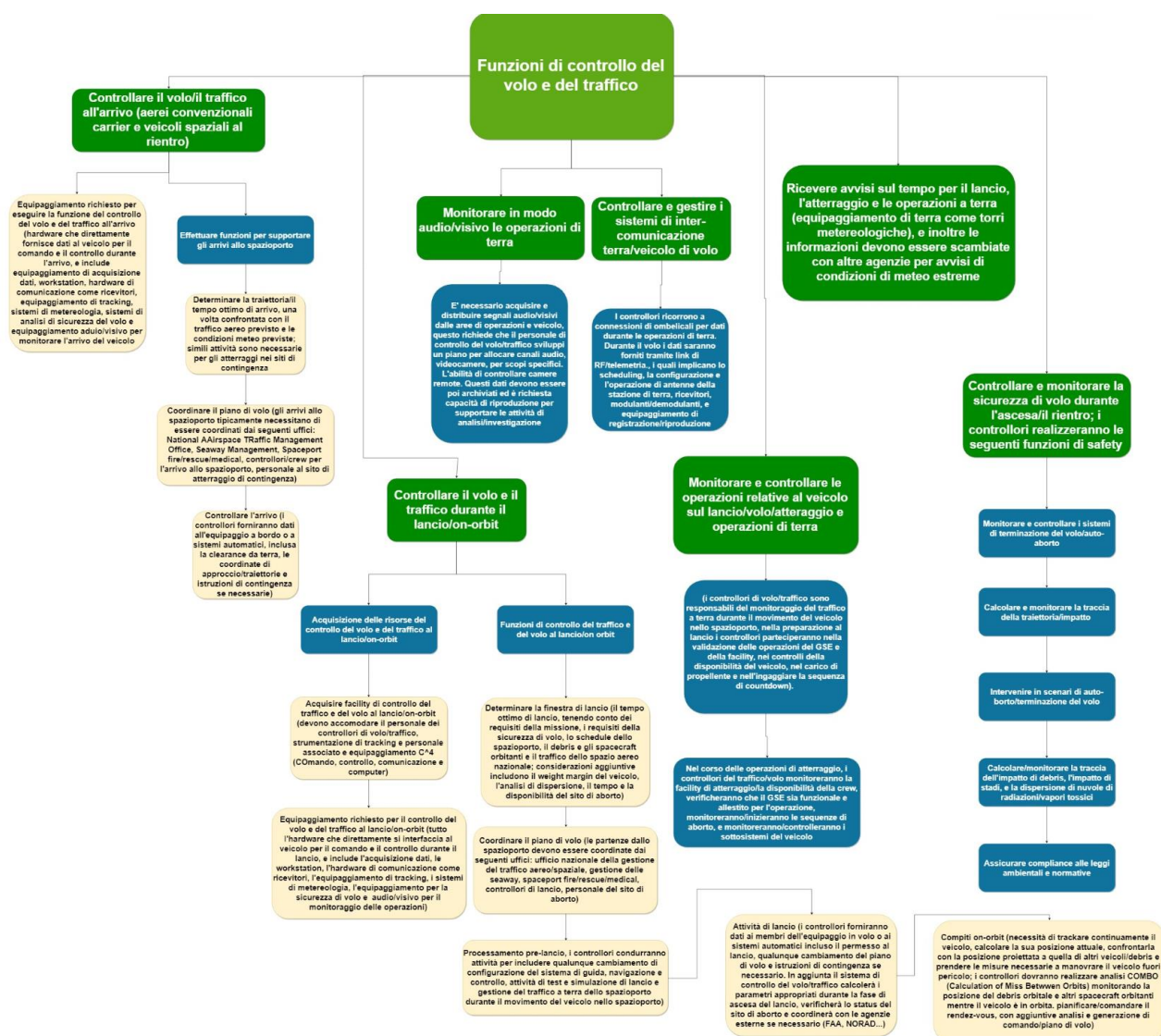
Attraverso il SEP (*System engineering process*) è stata sviluppata una architettura funzionale dello spaziorporto, attraverso lo strumento dell'analisi funzionale. È stato seguito un approccio *top down*, a partire da moduli funzionali che devono essere svolti dalle diverse *facility* fino alla suddivisione in sotto funzioni, ri-adattando la visione funzionale di spaziorporto del *Synergy Team*.

I principali moduli funzionali afferiscono alla *facility* di processamento del *payload*, alla *facility* di controllo del volo e del traffico aereo, così come a quella del lancio, dell'atterraggio e del recupero del veicolo, del *turn around time*, dell'integrazione del veicolo, della logistica e dell'infrastruttura di supporto al volo (umano).

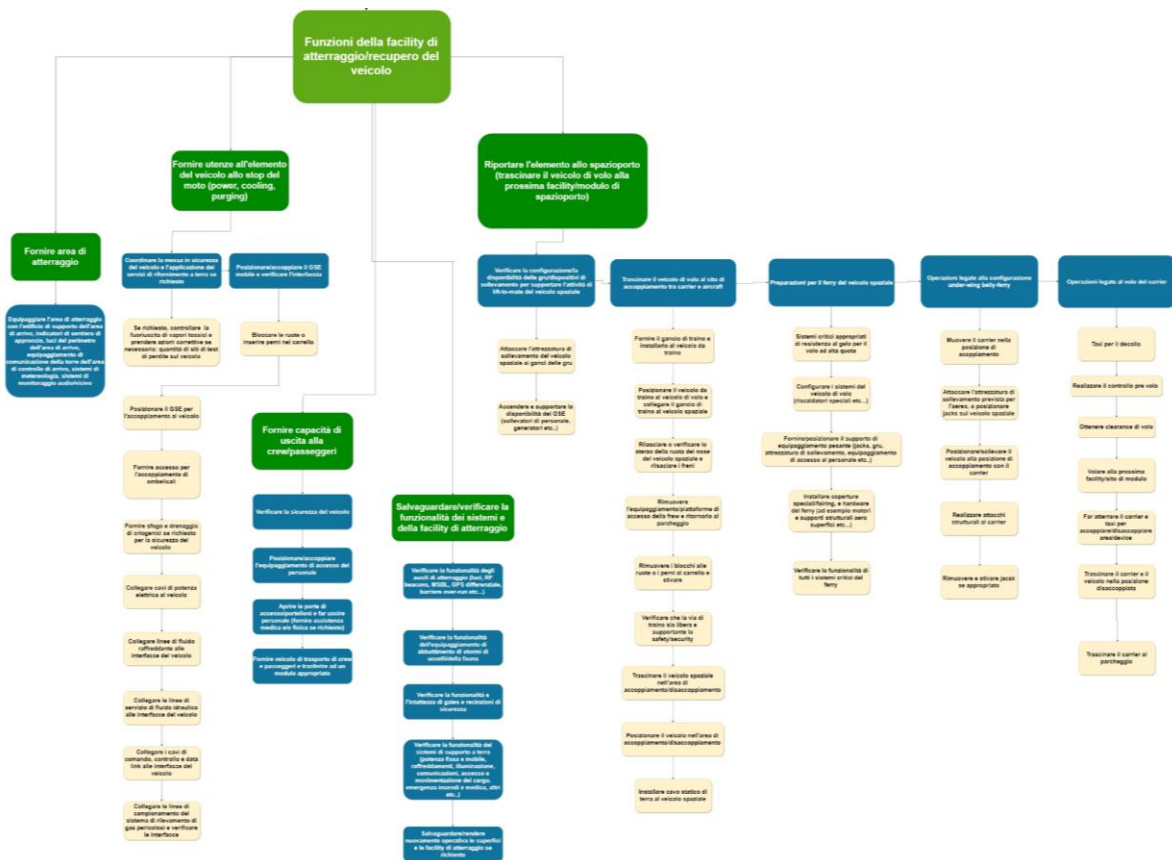


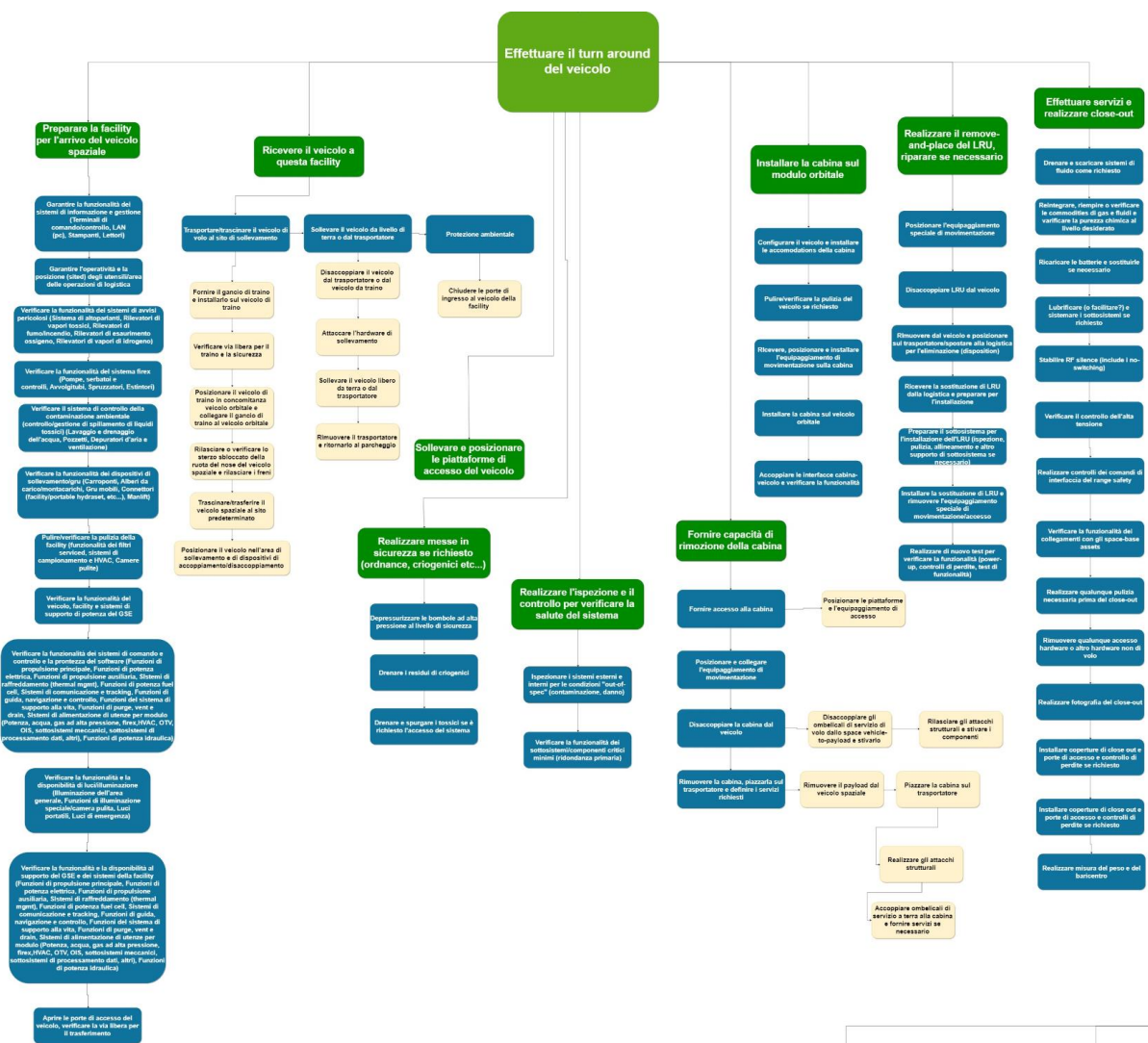




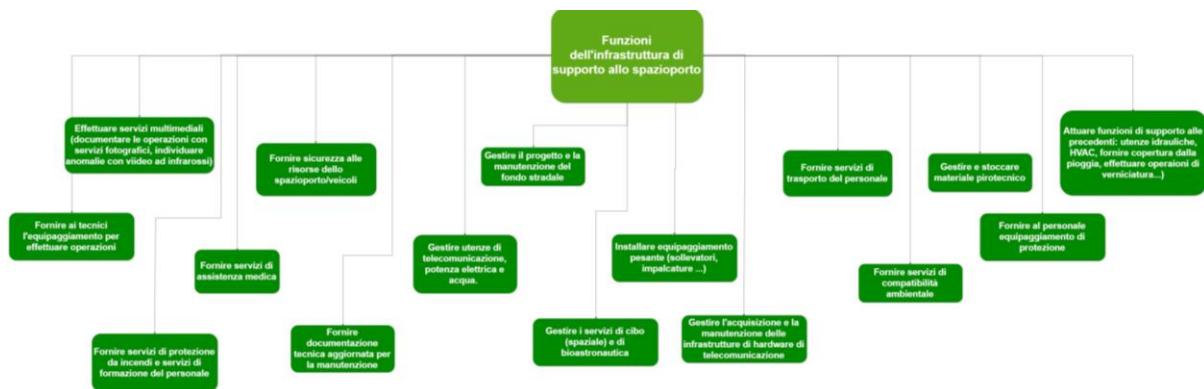
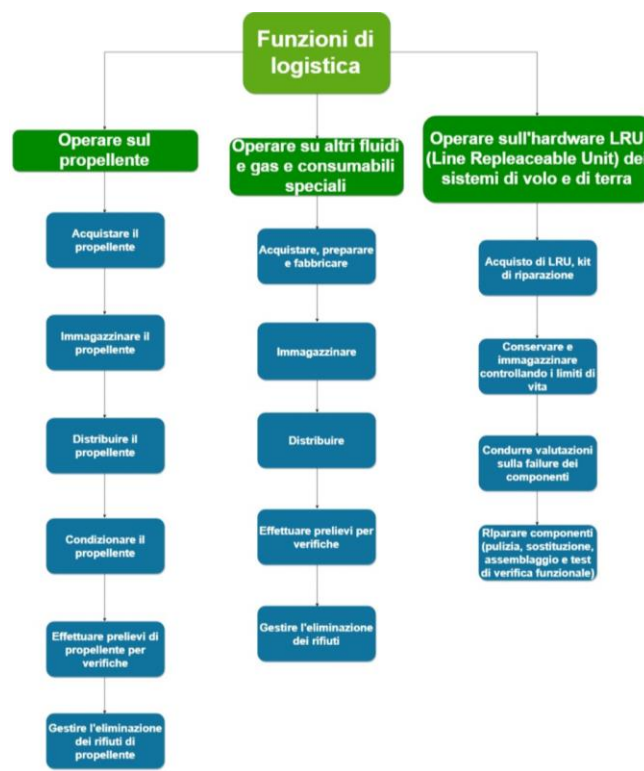


[Digitare qui]



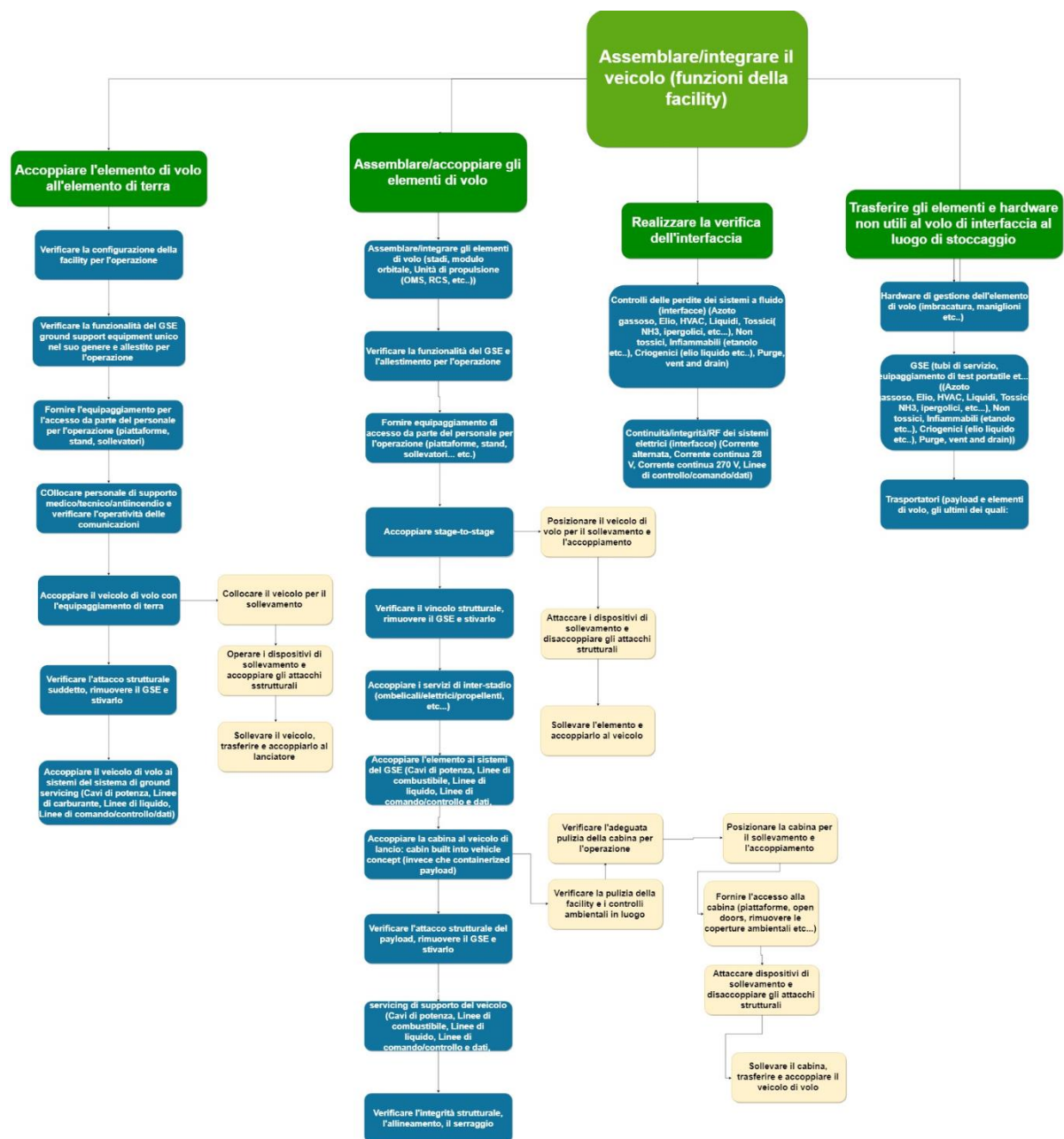


[Digitare qui]

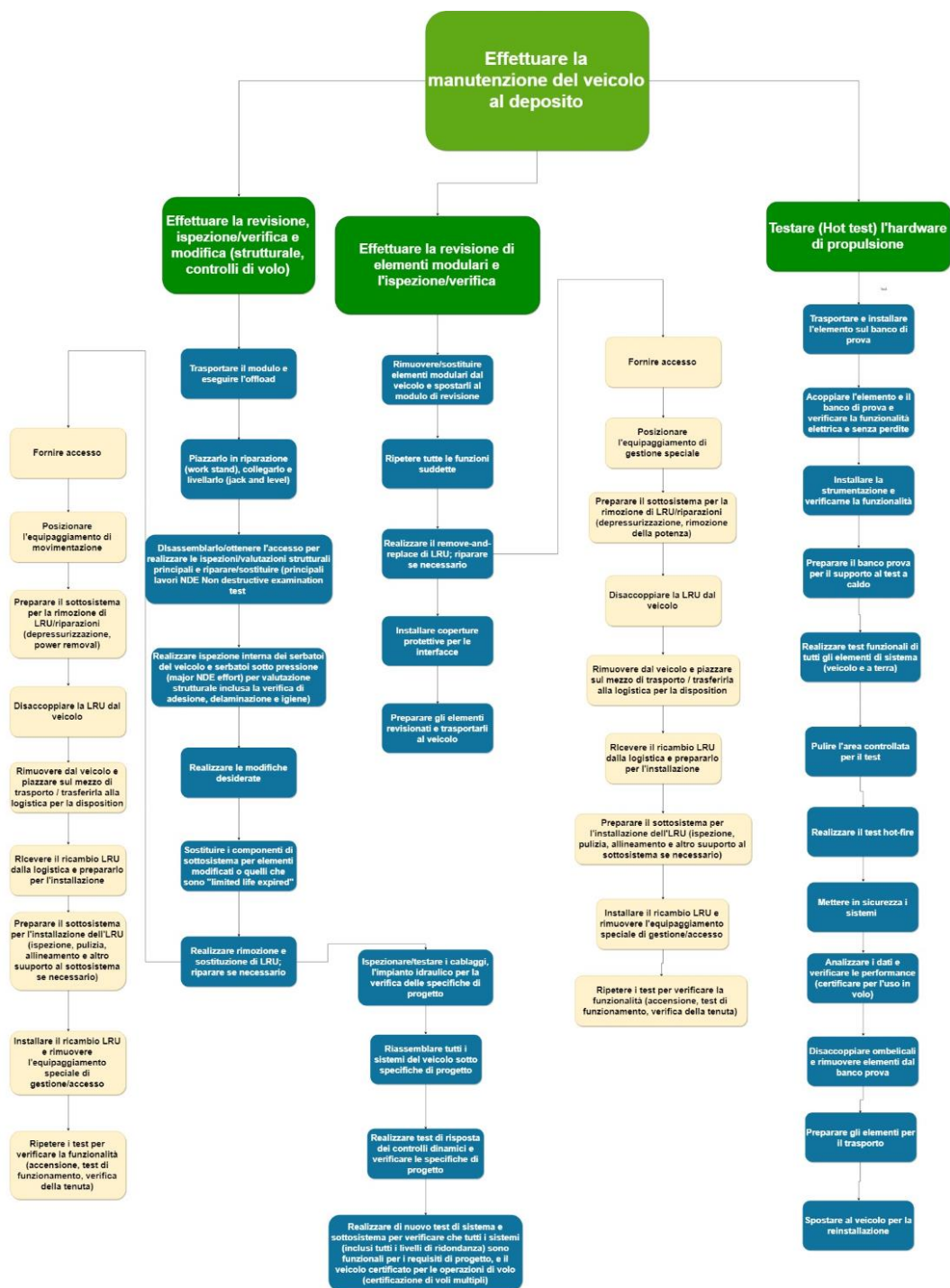


[Digitare qui]





[Digitare qui]



## 16.3 Overview sulle fasi della missione

Per la missione orbitale si deve essere in grado di:

- Trasportare passeggeri a scopo turistico in modo sicuro ad una quota di 400 km;
- Effettuare un decollo e atterraggio verticale;
- Eventualmente sfruttare il lancio per trasportare esperimenti scientifici installando *payload* a bordo (invece di un turista).

Il concetto di missione può essere descritto come un processo a ciclo chiuso nel quale sono considerate tutte le principali fasi:

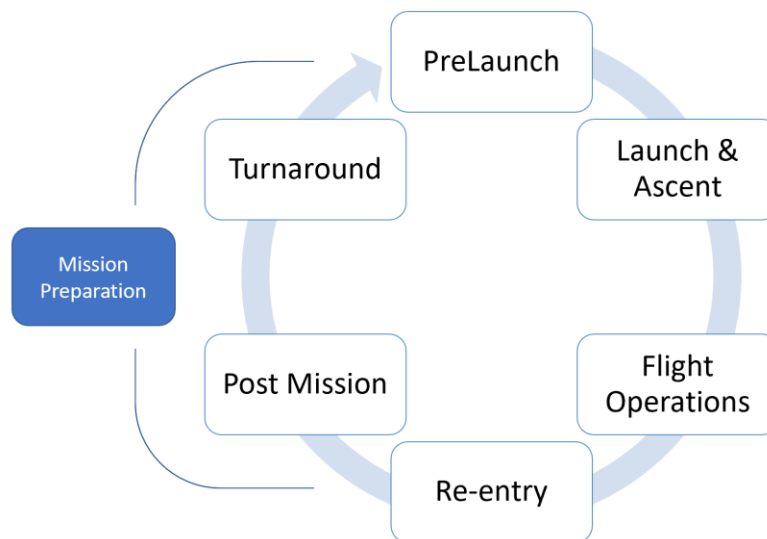


Figura 45 - Ciclo delle operazioni di missione

Quella che può essere considerata la prima parte della missione è rappresentata dalla preparazione della missione stessa, che include:

- Ispezione e controllo di post volo (dal volo precedente);
- Preparazione della configurazione del veicolo, se predisporlo unicamente a scopo turistico o anche scientifico;
- Eventuale integrazione e preparazione del *payload*;
- Preparazione e configurazione del segmento di terra;
- *Training* del personale di terra e dell'equipaggio (inclusa la simulazione delle missioni nominali e di contingenza);
- Completamento del processo di verifica e di certificazione per la disponibilità di volo;
- Conduzione di test funzionali.

[Digitare qui]

Dopo vi è la fase di pre-lancio, che include:

- Tutte le attività richieste per preparare il veicolo e il segmento di terra al volo;
- Un controllo pre-volo per verificare il comportamento corretto di tutti i sottosistemi e equipaggiamenti (per il volo e a terra);
- Operazioni sulla pista di pre-volo;
- Rifornimento del veicolo;
- In dipendenza della missione, se esclusivamente turistica o anche scientifica, gli esperimenti devono essere installati e/o i passeggeri devono essere imbarcati, così come i membri dell'equipaggio.

Le operazioni di lancio/ascesa consistono in:

- Acquisizione e valutazione delle condizioni esterne e delle condizioni meteorologiche per ottenere l'autorizzazione al lancio entro i vincoli di sicurezza e prestazioni del sistema;
- Monitoraggio continuo della telemetria del veicolo prima e durante il lancio, così come durante la fase di ascesa, per valutare le prestazioni e le condizioni di sicurezza;
- *Tracking* continuo del veicolo;
- Monitoraggio delle condizioni dell'equipaggio e dei passeggeri e continua coordinazione di voce con la *crew*.

Le operazioni di volo seguono lo sgancio del sistema, con conseguente fase di ascesa orbitale.

- Monitoraggio continuo della telemetria per valutare lo *status* del veicolo;
- Tracking e monitoraggio continuo della traiettoria e della sua propagazione per la valutazione dell'inserzione in orbita;
- Monitoraggio dei passeggeri e delle condizioni della *crew*.

Le operazioni di rientro prevedono:

- Monitoraggio continuo della telemetria per valutare lo *status* del veicolo;
- Valutazione e previsione continua della traiettoria del veicolo, anche in caso di aborto di rientro pianificato e controllato;
- Dopo l'atterraggio, assicurarsi che il veicolo sia sicuro;
- Monitoraggio continuo delle condizioni della *crew* e dei passeggeri e della loro uscita dopo l'atterraggio.

Operazioni post missione includono:

- Trasporto del veicolo nell'area di *turn around time*;
- Stoccaggio e consolidamento dei dati raccolti;
- Per volo scientifico: rimozione dell'esperimento dal veicolo;
- Scaricare rifiuti e oggetti dell'equipaggio e dei passeggeri;
- Valutazione delle prestazioni della missione.

[Digitare qui]

La fase di *turn around time* consiste in:

- Ispezione fisica del veicolo;
- Esecuzione delle attività di manutenzione;
- Controllo specifico del veicolo;
- Sostituzione e testare nuovamente i componenti critici (come l'ugello);
- Preparazione finale per il prossimo volo.

Durante la ricerca bibliografica, è stata contemplata la seguente tabella, aggiornata al 2015:

| Country   | Spaceport    | Deg Lat.   | Easterly Azimuths | N/S Azimuths | Mission Types* | Launch Vehicles                |
|-----------|--------------|------------|-------------------|--------------|----------------|--------------------------------|
| US        | KSFC         | 28.5 deg N | 35 to 120         | none         | L,G,H          | Atlas, Delta, Titan, STS       |
|           | Edwards      | 35.0 deg N | n/a               | n/a          | A              | Pegasus, X-Planes              |
|           | Vandenberg   | 34.7 deg N | none              | 140 to 201   | L,P,A          | Atlas, Delta, Titan, Peg, Taur |
|           | Wallops      | 37.5 deg N | 38 to 60          | none         | L,S,A          | Black Brant, Pegasus, Scout    |
|           | White Sands  | 32.5 deg N | none              | yes (n/k)    | S              | Starchaser                     |
|           | Cal Sp'port  | 34.7 deg N | none              | 147 to 201   | S,P            | Taurus                         |
|           | Kodiak       | 57.0 deg N | none              | yes (n/k)    | S,P,L,M        | Athena                         |
|           | Florida S.A. | 28.5 deg N | 35 to 120         | none         | L,G            | Athena, Microstar              |
|           | Virg S.F.C.  | 37.5 deg N | 38 to 60          | none         | S,L,A          | Minotaur                       |
|           | Mojave       | 35.0 deg N | n/a               | n/a          | H, A           | Spaceship One, X-Cor           |
| Australia | Woomera      | 31.0 deg S | none              | 350 to 5     | P,S            | Blue Streak, Skylark, Kistler  |
| Brazil    | Alcantara    | 2.2 deg S  | 10 to 100         | 10 to 100    | S,L,G          | Sonda, VLS if successful       |
| Brazil    | Barr do Inf  | 5.5 deg S  | 14 to 145         | 14 to 145    | S              | Sonda, Nike-Apache             |
| Canada    | Churchill    | 57.7 deg N | none              | yes (n/k)    | S,P            | Aerobee, Nike, Black Brant     |
| China     | Jiuquan      | 40.6 deg N | 135 to 153        | 135 to 153   | L,P,H          | Long March 1, 2 and CZ2F       |
| China     | Taijuan      | 37.8 deg N | 90 to 190         | 90 to 190    | L,P            | Long March 2, 4                |
| China     | Xichang      | 28.2 deg N | 94 to 105         | n/k          | G              | Long March 2, 3                |
| China     | Hainan Is    | 18.0 deg N | n/a               | n/a          | S              | Sounding Rockets               |
| Fr Guiana | Kourou       | 5.2 deg N  | 350 to 93         | 350 to 93    | S,N,G,H,P      | Ariane, Soyuz,Vega, Cyclone    |
| India     | Sriharikota  | 13.7 deg N | yes (n/k)         | yes (n/k)    | L,G,P          | PSLV                           |
| Int'l     | Odyssey      | 0.0 deg N  | any               | any          | G, P           | Zenit 3SL                      |
| Israel    | Palmachim    | 32.0 deg N | yes (n/k)         | none         | L              | Shavit                         |
| Japan     | Kagoshima    | 31.2 deg N | yes (n/k)         | none         | L              | M5                             |
| Japan     | Tanegash     | 30.4 deg N | yes (n/k)         | none         | L,G            | H2                             |
| Japan     | Takesaki     | 37.0 deg N | n/a               | n/a          | S              | Sounding Rockets               |
| Kaz'stan  | Baikonur     | 45.6 deg N | yes (n/k)         | yes (n/k)    | L,M,G,H        | Cosm, Dnepr, Rock, Soy, Prot   |
| Marsh Is  | Kwajalein    | 8.0 deg N  | n/k               | n/k          | n/k            | n/k                            |
| Norway    | Andoya       | 69.3 deg N | n/a               | n/a          | S              | Skylark, Black Brant           |
| Pakistan  | Suparco      | 25.0 deg N | none              | 220 to 310   | S              | n/k                            |
| Russia    | Kapust Yar   | 48.4 deg N | yes (n/k)         | none         | S,L,P          | Cosmos                         |
| Russia    | Svobodny     | 52.0 deg N | n/k               | n/k          | L              | Start                          |
| Russia    | Plesetsk     | 62.8 deg N | yes (n/k)         | yes (n/k)    | M,L,P          | Cosm, Moln, Rock, Soy, Ang     |
| Russia    | Nov'skovsk   | 54.0 deg N | n/k               | n/k          | L              | Shtil                          |
| Sweden    | Kiruna       | 68.0 deg N | n/a               | n/a          | S              | Skylark, Black Brant           |
| Taiwan    | Ping Tung    | 22.5 deg N | n/k               | n/k          | n/k            | n/k                            |

\* GEO-G; LEO-L; POLAR-P; MOLNIYA-M; SUBORBITAL-S; HUMAN-H; AIR-LAUNCHED -A;

[Digitare qui]

È possibile vedere come i requisiti di volo spaziale umano orbitale con veicoli aviolanciati (sigla L H A) allo stato attuale non possano avvenire. Potenziali candidati sono ad ogni modo per la prevalenza spazioporti statunitensi, nonché lo spazioporto di *Baikonour*.

## 16.4 Spazioporto per voli orbitali

Il volo spaziale orbitale ha più alti rischi associati ad esso e l'energia per raggiungere l'orbita è più alta rispetto a quella richiesta per i voli suborbitali.

Sono richiesti veicoli multistadio, probabilmente restringendo il luogo dello spazioporto ad un'area isolata o vicino all'oceano a causa della possibilità di *debris* cadente durante la separazione degli stadi.

I requisiti del volo orbitale e le conseguenze di ciascun requisito sono identificati come:

- Necessità di alta energia per raggiungere l'orbita: Lanciatori pluristadi, e gli spazioporti dovrebbe situarsi in un'area isolata (in dipendenza dalle analisi condotte sul debris rilasciato durante la separazione degli stadi).
- Più alti requisiti di sicurezza: procedure di aborto di lancio di tipo *fail-safe*, motori ad alta affidabilità, affidabili sistemi di protezione termica durante il rientro.

L'avio Lancio orbitale impone in particolare requisiti quali:

- Supporto del lancio e del recupero, il che determina requisiti di pista di atterraggio.
- Infrastrutture esistenti (come *facility* aeroportuali), il che determina quante altre infrastrutture extra necessitano di essere aggiunte.
- Coesistenza con il traffico aereo, il che determina modi di controllo del traffico aereo.

|    | Requirement                | Consequence                                                                                                   |
|----|----------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1. | Higher energy              | Multiple stage rockets<br>Space port should be in isolated area (depending on debris analysis)                |
| 2. | Higher safety requirements | Fail safe abort procedures<br>High reliability engines<br>Reliable thermal protection systems during re-entry |
| 3. | Launch/Recovery modes      | VTVL<br>Air launch with very large aircraft                                                                   |

Le *facility* delle infrastrutture richieste per il volo spaziale orbitale includono tutte le *facility* nelle piattaforme di lancio odierne. La seguente tabella identifica i requisiti dell'infrastruttura per i voli orbitali.

[Digitare qui]

Per l'avvolgimento sono richiesti aerei molto grandi e su misura.

Per il recupero del veicolo più personale e *facility* richieste allo scopo, nonché motori ad alta affidabilità.

Per individuare condizioni meteorologiche favorevoli al lancio è necessaria una stazione di monitoraggio del meteo.

Per via degli stadi multipli sono necessari edifici di integrazione, *facility* di test, *facility* richiesta per la manutenzione del *carrier* e del modulo orbitale se riutilizzabile.

Per un alto livello di sicurezza è necessario un alto numero di personale richiesto per il *range safety* e la sicurezza dei passeggeri, procedure di aborto di tipo *fail safe*, ispezione accurata dei sistemi di protezione termica.

Tutti gli aeroporti, indipendentemente dal tipo di orbita, richiedono *facility* di installazione e utenze associate con la manutenzione del veicolo, operazioni senza interruzioni e sicurezza e *comfort* dei passeggeri. La seguente tabella espone una lista delle *facility* indispensabili richieste per uno spazioporto:

- Capacità della piattaforma di lancio: la piattaforma di lancio deve consentire il rifornimento di propellente del veicolo, un lancio sicuro e la possibile integrazione del *payload*.
- Stoccaggio di combustibile: *facility* di stoccaggio di combustibile sicuro e adeguato sono una parte essenziale dell'infrastruttura. A causa della natura pericolosa di molti propellenti utilizzati nel volo spaziale, è necessaria una *facility* sicura.
- Prossimità di *facility* mediche: uno spazioporto è un'area ad alto rischio; perciò *facility* mediche necessitano di essere posizionate nelle vicinanze. Servizi di emergenza devono essere in grado di fornire una risposta rapida agli incidenti.
- Zona del sito: un'area di atterraggio sufficientemente ampia e libera è richiesta per via della scala dell'infrastruttura richiesta e dell'alta natura energetica dei propellenti. Questo è principalmente una questione di sicurezza. Prove aneddotiche suggeriscono che sub-orbitali richiedano decine di km quadrati e gli orbitali richiedano centinaia di km quadrati. Beni immobili aggiuntivi sono raccomandati per l'espansione futura dell'infrastruttura.
- Collegamenti di trasporto verso e intorno al sito: a causa della ampia dimensione del sito, collegamenti di trasporti efficienti sono necessari attorno al sito. Per consentire un facile accesso a visitatori e personale, il sito deve essere accessibile in qualsiasi momento e con facilità. Questa facilità di accesso impatterà la fattibilità economica dello spazioporto in particolare.
- Alloggio per il personale: le *facility* di residenza per alloggiare il personale per soddisfare le operazioni di TT&C (*Tracking, Telemetry & Control*)
- Stoccaggio e processamento di beni deperibili: cibo e bevande necessitano di essere immagazzinati e gestiti in una maniera sicura. Lo spazioporto dovrebbe avere simili standard di sicurezza e salute dell'operazione come negli aeroporti esistenti.

- Disponibilità di unità di risposta alle emergenze: vigili del fuoco e ambulanze necessitano di essere posizionate in posizioni appropriate per una risposta veloce ed efficiente.
- Ubicazione del supporto a terra (GST): le operazioni di TT&C e controllo necessitano di essere posizionate ad 1-2 km dalla piattaforma di lancio. Stazioni di terra autorizzate necessitano di essere installate in siti aggiuntivi per voli spaziali orbitali.
- Numero di piste: più di una pista potrebbe essere richiesta in alcune situazioni; una lunga pista o disposizione per estendere la pista; più flessibilità per il recupero e il lancio.
- Camera pulita: richiesta per l'integrazione e il test del payload; la media camera pulita per l'integrazione è alla classe 10,000 (ISO 7), che contiene 10000 particelle per metro cubo.
- Infrastruttura valida per l'ASTC (*Air Traffic e Space Control*): una ASTC integrata è cruciale per voli sia orbitali che suborbitali e consiste nello *scheduling*, monitoraggio e controllo del traffico aereo in aria e durante le fasi di taxi al suolo. Questi sono necessari per monitorare il veicolo spaziale in volo e durante il lancio e il recupero e assicurare che il veicolo spaziale e le traiettorie di volo siano mantenute separatamente per evitare collisioni.
- Utenze: sorgente di potenza senza interruzione per alimentazione di riserva sul sito e accesso a rete esistente è richiesta. Acqua, liquame, drenaggio, e disposal e gestione dei rifiuti è richiesto. Sono inoltre richieste *facility* di telecomunicazione. Misure di sicurezza come protezione da fulmini e misure di sicurezza antiincendio 24 su 24 sono richieste.
- Sicurezza: unità di soppressione di incendio 24 su 24 sono richieste. È richiesta inoltre la protezione da fulmini.

## 16.5 Operazioni di terra

Le operazioni di uno spaziorporto possono essere confrontate a quelle di un aeroporto. Comunque lo scopo principale di uno spaziorporto è il lancio e il recupero di veicoli di accesso allo spazio (SAV *Space Access Vehicle*), pertanto i requisiti di operazioni per uno spaziorporto saranno differenti.

Nel seguito saranno esposte le tipiche operazioni di uno spaziorporto.

## 16.6 Operazioni pre e post-volo

- Processamento del *payload* e test di integrazione: i test di prevolo per il *payload* e i sistemi integrati del SAV sono critici per la *flight readiness*.  
Le preparazioni includono: diagnostica dei sistemi meccanici, elettrici, idraulici, fluidi/gas e combustibile; camera a vuoto e testing di sottosistemi richiedono equipaggiamento addizionale; *facility* di camere pulite nella condizione operativa; operazioni specifiche del *payload* per la *crew* e i partecipanti del volo spaziale.
- Procedure di *check-out* del SAV: dopo l'assemblaggio ma prima del trasporto all'infrastruttura di lancio, il SAV dovrebbe essere testato completamente prima del *log-out* dalla *facility* di processamento.
- GSE per il lancio: al personale deve essere richiesto di operare l'equipaggiamento per trasportare il SAV alla corrispondente infrastruttura di lancio utilizzando un veicolo rimorchiatore e un trasportatore cingolato. Il supporto dovrebbe essere richiesto all'area di lancio stessa per le preparazioni finali incluso il personale per trasportare il SAV

all'infrastruttura di lancio, supporti all'area di lancio, rimozione degli ostacoli, pulizia dello spazio aereo, gestione del propellente.

- GSE per il recupero: il supporto al recupero è richiesto per il ritorno dei veicoli sia sul sito che al di fuori della circostante *facility* (atterraggio in acqua). Elicotteri, veicoli di emergenza e altre unità mobili sono richieste per l'uscita dei partecipanti al volo spaziale e per il ritorno del SAV per le operazioni di processamento post-volo.
- Gestione del propellente: il movimento di propellente dallo stoccaggio al SAV o alla infrastruttura di lancio dipende dal tipo di propellente utilizzato. I requisiti di sicurezza per ogni tipo di propellente sono fondamentali. Un adeguato *disposal* e riciclo è anche richiesto.

## 16.7 Operazioni di supporto al volo

- ATC controllo del traffico aereo: monitorare il traffico di terra e aereo per le operazioni di volo; requisito per aeroporti e spazioporti per assicurare la transizione agevole tra volo spaziale e volo aereo.
- Sfera di influenza: classi di spazio aereo A, B, C e D e confini di terra delineano aree dentro e circostanti lo spazioporto per imporre aree attuali, futuri e prive di barriere per lo sviluppo, corridoi di volo e operazioni sicure.
- Stazioni di controllo a terra per il TT&C: il personale è richiesto per: *tracking in real time*, telemetria e controllo: le stazioni sul sito forniranno comunicazione sia direttamente che trasmessa via satellite se un diretto LOS non è realizzabile; voli orbitali richiedono posizioni multiple della stazione di terra attorno al mondo; è richiesta inoltre manutenzione e un campo di vista libero per le comunicazioni.

## 16.8 Operazioni legate alla sicurezza

- *Team* di risposta alle emergenze (ERT) (Vigili del fuoco, medico, anticontaminazione): responsabile per la sicurezza della *crew*, partecipanti al volo spaziale, pubblico. Le unità di vigili del fuoco, personale medico e anticontaminazione dovrebbero intervenire durante il lancio e il recupero nel caso in cui una risposta rapida sia richiesta. Durante le emergenze, gli ERT saranno invocati per la prima risposta.
- Zone riservate e non: operazione sicura dello spazioporto richiede che determinate aree siano attribuite come vietate o meno agli impiegati e pubblico generale. Similmente a aeroporti tipici, la maggior parte delle aree sono vietate al pubblico eccetto per le aree pubbliche dentro i *terminal*.
- Sorveglianza visiva e infrarossa: una *facility* sicura richiede mezzi visivi di monitoraggio delle aree di terra e circostanti, immagini a infrarossi per la sorveglianza notturna e equipaggiamento di monitoraggio del personale e il contatto delle autorità locali per la sicurezza dello spazioporto.

## 16.9 Operazioni legate alla logistica

- Ingresso e trasporto di SAV & *payload*: la ricezione e il trasporto dei *payload* dai "clienti di lancio" è facilitato da gru, sollevatori e piattaforme mobili. Tutti sono operati dal personale ad una entrata dedicata separata dal *terminal* principale tranne che per la *crew* e i partecipanti del volo spaziale. Per questi sarà disposto un terminal principale dedicato.

[Digitare qui]

- Addestramento e preparazione al volo: un'infrastruttura di addestramento registrata e autorizzata dovrebbe essere utilizzata dai partecipanti del volo spaziale come simulatori, equipaggiamento di supporto e infrastruttura di supporto medico in sito per la preparazione al volo dei partecipanti del volo spaziale.
- Gestione dei bagagli e del cargo: largo ammontare di cargo sarà processato; voli *point-to-point* richiederanno gestione efficiente dei bagagli; ufficio doganale e di quarantena.

## 16.10 Servizi

- *Facility* di test: desiderabile per gli operatori per poter effettuare test dell'ambiente, test elettrico, test del razzo, test funzionale.

Lo stato ideale per qualunque sistema di trasporto è avere operazioni efficienti, sicure e a basso costo. Per portare il trasporto spaziale ad un livello maturo, la definizione e l'implementazione di *standard* di infrastrutture di terra è imperativo e influenzerà in ultima analisi il progetto dell'hardware di volo. Per gli spaziorporti di domani, per operare efficientemente come altri sistemi di trasporto odierni, è senz'altro necessario adottare degli standard.

I requisiti dell'infrastruttura allo spaziorporto dovrebbero prendere in considerazione cosa è attualmente in uso negli aeroporti, assicurando un accesso allo spazio sicuro e affidabile. I tipi di SAV che possono essere operati da uno spaziorporto saranno regolati dalla posizione. Un lancio in aria assistito e/o motori a propulsione combinata sono preferibili in zone popolate ma riducono la capacità di *payload*. Nonostante una modalità di lancio orizzontale e un atterraggio orizzontale sia preferibile per l'accettazione da parte del cliente, non è necessariamente *cost-effective*. L'uso di motori che usano propellenti non pericolosi è ribadito per incrementare la sicurezza e l'affidabilità, ma significativo lavoro di ricerca e sviluppo è richiesto per ottenere il bilancio perfetto tra questi requisiti e la capacità di *payload*.



Figure 2-1 – Technical Elements of Spaceport Infrastructure [FuturIST Executive Summary, 2008]

L'evoluzione per un sistema efficiente di gestione del traffico aereo che si focalizzi sulla standardizzazione è richiesto per operazioni simultanee di aerei e veicoli spaziali. Inoltre, i requisiti dell'infrastruttura dovrebbero tenere in conto la possibilità di ampliamento dello spaziorporto per supportare futuro traffico come piste, nuove installazioni, etc... Infine il continuo monitoraggio delle operazioni è essenziale in questi anni per il continuo incremento dell'efficienza operativa.

## 16.11 Operazioni future per supportare il volo spaziale

Le operazioni di volo spaziale sono tipicamente condotte per uniformarsi con le sei fasi sequenziali di operazioni di volo spaziale. Le funzioni principali nelle operazioni del volo spaziale sono:

- Pianificare le operazioni del volo spaziale (inclusi i profili di volo) per incontrare i requisiti entro vincoli applicabili, e schedare l'uso degli *assets* e delle risorse per venire incontro a questi requisiti. Questa fase di attività include anche l'addestramento e la certificazione di vari tipi di operatori per lavorare efficacemente nei centri di controllo entro i limiti dei loro ruoli definiti, responsabilità e autorità.
- Processamento, inclusa la coordinazione, il controllo e il supporto delle operazioni di terra pre-volo per assicurare che ciascun veicolo di volo e elemento payload/cargo, così come membri dell'equipaggio e passeggeri, siano pronti per volare.
- Operazioni di partenza, inclusa la coordinazione, in alcuni casi il controllo e il supporto delle operazioni di volo iniziali nella vicinanza del sito di decollo/lancio.
- Operazioni di volo, inclusa la coordinazione e il supporto delle operazioni di volo spaziale tra la partenza e l'arrivo. In alcuni casi, questo include anche il controllo nelle operazioni *in-flight*. In altri casi, questo coinvolge il monitoraggio delle operazioni *in-flight* su una base

[Digitare qui]

di eccezione (ad esempio in *notification mode* durante lo svolgimento di uno volo spaziale in LEO o oltre, per essere preparati a coordinare il supporto per il volo di ritorno e l'atterraggio/recupero nell'evento di una emergenza o di un aborto *in-flight*).

- Operazioni all'arrivo, inclusa la coordinazione (in alcuni casi, il controllo), e il supporto delle operazioni di volo nella vicinanza del sito di atterraggio/recupero.
- Rimessa a nuovo e *turnaround*, inclusa la coordinazione, il controllo e il supporto delle operazioni per ciascun veicolo di volo e l'elemento payload/cargo, così come la *crew* e i passeggeri (quando applicabile) dopo ciascun volo. Questo include inoltre il processamento dati e l'analisi così come il report post-volo.

Entro ciascuna di queste fasi, diverse funzioni delle operazioni di volo spaziale sono realizzate.

Queste funzioni si allineano con le fasi mostrate nella figura seguente:

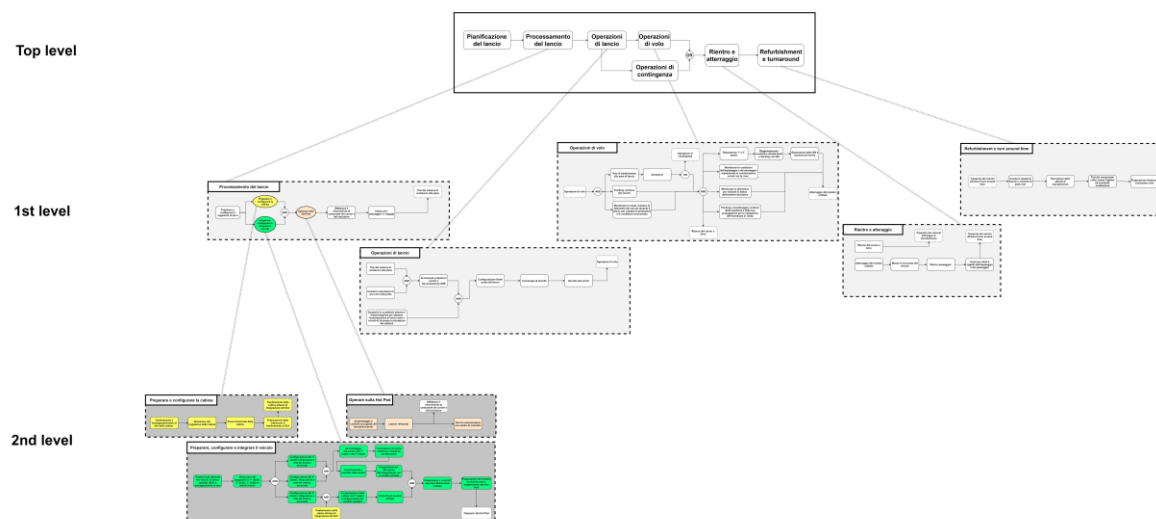
| Phase                        | Space Flight Operations Functions                                                                                               |
|------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Planning                     | <ul style="list-style-type: none"><li>• Flight Planning and Scheduling</li><li>• Training and Certification</li></ul>           |
| Processing                   | <ul style="list-style-type: none"><li>• Flight Readiness Verification</li><li>• Transportation Between Facilities</li></ul>     |
| Departure Operation          | <ul style="list-style-type: none"><li>• Countdown and Final Launch Commit</li><li>• Launch/Takeoff and Initial Flight</li></ul> |
| Flight Operations            | <ul style="list-style-type: none"><li>• In-flight activities</li><li>• Monitoring in "Notification" Mode</li></ul>              |
| Return and Landing           | <ul style="list-style-type: none"><li>• Reentry</li><li>• Return Flight</li><li>• Landing/Recovery</li></ul>                    |
| Refurbishment and Turnaround | <ul style="list-style-type: none"><li>• Post-Flight Processing</li><li>• Data Archival, Analysis and Reporting</li></ul>        |

Figure 12. Space Flight Operation Functions in Each Phase

[Digitare qui]

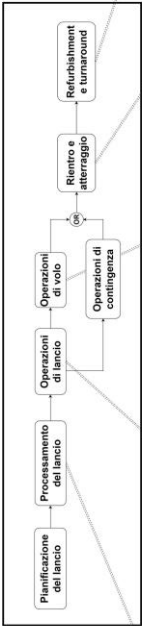
## 17 *Functional Flow Block Diagram (FFBD)*

è stato eseguito un diagramma di flusso a blocchi funzionale, il cui scopo è quello di mostrare la relazione sequenziale delle funzioni svolte. A partire dalle funzioni di alto livello, ho realizzato un 1° livello di decomposizione, per poi decomporre ulteriormente la fase di processamento di lancio.

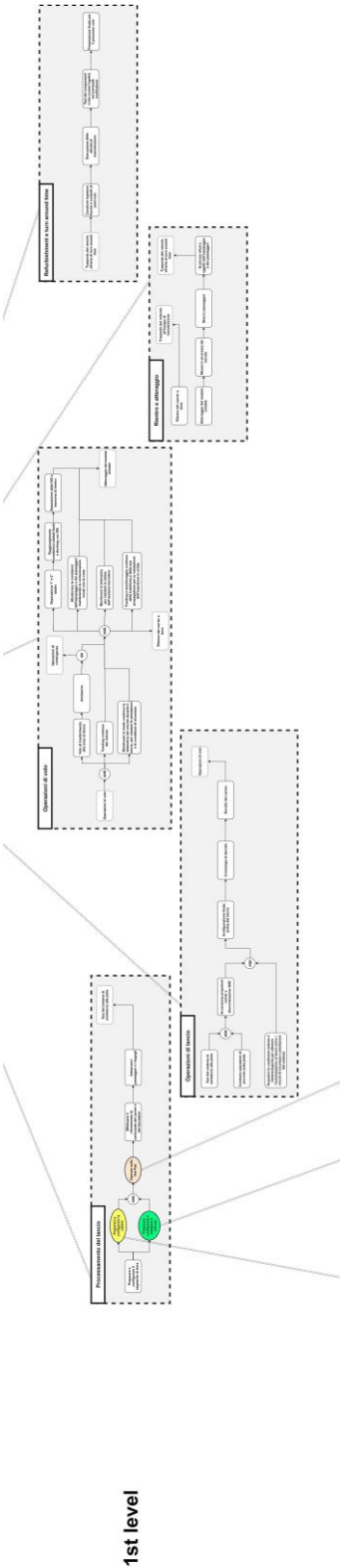


[Digitare qui]

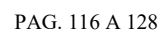
Top level



[Digitare qui]



## 2nd level



## 18 Individuazione delle infrastrutture

(Arnodo) Il segmento di terra è composto dalle seguenti principali aree funzionali. Queste sono presentate in uno modo funzionale ma potrebbero essere fisicamente raggruppate:

- Area di deposito dell'equipaggiamento del veicolo spaziale
- Area di integrazione del veicolo spaziale
- Area di integrazione del carrier, che potrebbe essere la stessa area di manutenzione del carrier
- Area di deposito del carrier
- Area di manutenzione del carrier
- Area di gestione e immagazzinamento fluidi (utenze e propellenti)
- Area di preparazione e di incapsulamento della cabina e payload
- Area di integrazione lanciatore/modulo orbitale
- Area di integrazione carrier/assieme lanciatore
- Aree di rifornimento (Carrier e assieme lanciatore)
- Pista di lancio (Lunghezza maggiore o uguale a 2500 metri)
- Centro di controllo delle operazioni di terra.
- Centro di controllo delle operazioni di volo.
- Camera pulita
- Laboratori di test
- Uffici di supporto al cliente
- Area per il deposito e la manutenzione di mezzi di terra
- Aree di collegamento tra le varie facility
- Aree per assistenza medica/anti-incendio
- TM/TC e stazioni di tracking per il lanciatore e il Carrier
- Sistemi e aree dedicate al recupero.

[Digitare qui]

Il concetto operativo comincia con la ricezione degli elementi dell'SLV alla base di lancio. Sono quindi immagazzinati e integrati nell'area di integrazione del SLV, con il payload. L'SLVP (*assembly* di SLV e *payload*) è dunque trasferito alla *Hot Pad*, dove è accoppiato al carrier, quindi rifornito di carburante e trasferito alla pista per il lancio. La figura sintetizza il concetto operativo della missione.

È importante notare che le aree presentate sotto sono aree funzionali, che potrebbero essere raggruppate fisicamente.

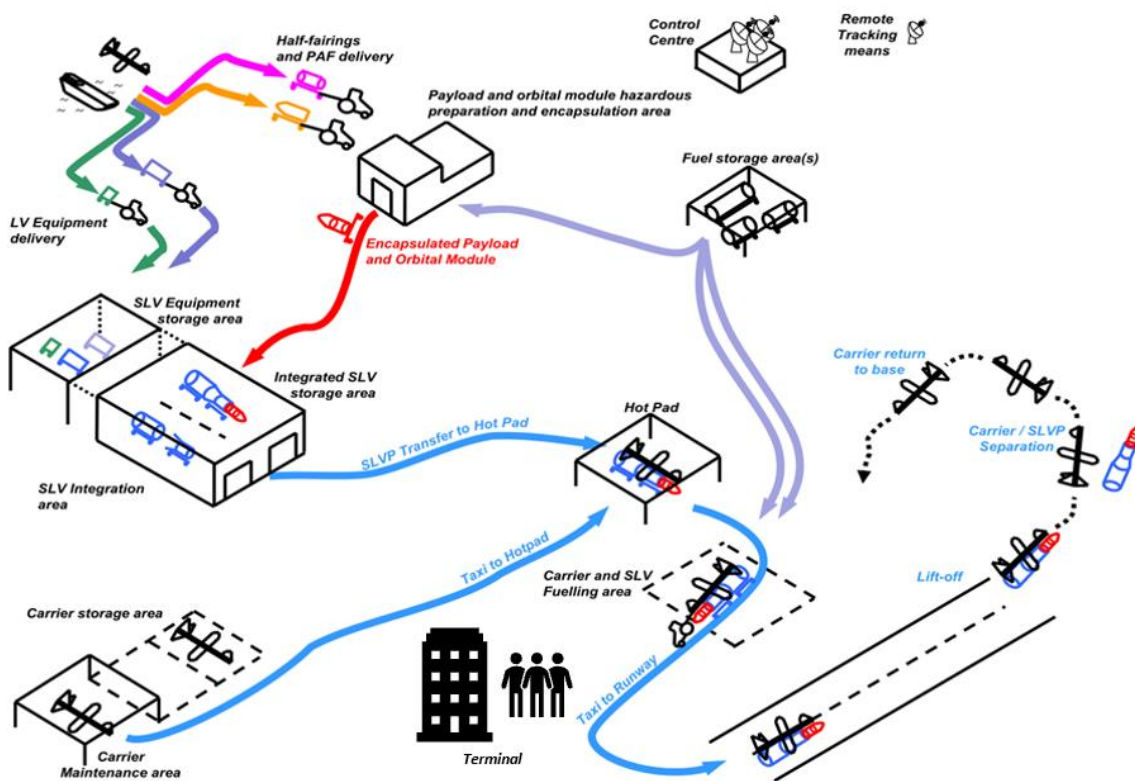


Figura 46 - ConOps del processamento di lancio

## 18.1 Overview delle principali fasi operative del processamento di lancio

Di seguito una breve descrizione delle operazioni che devono essere realizzate da ciascun sistema: SLV, *payload*, carrier e segmento di terra. La descrizione non è fornita in modo cronologico ma in modo logico.

[Digitare qui]

A questo stadio del progetto, la descrizione delle operazioni è data come generica informazione. Necessiterà di essere definita man mano che lo sviluppo del segmento di volo avanza, per stimare accuratamente la durata di ciascuna attività e risorse associate. Questi elementi saranno quindi usati per contribuire all'analisi di costo.

La preparazione del plesso di lancio copre tutte le attività richieste prima dell'inizio della campagna di lancio. Ciononostante non include le attività di rivalidazione, realizzate dopo la precedente campagna di lancio. Le attività di preparazione includono: preparare l'intero plesso di lancio ad essere pronto ad operare il prossimo lancio, dalla ricezione degli elementi di lancio fino al lancio; test delle *performance* del plesso di lancio e interfacce del sistema lanciatore (*Operational Reference state* ORS); riconfigurazione dei mezzi di terra in preparazione al seguente lancio.

Le attività consistono nella preparazione dell'area di integrazione del lanciatore: pulizia (preparazione delle stazioni di controllo per lanciatore e cliente); verifica dei sistema utenza (condizionamento dell'aria, energia, sistemi di comunicazione etc... ); verifica dei mezzi di terra (sistemi di sollevamento e di movimentazione, attrezzatura); la verifica dei sistemi di sicurezza come il rilevamento dei gas, sistemi anti incendio etc... ; la configurazione in accordo con i bisogni dello specifico *payload* (accomodamento dei mezzi di terra del *payload*); preparazione e verifica del carrier; preparazione della *hot pad*; preparazione della pista; rifornimento di combustibile (carburante del *carrier*, propellenti del lanciatore) etc...

L'integrazione del veicolo di lancio spaziale copre la rimozione dal magazzino degli elementi di lancio (stadi, *skirt* di interstadio e altro equipaggiamento), la loro integrazione e i loro test nell'area di integrazione dell'SLV.

Le attività consistono nella rimozione del magazzino del primo stadio (posizionandolo sulla linea di integrazione e primi controlli); integrazione del motore del primo stadio e test funzionale; rimozione dal magazzino del secondo stadio, posizionamento sulla linea di integrazione e primi controlli, assemblaggio degli stadi e dell'interstadio e degli *skirts*; connessioni di bordo elettriche e fluidiche; test funzionali fluidici e elettrici; controllo di sintesi e test di pilotaggio; preparazione dell'SLV prima dell'integrazione con il *payload*.

La preparazione e incapsulazione del *payload* copre la rimozione dal magazzino e preparazione del modulo orbitale, la rimozione dal magazzino e preparazione del *payload*, l'integrazione del *payload* sul modulo orbitale e l'incapsulazione di entrambi sotto il *fairing* del *payload*.

[Digitare qui]

Le attività consistono nel trasferimento e immagazzinamento degli elementi del modulo orbitale e *payload fairing* al sito di lancio; rimozione dal magazzino e controllo del modulo orbitale e il *fairing*; trasferire il *payload* al sito di lancio e rimuoverlo dal magazzino; realizzare il controllo del *payload* e il rifornimento; accoppiare i *payload* e il modulo orbitale insieme; incapsulamento del payload/modulo orbitale/*fairing assembly* e controllo di esso; prepararlo prima della sua integrazione sul SLV e trasferirlo all'area di integrazione dell'SLV.

L'integrazione dell'SLV con il *payload* copre l'assemblaggio e i suoi controlli associati.

Le attività consistono nel posizionamento del payload sulla linea di integrazione dell'SLV; l'assemblaggio e test; la preparazione dell'assieme completo prima del suo trasferimento sulla *Hot Pad* (ventilazione se necessaria etc.); il trasferimento dell'assieme completo alla *Hot Pad* e il rifornimento

Le attività di preparazione del carrier coprono il trasferimento degli elementi del carrier al sito di lancio (se richiesto) e controlli pre volo e rifornimento.

L'assemblaggio dell'assieme lanciatore al di sotto del carrier è realizzato sulla *Hot Pad*. La *Hot Pad* potrebbe essere co-localizzata con la *facility* di manutenzione del carrier. La fase di assemblaggio copre il trasferimento del carrier sulla *Hot Pad*, la presentazione dell'assieme lanciatore sotto il *carrier*, il suo assemblaggio e i controlli associati (meccanici, elettrici, fluidici, telemetria etc...)

Le attività di preparazione del range di lancio coprono i servizi della base di lancio richiesti per la campagna come i sistemi di meteorologia, la sicurezza di volo e il controllo aereo, la telemetria e i sistemi di localizzazione, le comunicazioni, l'energia, etc....

Le operazioni di lancio coprono il "riscaldamento" di lancio, il setup finale dei sistemi di terra e di bordo prima del lancio, la cronologia di lancio, così come le operazioni di lancio e le associate operazioni di terra durante il volo (*tracking*, sicurezza etc...) e il trasporto in orbita del *payload*.

Le operazioni di post volo coprono la rivalidazione dell'equipaggiamento del segmento di volo e tutti i mezzi associati del segmento di terra (plesso di lancio e raggio di lancio).

## 19 Valutazione degli spazioporti

L'analisi svolta si fonda sull'analisi SEM (*Spaceport Evaluation Mechanism*) (International\_Space\_University) che è stata utilizzata per valutare e compiere valutazioni sulla *commercial viability* di spazioporti esistenti, e anche spazioporti che sono potenziali o ancora non costruiti o operativi.

Il criterio di valutazione è interdisciplinare, e si basa su 7 aree di ricerca: infrastruttura tecnica, facility, *business e commercial*, *policy e law*, *safety e security*, *medical e training*, posizione geografica, comunità e ambiente.

I criteri ritenuti particolarmente critici per la cosiddetta *commercial viability* dello spazioporto sono identificati con una bandiera rossa.

Per quanto riguarda l'area operativa e del volo spaziale umano: è in grado di...

- Garantire una ventilazione adeguata nominale e di emergenza.
- Predisporre personale per qualunque emergenza operativa (personale medico, vigili del fuoco, anticontaminazione).
- Garantire sistemi di potenza ridondanti per le operazioni di contingenza.
- Predisporre un piano di risposta medico di emergenza.
- Predisporre ridondanza per il piano di cura della salute di emergenza nel caso di failure.
- Seguire gli standard di sicurezza e di salute nell'eseguire le operazioni.
- Documentare in tempo reale la posizione degli utenti e del personale e la prossimità alle aree di rischio più alto.
- Fornire addestramento appropriato al personale.
- Informare gli utenti e il personale dei rischi ad essere esposti alle aree relative alle operazioni.
- Garantire sufficiente accesso alle utenze di generazione di potenza, gas, acqua, comunicazione e internet. Predisporre un piano sostenibile ambientale per la gestione e rimozione dei rifiuti.
- Predisporre un piano per la gestione del propellente.
- Predisporre un piano di sicurezza.
- Realizzare analisi di rischio della sicurezza basate sull'identificazione dei rischi per le operazioni della fase di prelancio, lancio e rientro.
- Predisporre un piano di recupero di emergenza downrange, ricerca e recupero, coordinandosi con le autorità locali e regionali.
- Predisporre una facility per l'integrazione e l'assemblaggio per payload.
- Predisporre una facility di manutenzione e stoccaggio.
- Predisporre un piano di valutazione del rischio e protezione della fauna.
- Predisporre uno studio di impatto ambientale.
- Monitorare e gestire le funzioni fisiologiche.
- Fornire una infrastruttura per lo stoccaggio e il processamento dei bagagli.

[Digitare qui]

- Fornire una infrastruttura in sito per la gestione e stoccaggio del cibo.
- Fornire una facility di processamento del cargo.
- Fornire una facility di test per le operazioni del payload e del veicolo per l'accesso allo spazio.
- Fornire una camera pulita.

È stato scelto di valutare due spaziorporti esistenti: l'aero-spaziorporto di *Mojave* e il centro spaziale della *Guiana Francese*.

## 19.1 Aero-spaziorporto di *Mojave*

L'aero-spaziorporto di Mojave è situato a sud della California degli Stati Uniti. Nel 2004 è diventato la prima facility dell'entroterra ad essere licenziata come spaziorporto dalla FAA.

La metodologia ha sottolineato le aree nelle quali Mojave dimostra *leadership* e dominanza di mercato nell'industria degli spaziorporti, inoltre è stato utile nell'identificare dove Mojave è attualmente limitato nella sua capacità operativa e le potenziali aree di miglioramento.

L'aero-spaziorporto ha soddisfatto tutti i criteri di politica e legge, tutti i requisiti necessari per la sicurezza (*security* e *safety*), e tutti i criteri relativi alla comunità e ambiente circostante. Vi era informazione pubblica disponibile insufficiente per fare una valutazione comprensiva di tutti gli aspetti commerciali e di *business* dello spaziorporto. Tutti i requisiti di *facility* e di infrastruttura relativi all'attuale *focus* dello spaziorporto come la facility di ricerca e sviluppo sono stati verificati. Ad ogni modo, l'aero-spaziorporto manca nelle *facility*, infrastrutture, e capacità operativa necessaria per accedere a nuovi mercati, incluso il volo spaziale umano commerciale. Anche se non è nello scopo attuale o mandato dello spaziorporto, la gestione della *facility* sta pensando di espandersi in quest'area in futuro. In aggiunta, mentre lo spaziorporto può integrare *payload*, la facility non ha né capacità indipendente per un test ambientale del satellite né *facility* di *clean room*. Anche se lo spaziorporto ha la capacità di gestire cargo tradizionali (per valigie e pacchi), non è stato progettato come una facility di lancio dedicata a satelliti. Lo scopo attuale di Mojave coinvolge l'aviazione civile e il volo spaziale suborbitale. Pertanto, non è sorprendente come lo spaziorporto ha soddisfatto in modo insufficiente i criteri relativi alle operazioni di lancio orbitale. Qualunque tentativo di diventare uno spaziorporto che catturi una significativa porzione del mercato di lancio orbitale dovrebbe richiedere un radicale cambiamento nel mercato *target* di *Mojave*.

Mojave sta riuscendo nella visione dello spaziorporto cuore come *facility* di test aerospaziale commerciale e si è espansa in altre aree di *business* che sono compatibili con le attività principali

[Digitare qui]

della facility. Nel corto termine, è raccomandato che l'aero-spazioporto continui nelle sue attuali operazioni con la possibilità di uno scopo a lungo termine di supportare il turismo spaziale e terrestre. L'espansione a lungo termine potrebbe includere lo sviluppo di infrastrutture per supportare l'addestramento e la valutazione medica di uomini per il volo spaziale, inclusi piloti, equipaggio e partecipanti al volo spaziale. Ad ogni modo, la piena espansione per supportare il volo spaziale umano sarebbe solo prudente dopo lo stabilimento di una sana industria di turismo spaziale e una attenta valutazione del caso comprensivo di *business* per l'entrata in questo mercato.

| Ref. No            | Criterion                                                                                                                                                | Result                   | Discussion and Recommendations                                                                                                                                                                                                              |
|--------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Operational</b> |                                                                                                                                                          |                          |                                                                                                                                                                                                                                             |
| 18.                | Is there adequate nominal and emergency ventilation?                                                                                                     | Sufficiently Fulfilled   | Given this spaceport is operational and fully licensed within the jurisdiction in question, this criterion must have been met.                                                                                                              |
| 19.                | Does the spaceport have the fire, HAZMAT, and Emergency crews (with access to emergency on-site fire station) to respond to any operational emergencies? | Sufficiently Fulfilled   | Aircraft rescue and firefighting operations.                                                                                                                                                                                                |
| 20.                | Are there built-in redundant power systems for contingency operations?                                                                                   | Sufficiently Fulfilled   | Based upon discussions with the General Manager, Stuart Witt.                                                                                                                                                                               |
| 21.                | Is there comprehensive emergency medical response plan?                                                                                                  | Sufficiently Fulfilled   | Multiple paramedical units and a Medevac helicopter are available.                                                                                                                                                                          |
| 22.                | Does the spaceport emergency health care plan have redundancy in the event of failure, i.e. do they demonstrate fault tolerance?                         | Not Evaluated            | Arrangements with local facilities and emergency responders may exist but this information is not available.                                                                                                                                |
| 23.                | Are spaceport personnel performing operations according to applicable occupational health and safety standards?                                          | Sufficiently Fulfilled   | Given this spaceport is operational within and fully licensed the jurisdiction in question, this criterion must have been met.                                                                                                              |
| 24.                | Is there a manifest that will document in real-time the location of users and personnel and their proximity to areas of higher risk?                     | Sufficiently Fulfilled   | Based upon discussions with the General Manager, Stuart Witt.                                                                                                                                                                               |
| 25.                | Can the spaceport management provide appropriate training to personnel?                                                                                  | Insufficiently Fulfilled | Facilities for pilot training exist but not for ground crew and personnel. It is recommended that further investigation be undertaken to assess whether these facilities are necessary or whether existing facilities can be adapted.       |
| 26.                | Is informed consent obtained from personnel who may be exposed to hazardous areas related to space access vehicle operations and launch?                 | Not evaluated            | All personnel and visitors are tracked and monitored at the facility. All testing activities are off-limits to non-essential personnel. Permits must be obtained for every system under development as well as for all hazardous materials. |
| 27.                | Does the spaceport have sufficient access                                                                                                                | Sufficiently             | Water, electricity and sewage services are available through the local Public Utility                                                                                                                                                       |

|     |                                                                                                                                          |                        |                                                                                                                                                                                      |
|-----|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 28. | Is there an environmentally sustainable plan for waste management and removal?                                                           | Sufficiently Fulfilled | Given this spaceport is operational and fully licensed within the jurisdiction in question, this criterion must have been met.                                                       |
| 29. | Is adequate provision made for hazardous and toxic material management?                                                                  | Sufficiently Fulfilled | This spaceport is licensed and has completed a final Environmental Assessment with the FAA-AST.                                                                                      |
| 30. | Does the spaceport have a propellant management plan?                                                                                    | Sufficiently Fulfilled | The spaceport was granted an exemption from the FAA for liquid propellant management based upon the fact that their management is not in compliance with regulations yet sufficient. |
| 31. | Does the spaceport have a security plan?                                                                                                 | Sufficiently Fulfilled | Based upon discussions with the General Manager, Stuart Witt.                                                                                                                        |
| 32. | Has the spaceport management performed a safety risk analysis based on identified risks for pre-launch, launch, and re-entry operations? | Not evaluated          | Such analyses most likely exist but this information is unavailable.                                                                                                                 |
| 33. | Is there a downrange emergency recovery, search and rescue plan?                                                                         | Sufficiently Fulfilled | Given this spaceport is operational and fully licensed within the jurisdiction in question, this criterion must have been met.                                                       |
| 34. | Is the spaceport located where suitable weather conditions meet the requirements of the appropriate space access vehicle?                | Sufficiently Fulfilled | Minimal rainfall and excellent visibility for the majority of the year.                                                                                                              |

[Digitare qui]

| Human Spaceflight |                                                                                                                        |                          |                                                                                                                                                                                                                          |
|-------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 52.               | Is there infrastructure necessary to perform screening, training and flight preparation of passengers and flight crew? | Insufficiently Fulfilled | The pilot training facility is not currently usable for spaceflight crew and participant training. This capability will need to be developed if large-scale commercial spaceflight is to be launched from this facility. |
| 53.               | Can the spaceport provide ground-based in-flight physiological monitoring and medical management?                      | Insufficiently Fulfilled | This capability will need to be developed if large-scale commercial spaceflight is to be launched from this facility.                                                                                                    |
| 54.               | Is there luggage storage and processing infrastructure?                                                                | Not evaluated            | The terminal currently proposed to be constructed may provide for this criterion.                                                                                                                                        |
| 55.               | Does the spaceport have on-site food handling and storage infrastructure?                                              | Sufficiently Fulfilled   | There is a restaurant on the spaceport property.                                                                                                                                                                         |

| Infrastructure |                                                                                                                                            |                        |                                                                                                                                                 |
|----------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 35.            | Does the spaceport launch site support the appropriate space access vehicles?                                                              | Sufficiently Fulfilled | This spaceport currently only handles space access vehicles with horizontal takeoff and landing capabilities.                                   |
| 36.            | Has an emergency response plan been developed for the contingency situation where a failure occurs within the boundaries of the spaceport? | Sufficiently Fulfilled | Given this spaceport is operational and fully licensed within the jurisdiction in question, this criterion must have been met.                  |
| 37.            | Does the spaceport have space access vehicle and payload specific assembly and integration facilities?                                     | Sufficiently Fulfilled | Currently, WhiteKnight 1 is being utilized to carry a variety of payloads into space. The integration of the payloads occurs on-site at Mojave. |

|     |                                                                         |                        |                                                                                                              |
|-----|-------------------------------------------------------------------------|------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 38. | Are there storage and maintenance facilities for space access vehicles? | Sufficiently Fulfilled | Mojave is a leading storage facility for many of the world's largest aircraft manufacturers.                 |
| 39. | Is there capacity for future infrastructure expansion?                  | Sufficiently Fulfilled | There is an abundance of available real estate surrounding the existing spaceport for potential development. |

## 19.2 Guiana Space Center (GSC), Kourou

Lo spaziorporto europeo è situato al nord-est del sud America nella Guiana francese, un dipartimento oltremare della Francia. La proprietà e l'operazione dello spaziorporto a Kourou è una questione di combinazione di agenzie internazionali come l'ESA, e le agenzie nazionali come il CNES e ha diversi stakeholders include le banche europee e compagnie come l'EADS. Il sito stesso, GSC, è condiviso con ESA, il suo principale finanziatore. Lo spaziorporto serve clienti di difesa, scienza e tecnologia. Lanci commerciali sono gestiti dalla Arianespace.

Il GSC ha soddisfatto adeguatamente tutti i criteri riguardanti le questioni normative, le infrastrutture e maggior parte delle questioni operative. Kourou non ha attualmente la capacità operativa per il volo spaziale umano, ma comunque soddisfa criteri operativi riguardanti lanci di cargo e satelliti, che è lo scopo attuale del GSC.

Lo spaziorporto non intraprende attività che coinvolgono turismo e trasporto spaziale sub-orbitale e orbitale. Lo spaziorporto non è ben situato per alti livelli di turismo. Poiché il GSC attualmente si focalizza su lanci di cargo, l'isolamento è vantaggioso, ma se pianificano di incorporare turismo spaziale nel loro *business plan* l'isolamento è svantaggioso. Nel futuro, la possibilità che veicoli sub-orbitali utilizzino decollo orizzontale potrebbe superare i veicoli tradizionali a decollo verticale. In tale scenario, è molto improbabile che Kourou sia in grado di dominare il mercato per servizi di spaziorporto.

## 20 Conclusioni

Il volo spaziale è oggi ritenuto un settore commercialmente interessante da parte di diverse compagnie, e negli ultimi anni alcune imprese private vi si sono avvicinate con una filosofia relativamente a basso costo, in grande contrasto con quanto fatto dalle agenzie governative negli anni passati. L'aviazione relativamente presto inoltre evolverà per includere i sistemi ad altissima velocità, che garantiranno opportunità migliori per l'accesso al *Near Space* (turismo spaziale, in particolare), che si diffonderà in tutto il mondo, garantendo biglietti meno costosi dei 250K €/persona offerti oggi. In questo scenario, emergeranno nuovi *designer* e produttori di velivoli ipersonici, nonché nuove compagnie aeree che offriranno queste capacità.

Le attuali sfide per il futuro riguardano il saper coniugare al tempo stesso:

- Sostenibilità economica
- Efficienza temporale
- Sicurezza
- Rispetto dell'ambiente
- Sostenibilità energetica
- Potenziale adattabilità a evoluzioni normative
- Comfort del passeggero

Quanto presentato è solo una delle possibilità, ma è chiaro come sia prorompente al giorno d'oggi il desiderio di incoraggiare l'utilizzo crescente della parte più vicina del Quarto Ambiente, ossia la regione compresa tra la stratosfera e l'orbita bassa terrestre, ma anche in generale l'obiettivo di avvicinare i cittadini allo Spazio, da sempre fonte inesauribile di ispirazione e libertà di immaginazione, nonché volano di benessere sulla Terra.

[Digitare qui]

Questa pagina è stata lasciata volutamente bianca

## 21 Bibliografia

A.Muir, S. (s.d.). Air-launch to orbit .

ALTO. (s.d.). [https://en.wikipedia.org/wiki/Air\\_launch\\_to\\_orbit](https://en.wikipedia.org/wiki/Air_launch_to_orbit).

Arnodo, C. (s.d.). *Ground operations concept for Altair*.

ATK, O. (s.d.). Pegasus User Manual.

Curtis, H. D. (s.d.). *Orbital Mechanics for engineering students*.

how\_we\_launch. (s.d.). <https://www.stratolaunch.com/how-we-launch/>.

[https://www.reddit.com/r/spacex/comments/amdyi4/raptor\\_engine\\_size\\_comparison\\_13m\\_nozzle\\_scaled/](https://www.reddit.com/r/spacex/comments/amdyi4/raptor_engine_size_comparison_13m_nozzle_scaled/). (s.d.).

IIF. (s.d.). <https://www.instituteforthefuture.it/progetti/nearspaceexplo/>.

International\_Space\_University. (s.d.). Future Infrastructure for Space Transportation Futurist.

Labib, M. (s.d.). *A Comparative Investigation of a Ground and Air Launch*.

Lentini, D. (s.d.). *Analisi di missione 2006/07, slide del corso La Sapienza*.

M.N. Rhode and W.C. Englund NASA Langley Research Center, Hampton, VA. (1995).  
*Experimental Aerodynamic Characteristics of the Pegasus Air-Launched Booster and Comparisons with Predicted and Flight Results*. AIAA.

NASA. (s.d.). Mass estimating and forecasting for aerospace vehicles based on historical data.

NASA, S. S. (s.d.). Functional Analysis Module.

Sforza, P. (s.d.). *Principles of manned space systems for human transportation*.

Spaceport\_Synergy\_Team. (s.d.). Vision Spaceport.

Tsiolkowsky. (s.d.). [https://it.wikipedia.org/wiki/Equazione\\_del\\_razzo\\_di\\_Ciolkovskij](https://it.wikipedia.org/wiki/Equazione_del_razzo_di_Ciolkovskij).

Turismo\_spaziale. (s.d.). [https://it.wikipedia.org/wiki/Turismo\\_spaziale](https://it.wikipedia.org/wiki/Turismo_spaziale).

Viola, N. (s.d.). *Slide del corso di Progetti di sistemi aerospaziali integrati*.

[Digitare qui]

Questa pagina è stata lasciata volutamente bianca