



POLITECNICO
MILANO 1863



DIPARTIMENTO DI
SCIENZE E TECNOLOGIE
AEROSPAZIALI

Analisi del motore Rutherford e confronto dei possibili sistemi di pressurizzazione

INGEGNERIA AEROSPAZIALE

PROF. LUCIANO GALFETTI

Autore: **Omar El Rhaz**

Mail:

Autore: **Andrea Greco**

Mail:

Autore: **Riccardo Grignaffini**

Mail:

Autore: **Matteo Grotto**

Mail:

Autore: **Gaetano Gueli**

Mail:

Autore: **Manuel Iannotta**

Mail:

Autore: **Yoel Kebede**

Mail:

Autore: **Davide Mariano Lamartina**

Mail:

Autore: **Alessandra Noemi Lucarno**

Mail:

Anno Accademico: 2021-22

Indice

Indice	i
1 Introduzione	1
2 Electron e il motore Rutherford	2
2.1 Electron	2
2.1.1 Le capacità dell'Electron	2
2.1.2 L'evoluzione del lanciatore	3
2.2 Il motore Rutherford	3
2.2.1 Vantaggi e novità del Rutherford	3
3 Composizione del motore	5
3.1 L'ugello	5
3.2 La camera di combustione	6
3.3 Il sistema di iniezione	6
3.4 L'alimentazione della piastra di iniezione	7
3.5 L'innovativo sistema di pressurizzazione	7
3.6 I serbatoi di ossidante e combustibile	7
4 Simbologia	8
5 Dati	11
6 Dimensionamento del motore	13
6.1 Dimensionamento	13
6.1.1 Calcolo di o/f e P_{cc}	13
6.1.2 Calcolo sezione di gola e portata massica del motore	14
6.1.3 Dimensionamento tratto divergente ugello	15
6.1.4 Grafici dimensionamento motore	18
6.1.5 Iniettori	19
6.1.6 Dimensionamento sistemi di pressurizzazione	20
6.2 Differenze tra metodo numerico e analitico	25
7 Confronto tra i sistemi di pressurizzazione e conclusioni	28
7.1 Confronto tra i sistemi di pressurizzazione	28
7.2 Conclusioni	30
Bibliografia	32
A Output CEAM	33

1 | Introduzione

L'obiettivo di questa relazione è analizzare e dimensionare quanto più fedelmente possibile il motore Rutherford utilizzato nel primo stadio del lanciatore spaziale Electron di Rocket Lab, rappresentato nella figura 1.1.

Verrà inoltre effettuato un confronto tra i possibili metodi di pressurizzazione per capire se il sistema elettrico, utilizzato nel Rutherford, risulti essere più conveniente rispetto a sistemi più classici, come quello della pressurizzazione mediante gas o la pressurizzazione mediante turbopompe.

Le analisi proposte in seguito saranno basate su una moltitudine di dati ottenuti mediante una ricerca online di informazioni affidabili sul motore e più in generale sull'argomento di interesse. Per i parametri necessari di cui non si è riuscito ad ottenere un valore plausibile sono state effettuate delle ipotesi sensate basate sulle conoscenze sviluppate durante il corso di Propulsione Aerospaziale oppure sono stati implementati degli algoritmi volti alla ricerca di questi ultimi.

Per l'ottenimento dei risultati numerici e dei grafici sono stati utilizzati diversi software:

- per la creazione di algoritmi volti all'ottenimento dei risultati numerici e alla generazione dei grafici si è utilizzato MATLAB[®].
- per l'ottenimento dei dati termodinamici relativi al problema preso in considerazione si è ricorso all'utilizzo dell'applicativo CEAM (Chemical Equilibrium with Applications in MATLAB[®]), un adattamento del software CEA che lo rende implementabile nell'ambiente MATLAB[®], reperito tramite richiesta al NASA's Technology Transfer Program^[6].
- RPA (Rocket Propulsion Analysis)^[11], software che risolve il problema termodinamico definito *rocket* utilizzando un metodo numerico equivalente al modello utilizzato dal CEA^[12], per verificare la correttezza dei risultati numerici ottenuti mediante gli algoritmi.
- Per la generazione del modello CAD è stato utilizzato il software Autodesk Inventor[®].



Figura 1.1:
Lanciatore Electron di Rocket Lab

2 | Electron e il motore Rutherford

2.1. Electron

Electron è un lanciatore sviluppato dall'azienda neozelandese Rocket Lab, fondata nel 2006 da Peter Beck. Il volo inaugurale è stato effettuato il 25 maggio 2017 e si è concluso con esito negativo a causa di un glitch negli apparati di comunicazione a terra. Da allora fino a luglio 2021 il lanciatore Electron ha effettuato altri 20 lanci, di cui solamente 2 sono stati fallimentari.

Il lanciatore è costituito da due stadi a propellente liquido e utilizza dieci motori Rutherford suddivisi tra primo e secondo stadio. Il motore utilizzato nel secondo stadio differisce dai nove utilizzati nel primo stadio solamente per un maggiore rapporto delle aree (ϵ), il che lo rende più adatto all'utilizzo ad alte quote.



Figura 2.1: Peter Beck e il lanciatore Electron

2.1.1. Le capacità dell'Electron

Electron nasce in origine come un lanciatore per missioni consistenti nella messa in orbita di piccoli satelliti, come i CubeSat, di massa non oltre i 150-225kg in un'orbita SSO (Sun-Synchronous Orbit) fino a una quota massima di 500km, quindi in zona LEO. Le dimensioni del fairing esterno permettono di trasportare payloads di altezza massima di 2.9m e larghezza non superiore a 1.56m, anche se quest'ultima non ha valore costante per rendere la forma del fairing esterno più aerodinamica e per diminuire la resistenza che genera.

Il tempo di combustione tipico del primo stadio è di 155s, di cui 152s in volo e 3s a terra a seguito dell'accensione del motore (ovvero da T-3s fino a T+152s), mentre il tempo totale fino allo spegnimento del secondo stadio risulta essere di 535s.

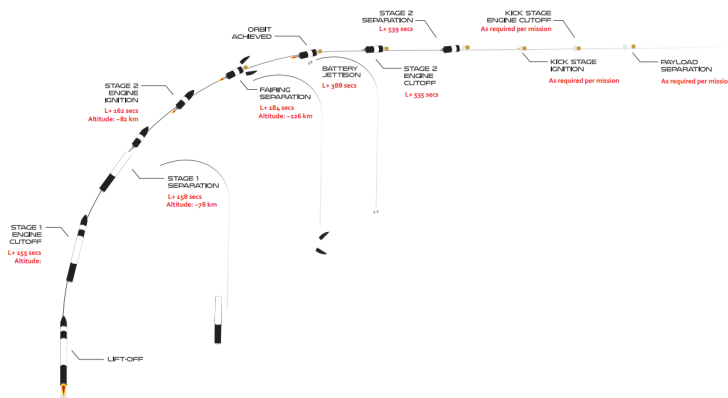


Figura 2.2: Tipico profilo di missione del vettore Electron

2.1.2. L'evoluzione del lanciatore

Inizialmente Rocket Lab non prevedeva la riutilizzabilità dell'Electron, ma dopo alcuni studi di fattibilità l'azienda ha deciso che sarebbe stato conveniente recuperare il primo stadio del lanciatore per diminuire i costi di lancio e rispettare l'enorme richiesta del mercato per effettuare lanci con il loro razzo.

Il 2 Maggio 2022, durante il ventiseiesimo lancio effettuato per la missione "There And Back Again", Rocket Lab è riuscita per la prima volta a recuperare con successo il primo stadio del lanciatore Electron in mid-air usando un elicottero.

Questa scelta aveva inizialmente costretto Rocket Lab a ridurre temporaneamente il payload massimo a causa della necessità di hardware aggiuntivo per effettuare il recupero del primo stadio mid-air. Successivamente, però, l'azienda è riuscita ad aumentare notevolmente il payload fino a 225-300kg, soprattutto grazie alla riduzione del peso delle batterie che forniscono l'energia necessaria al sistema di alimentazione.

Rocket Lab ha dichiarato di essere attualmente in grado di produrre fino a 50 Electron all'anno e l'attuale listino prevede un costo di US\$7.5m a lancio, costo decisamente inferiore ai lanciatori classici grazie alle innovazioni tecnologiche utilizzate nella produzione del sistema di lancio.

2.2. Il motore Rutherford

Il Rutherford è un motore sviluppato da Rocket Lab per uso esclusivo come propulsore del razzo Electron.

Il primo stadio dell'Electron è propulso da nove motori, di cui 8 posti in una configurazione circolare e il nono al centro; il secondo stadio, invece, usa un solo motore Rutherford, diverso dai nove usati nel primo stadio in quanto ha un ugello modificato per essere più efficiente ad alte quote con atmosfera rarefatta.

Il motore è alimentato con una miscela basata su propellenti liquidi, composta da ossigeno liquido (LOX), usato come ossidante, e da cherosene raffinato (RP-1), usato come combustibile. Il primo volo è stato effettuato su un lanciatore della serie Electron il 25 maggio 2017, da allora il Rutherford ha effettuato decine di voli con successo.



Figura 2.3: Peter Beck e il motore Rutherford

2.2.1. Vantaggi e novità del Rutherford

I vantaggi di questo motore sono la semplicità del progetto e i costi di produzione contenuti rispetto a motori della stessa categoria. In particolare i costi sono stati ridotti con l'uso di metodi di produzione innovativi, come l'uso massiccio della stampa 3D, mediante produzione additiva del tipo "electron beam melting", in breve EBM. La stampa EBM consiste nel mettere una polvere metallica sotto vuoto che viene poi fusa con la creazione di un raggio di elettroni.

Questa metodologia di produzione additiva, che viene usata per realizzare la camera di combustione, gli iniettori e le pompe e le valvole per il propellente, permette di realizzare in un unico pezzo parti che prima erano composte da pezzi separati prodotti da aziende diverse per poi essere assemblati manualmente una volta consegnati al costruttore.

Dall'uso della stampa 3D, quindi, derivano meno problemi di produzione e assemblaggio e una catena logistica più snella, in quanto viene ridotta la dipendenza da fornitori esterni a Rocket Lab oltre a una notevole riduzione del peso dei componenti. In pratica tutto ciò comporta importanti risparmi di tempo e, soprattutto, di denaro.

La novità più importante, però, è l'uso di un innovativo sistema di pressurizzazione della miscela ossidante-combustibile: a differenza dei metodi convenzionali che sfruttano sistemi a gas pressurizzante o a turbopompe, il Rutherford usa un sistema a pompe elettriche con motori BLDC, alimentate quindi da semplici batterie.

Il raffreddamento dell'ugello e delle pareti della camera di combustione viene effettuato facendo circolare il combustibile (RP-1) all'interno di canali appositi realizzati con forma simile a quelli della figura 2.4 nella fase di stampa del motore nelle pareti che necessitano di raffreddamento.

Dopo aver completato un passaggio negli appositi canali di raffreddamento, l'RP-1 viene iniettato nella camera di combustione a una temperatura più elevata, il che aumenta l'efficienza della combustione.

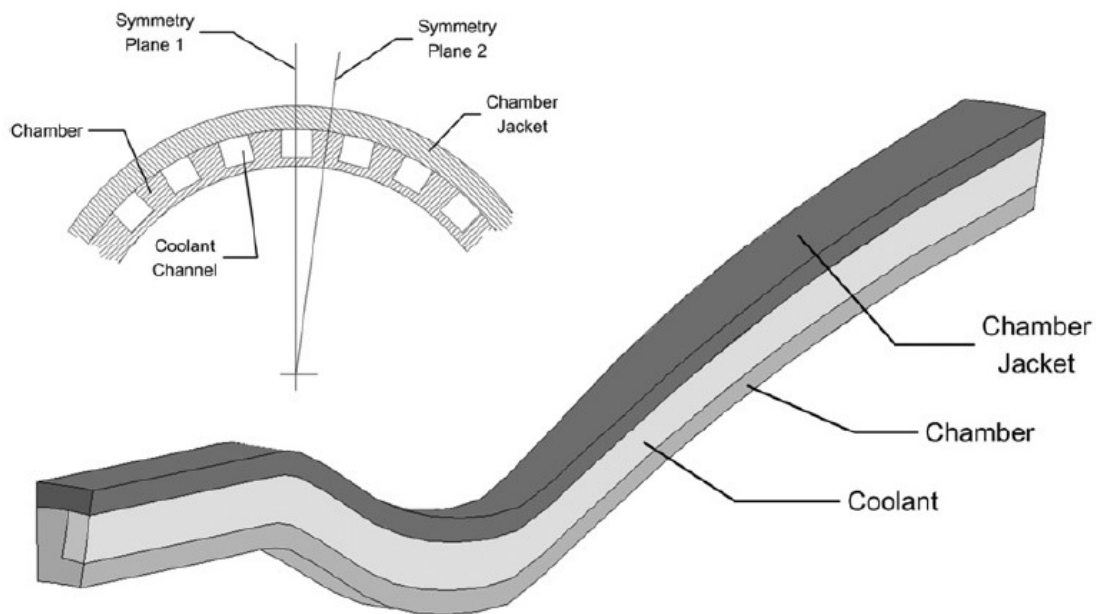


Figura 2.4: Vista in sezione dei canali di raffreddamento dell'ugello

3 | Composizione del motore

Di seguito si analizzano tutti i componenti del Rutherford, procedendo a ritroso dall'ugello fino al sistema di pressurizzazione.

3.1. L'ugello

L'ugello del motore è un ugello convergente-divergente, detto anche ugello di De Laval. L'ugello è stato considerato a campana o, più tecnicamente, un *Thrust Optimized Parabolic Nozzle* (da questo punto in poi ci si riferirà a questa tipologia di ugelli con l'acronimo T.O.P.).

Questa scelta è dovuta al fatto che gli ugelli T.O.P. risultano essere quelli più utilizzati ai giorni nostri poiché godono di una maggiore efficienza rispetto ad ugelli conici aventi lo stesso rapporto di espansione e lunghezza, caratteristica che li rende effettivamente più convenienti in quanto consentono di avere masse e dimensioni minori. Questo è dovuto alla particolare forma con cui viene progettata la parte divergente dell'ugello che è appositamente studiata per minimizzare le perdite.

Gli ugelli T.O.P. godono di un alto angolo di espansione alla gola (da 20° fino a 50°) che poi si riduce gradualmente fino a risultare generalmente minore di 10° alla fine del divergente facendo sì che nel corso del divergente le perdite dovute alla generazione di onde d'urto vengano minimizzate in quanto sono in parte bilanciate dalla nascita di onde di compressione.

Tipicamente la lunghezza degli ugelli T.O.P. viene espressa in percentuale rispetto a un ugello conico equivalente avente semi-angolo pari a 15° . In particolare si determina che l'aumento di efficienza massimo si ottiene con una campana all'80% che consente di ridurre la lunghezza del divergente del 20% rispetto al relativo ugello conico^[15].

Per la generazione di questa particolare forma nei primi anni '50 Rao (in America) e Shmyglevsky (in Russia) sfruttarono il metodo delle caratteristiche per un flusso supersonico^[15]. Questo metodo permise di scoprire che la forma per il divergente dell'ugello poteva essere approssimata, con perdite di spinta trascurabili, da una parabola obliqua. Questo tipo di parabola ottenuta da Rao viene definita curva di Bèzier^[10].

In questa relazione ci si baserà sulla curva di Bèzier per la definizione della generatrice della sezione divergente dell'ugello. Nel capitolo 6 verrà presentata la trattazione numerica per caratterizzare questo particolare tipo di curva. Sono inoltre stati considerati gli angoli di Rao per la sezione di gola, mentre per i valori dell'angolo di divergenza alla gola e all'uscita si è sfruttato un metodo interpolativo generato a partire dalle tabelle disponibili online^{[15][10]} per ricavare valori quanto più fedeli possibili per il nostro rapporto di espansione.

Per effettuare il dimensionamento dell'ugello sono state utilizzate le seguenti ipotesi:

- flusso monodimensionale e stazionario;
- condotto adiabatico e isoentropico.

Di conseguenza nei calcoli non è stato preso in considerazione il coefficiente di correzione delle perdite di impulso specifico λ .

3.2. La camera di combustione

A monte dell'ugello si trova la camera di combustione: qui avvengono le reazioni di ossido-riduzione che portano alla combustione dell'ossidante e del combustibile per generare il propellente necessario ad accelerare il lanciatore. Per il dimensionamento è stata ipotizzata una chimica shifting (le condizioni chimiche variano nelle diverse parti del motore) invece di frozen (le condizioni chimiche rimangono costanti in tutto il motore). Questo comporta il prendere in considerazione i fenomeni di dissociazione dei reagenti dell'ossido-riduzione nella camera di combustione e la loro successiva ricombinazione nell'ugello. La scelta della chimica shifting è stata presa per aumentare la precisione del valore dell'impulso specifico.

Impostando il software NASA-CEA col problema *Rocket* in condizioni shifting ad area infinita, specificando il rapporto di espansione ($\epsilon = \frac{A_e}{A_t}$) dell'ugello in condizioni supersoniche, si ottiene un impulso specifico che risulta verosimilmente vicino a quello di progetto; considerando lo stesso problema in condizioni frozen si otterrebbe un impulso specifico così lontano da quello di progetto da essere considerato inaccettabile.

La miscela in camera di combustione viene, inoltre, trattata come un gas termodinamicamente e caloricamente perfetto.

3.3. Il sistema di iniezione

Poiché non sono disponibili informazioni ufficiali in merito al sistema di iniezione del Rutherford, è stata ipotizzata una configurazione a *doublet impinging stream*. Questa configurazione è composta da iniettori che non premiscelano combustibile e ossidante, ma immettono i reagenti puri in camera di combustione atomizzandoli.

Questo si ottiene utilizzando collettori separati per combustibile e ossidante, a cui sono associati orifizi di tipo *short tube with rounded entrance*, ossia piccoli fori cilindrici con la base arrotondata per ridurre le perdite di pressione.

Da ogni collettore gli orifizi escono inclinati in modo da far collidere il flusso di un iniettore del combustibile con quello di un iniettore dell'ossidante: la configurazione presa in considerazione ha quindi un rapporto 1:1 tra gli iniettori dei due componenti del propellente.

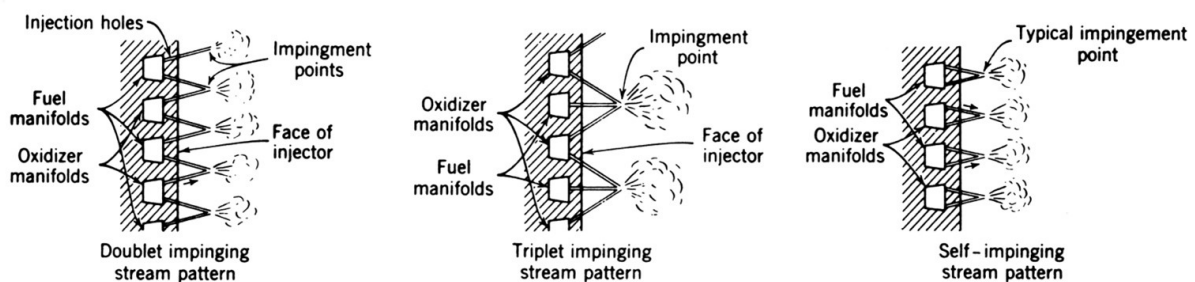


Figura 3.1: Tipologie classiche di iniettori

3.4. L'alimentazione della piastra di iniezione

Nel dimensionamento del motore saranno prese in considerazione anche le perdite di pressione lungo i condotti di alimentazione dai serbatoi fino alle pompe di pressurizzazione e poi dalle pompe fino alla piastra di iniezione; non saranno, invece, considerate le perdite di impulso. Inoltre non verrà presa in considerazione la variazione di temperatura dovuta all'utilizzo del combustibile come fluido di raffreddamento dell'ugello e della camera di combustione.

3.5. L'innovativo sistema di pressurizzazione

In questo motore la pressurizzazione dei componenti del propellente viene effettuata tramite l'uso di due pompe rotodinamiche, spinte da un motore brushless alimentato in corrente DC (motore Dual-BLDC) collegato a batterie ai polimeri di litio (Li-Po). Nonostante alcune fonti considerino che i motori delle pompe siano alimentati in corrente alternata e che, quindi, sia presente un inverter tra le batterie e i motori, il sito di Rocket Lab non menziona la presenza di alcun inverter, anzi menziona l'uso di motori BLDC, quindi alimentati in corrente continua e che non necessitano di inverter. Per questo motivo nel dimensionamento delle batterie non è considerato il rendimento di un eventuale inverter.

Questo sistema è una novità assoluta nel campo della propulsione aerospaziale: per capire cosa abbia spinto Rocket Lab a scegliere questo metodo di pressurizzare combustibile e ossidante in questa trattazione verrà effettuato un confronto con un sistema di pressurazione più classico a gas pressurizzante (elio, aria e azoto) e uno a turbopompe.

3.6. I serbatoi di ossidante e combustibile

Verranno anche determinate le caratteristiche dei serbatoi di ossidante e combustibile dopo aver determinato la massa necessaria di entrambi i componenti del propellente per portare a termine una missione tipica del lanciatore Electron, definita precedentemente con un burning time di 155s.

I due serbatoi sono considerati di forma sferica e impilati uno sopra l'altro, configurazione verosimile considerata la sezione ridotta dell'Electron. Inoltre il materiale considerato per la realizzazione dei serbatoi è una lega di alluminio con caratteristiche che verranno definite successivamente e si ipotizza una pressione nei serbatoi pari a 0.5MPa .

4 | Simbologia

Di seguito sono riportate tre tabelle contenenti:

- Tabella 4.1: i pedici relativi a materiali, gas e fluidi utilizzati nel corso della trattazione
- Tabella 4.2: i pedici utilizzati per indicare le varie componenti dell'impianto considerato
- Tabella 4.3: i simboli utilizzati nella trattazione seguente.

Nella tabella relativa ai simboli sono indicate, oltre a una breve descrizione per rendere più chiaro cosa ogni simbolo indichi, anche le unità di misura ad essi associate nel sistema internazionale di misura, che non verranno poi indicate nella tabella 5, salvo i casi in cui siano state usate unità di misura diverse da quelle sotto riportate.

I simboli senza unità di misura sono da considerarsi numeri adimensionali.

Simbologia	
Pedice	Descrizione
<i>Al</i>	Alluminio o leghe di alluminio
<i>aria</i>	Aria standard
<i>f</i>	Combustibile (RP-1)
<i>HC</i>	Hastelloy C22
<i>He</i>	Elio
<i>K</i>	Kevlar
<i>N₂</i>	Azoto
<i>o</i>	Ossidante (LOx)
<i>p</i>	Propellente (ossidante e combustibile)

Tabella 4.1: Pedici relativi ai materiali

Simbologia	
Pedice	Descrizione
<i>cc</i>	Camera di combustione
<i>em</i>	Motore elettrico
<i>gg</i>	Precombustore
<i>pump</i>	Pompe
<i>spres</i>	Serbatoio del gas pressurizzante
<i>tank</i>	Serbatoio
<i>tu</i>	Turbina

Tabella 4.2: Pedici relativi ai componenti

Simbologia		
Simbolo	Descrizione	Unità di misura
α	Rapporto di contrazione ($\frac{A_{cc}}{A_t}$)	[--]
A_{cc}	Area sezione camera di combustione	[m ²]
A_e	Area sezione di efflusso	[m ²]
A_t	Area sezione di gola	[m ²]
A_{1h}	Area di un singolo foro di iniezione	[m ²]
A_h	Area totale dei fori di iniezione	[m ²]
β	Angolo di iniezione	[deg]
B	Rapporto di espansione della turbina	[--]
c	Velocità efficace di efflusso dei gas	$\left[\frac{m}{s}\right]$
c^*	Velocità caratteristica	$\left[\frac{m}{s}\right]$
c_d	Coefficiente di scarico	[--]
c_f	Coefficiente di spinta	[--]
c_p	Calore specifico a pressione costante	$\left[\frac{J}{kgK}\right]$
c_v	Calore specifico a volume costante	$\left[\frac{J}{kgK}\right]$
ΔP	Perdite di pressione	[Pa]
ΔP_{dyn}	Perdite di pressione dinamica	[Pa]
D_{1h}	Diametro di un singolo foro di iniezione	[m]
ϵ	Rapporto di espansione dell'ugello	[--]
η	Rendimenti ed efficienza	[--]
$F_{lo,act}$	Spinta operativa al decollo	[N]
$F_{lo,max}$	Spinta massima al decollo	[N]
$\frac{F}{W}$	Rapporto spinta/peso	[--]
γ	Rapporto tra i calori specifici	[--]
γ_s	Valore calcolato dal CEA	[--]
Γ	Funzione di Vandekerckhove	$\left[\frac{s}{m} \sqrt{\frac{kJ}{kg}}\right]$
g	Accelerazione di gravità	$\left[\frac{m}{s^2}\right]$
Isp	Impulso specifico	[s]
λ	Coefficiente di correzione perdite sull'impulso specifico	[--]
L^*	Lunghezza caratteristica	[m]
L_{cc}	Lunghezza della camera di combustione	[m]
L_{conv}	Lunghezza del convergente	[m]
L_{div}	Lunghezza del divergente	[m]
m	Massa	[kg]
\dot{m}	Portata massica	$\left[\frac{kg}{s}\right]$
Ma	Numero di Mach	[--]
Mm	Massa molare	$\left[\frac{kg}{kmol}\right]$
n_h	Numero dei fori	[--]
$\frac{o}{f}$	Rapporto di miscela	[--]
P_0	Pressione iniziale del gas pressurizzante	[Pa]
P_{amb}	Pressione ambiente	[Pa]
P_{cc}	Pressione nella camera di combustione	[Pa]
P_e	Pressione di efflusso dei gas	[Pa]
P_{in}	Pressione iniziale	[Pa]

Simbologia		
Simbolo	Descrizione	Unità di misura
P_{fin}	Pressione finale	[Pa]
P_t	Pressione nella sezione di gola	[Pa]
P_{tank}	Pressione nei serbatoi	[Pa]
ρ	Densità	$[\frac{kg}{m^3}]$
R	Costante universale dei gas	$[\frac{J}{kmol \cdot K}]$
R^*	Costante specifica del gas	$[\frac{J}{kg \cdot K}]$
r_t	Raggio della sezione di gola	[m]
r_e	Raggio della sezione di efflusso	[m]
σ	Densità di potenza	$[\frac{W}{kg}]$
σ_{bap}	Densità di potenza delle batterie	$[\frac{W}{kg}]$
σ_{bauw}	Densità di energia delle batterie	$[\frac{J}{kg}]$
Σ	Sforzo di rottura	[Pa]
τ	Controllo della spinta erogata	[—]
θ_E	Angolo di tangenza del divergente nel punto E	[deg]
θ_N	Angolo di tangenza del divergente nel punto N	[deg]
T_0	Temperatura iniziale del gas pressurizzante	[K]
T_{cc}	Temperatura della camera di combustione	[K]
T_f	Temperatura del combustibile	[K]
T_{gg}	Temperatura nel precombustore	[K]
$T_{in,spres}$	Temperatura iniziale del serbatoio del gas pressurizzante	[K]
$T_{in,tu}$	Temperatura all'ingresso della turbina	[K]
T_o	Temperatura dell'ossidante	[K]
t_{MECO}	Tempo di MECO (Main Engine Cut Off)	[s]
t_s	Tempo di permanenza della miscela nel precombustore	[s]
u	Velocità dei fluidi lungo il sistema di alimentazione	$[\frac{m}{s}]$
v_e	Velocità attuale dei gas all'efflusso	$[\frac{m}{s}]$
V	Volume	$[m^3]$
V_p	Volume del propellente	$[m^3]$

Tabella 4.3: Simbologia

5 | Dati

Per lo studio e il dimensionamento del motore sono stati raccolti quanti più dati e informazioni possibile da fonti che sono state reputate affidabili.

Di seguito verranno elencati tutti i dati presi in considerazione espressi nelle unità di misura indicate nella tabella 4.3; qualora sia stata usata un'unità di misura diversa essa verrà indicata esplicitamente.

Dati		
Simbolo	Valore	Fonte
I_{sp}	311	Rocket Lab [1]
$F_{lo,act}$	43000 [lbf]	Rocket Lab [1]
$F_{lo,max}$	50400 [lbf]	Payload User's Guide [8]
t_{MECO}	155	Payload User's Guide [8]
ϵ	14	Peter Beck [2]
R_{He}	2078.6	Tavola periodica
Mm_{N_2}	28.01340	Tavola periodica
α	5	Corso di Propulsione Aerospaziale [3]
c_d	0.88	Corso di Propulsione Aerospaziale [3]
L^*	1.02	Corso di Propulsione Aerospaziale [3]
$T_{in,spres}$	450	Corso di Propulsione Aerospaziale [3]
β_o	30	Corso di Propulsione Aerospaziale [3]
$T_{fin,spres}$	290	Corso di Propulsione Aerospaziale [3]
P_{amb}	101325	Corso di Fisica Tecnica [14]
γ_{He}	1.667	Corso di Fisica Tecnica [14]
γ_{aria}	1.4	Corso di Fisica Tecnica [14]
Mm_{aria}	28.96	Corso di Fisica Tecnica [14]
γ_{N_2}	1.404	Corso di Fisica Tecnica [14]
σ_{pump}	10000	Y. Liu. [9]
η_{pump}	0.6	Y. Liu. [9]
γ_{gg}	1.097	D. K. Huzel and D. H. Huan. [5]
t_s	$1 * 10^{-2}$	D. K. Huzel and D. H. Huan. [5]
o/f_{gg}	0.308	D. K. Huzel and D. H. Huan. [5]
B	20	D. K. Huzel and D. H. Huan. [5]
T_{gg}	1100	D. K. Huzel and D. H. Huan. [5]
η_{em}	0.9	D. K. Huzel and D. H. Huan. [5]
P_{tank}	500000	D. K. Huzel and D. H. Huan. [5]
ρ_K	1700	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
Σ_K	$3300 * 10^6$	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
ρ_{Al}	2800	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
Σ_{Al}	$455 * 10^6$	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
η_{tu}	0.8	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
σ_{tu}	20000	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
ρ_{gg}	0.8774	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
σ_{em}	3800	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
ρ_{HC}	8890	Ranchov, Tacca, Lentini [13]

Dati		
Simbolo	Valore	Fonte
Σ_{HC}	$180 * 10^6$	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
$T_{in,tu}$	900	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
$\sigma_{bap,Li-Ion}$	3000	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
$\sigma_{baw,Li-Ion}$	360000	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
$\sigma_{bap,Li-Po}$	60000	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
$\sigma_{baw,Li-Po}$	468000	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
$\sigma_{bap,Li-S}$	670	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
$\sigma_{baw,Li-S}$	1260000	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
$\sigma_{bap,Li-Snew}$	2000	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
$\sigma_{baw,Li-Snew}$	792000	Ranchov, Tacca, Lentini [13]
o/f_{min}	2.24	Rocket Propulsion Elements [15]
o/f_{max}	3.00	Rocket Propulsion Elements [15]
ρ_f	810	Rocket Propulsion Elements [15]
ρ_o	1140	Rocket Propulsion Elements [15]
T_o	90	Rocket Propulsion Elements [15]
T_f	290	Rocket Propulsion Elements [15]
u_{feed}	10	Rocket Propulsion Elements [15]
ΔP_{feed}	50000	Rocket Propulsion Elements [15]

Tabella 5.1: Dati usati nella relazione

6 | Dimensionamento del motore

6.1. Dimensionamento

Per poter procedere con il dimensionamento del motore è necessario conoscere alcuni parametri relativi al suo funzionamento quali

- il rapporto di miscela (o/f)
- la pressione nella camera di combustione (P_{cc})

Nel caso del motore Rutherford entrambi questi parametri risultano essere ignoti. Di conseguenza prima di poter iniziare è necessario risalire a questi ultimi.

6.1.1. Calcolo di o/f e P_{cc}

Per risalire ai valori di o/f e P_{cc} si parte dai pochi dati disponibili per il motore. In particolare:

- $I_{sp} = 311s^{[1]}$
- $\epsilon = 14^{[2]}$

Inoltre, per la trattazione seguente, si supporrà che l'impulso specifico fornito dall'azienda sia riportato alla quota di adattamento dell'ugello. A questo punto per il calcolo del valore del rapporto di miscela e di pressione in camera di combustione si sfrutta l'algoritmo `Parameters_Approx.m` che calcola un primo valore approssimativo dei valori richiesti. Questo algoritmo risale ai valori plausibili eseguendo il CEAM su un range di parametri plausibili per la tipologia di motore, in particolare considera:

- tutti gli o/f compresi tra 2.24 e 3 con un passo tra i valori pari a 0.01
- tutte le P_{cc} comprese tra 30 bar e 140 bar con un passo di 1 bar

Una volta eseguito il CEAM, l'algoritmo confronta il valore di impulso specifico calcolato in questo modo con l'impulso specifico dichiarato dall'azienda: questo confronto è reso possibile dall'ipotesi iniziale che l'impulso dichiarato dall'azienda sia riportato alla quota di adattamento e risulti quindi confrontabile con l'impulso calcolato dal CEAM che è già calcolato a tale quota come riportato nel Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications.^[4] Da questo primo algoritmo si ottiene:

- $o/f = 2.29$
- $P_{cc} = 10.40MPa$
- $I_{sp} = 311.09s$

Da cui risulta un errore sull'impulso specifico pari allo 0.0029%.

Questi primi valori approssimativi vengono poi inseriti nell'algoritmo `Parameters_Finder.m` che va ad eseguire la stessa sequenza di operazioni descritta precedentemente soltanto su intervalli più fini:

- per l' o/f si considera un intervallo di ± 0.01 centrato nel valore approssimativo con un passo di 0.001
- per la P_{cc} si considera un intervallo di ± 1 bar centrato nel valore approssimativo con un passo di 0.1bar

Da questo algoritmo si ottengono i valori necessari per proseguire con il dimensionamento del motore:

- $o/f = 2.2830$
- $P_{cc} = 10.39 MPa$
- $I_{sp} = 311.0061s$

Portando l'errore commesso sull'impulso allo 0.000019%.

A questo punto si possono ottenere i parametri mancanti del motore sfruttando il CEA con i valori appena calcolati. Questi parametri sono reperibili nell'appendice A in forma integrale.

6.1.2. Calcolo sezione di gola e portata massica del motore

Per procedere con il dimensionamento del motore risulta necessario conoscere la sezione di gola del motore (A_t) e la sua portata massica (\dot{m}). Si può notare come siano disponibili due diversi valori per la spinta del motore al decollo:

- $F_{lo,max} = 50400 lbf^{[8]} \rightarrow F_{lo,max} \approx 24990 N$
- $F_{lo,act} = 43000 lbf^{[1]} \rightarrow F_{lo,act} \approx 21321 N$

La discordanza tra questi valori, ottenuti da fonti di eguale credibilità, fa sì che sia necessario inserire un parametro τ che rappresenta la possibilità di controllare la spinta erogata dal motore; questo parametro varia tra 0 e 1 e in particolare assumerà valore 1 quando il motore erogherà la $F_{lo,max}$. Tenendo in considerazione questo parametro l'equazione che descrive la spinta generata diventa:

$$F = \tau \dot{m} v_e + (P_e - P_{amb}) A_e \quad (6.1)$$

Per ottenere il valore di A_t è sufficiente impostare il sistema seguente:

$$\begin{cases} F_{lo,max} = \tau \dot{m} v_e + (P_e - P_{amb}) A_e \\ \dot{m} = \frac{P_{cc} A_t}{c^*} \\ A_e = \epsilon A_t \\ P_e = 85578.8 Pa \end{cases} \quad (6.2)$$

In cui P_e è ottenuto mediante l'utilizzo del CEA. Risolvendo questo sistema per A_t si ottiene:

$$A_t = \frac{F_{lo,max}}{P_{cc} c_f + \epsilon (P_e - P_{amb})} = 0.0014 m^2 \quad (6.3)$$

$$A_e = \epsilon A_t = 0.0203m^2 \quad (6.4)$$

$$A_{cc} = \alpha A_t = 0.0072m^2 \quad (6.5)$$

A questo punto per ricavare la portata massica processata dal motore è sufficiente risolvere l'equazione:

$$\dot{m}_{max} = \frac{P_{cc} A_t}{c^*} = 8.298 \frac{kg}{s} \quad (6.6)$$

Potrebbe risultare d'interesse calcolare il valore del parametro τ . Si procede quindi a calcolare la portata massica effettivamente processata dal motore al lancio:

$$\dot{m}_{act} = \frac{F_{lo,act} - (P_e - P_{amb})A_e}{v_e} = 7.095 \frac{kg}{s} \quad (6.7)$$

Successivamente è possibile ricavare τ come:

$$\tau = \frac{\dot{m}_{act}}{\dot{m}_{max}} = 0.855 \longrightarrow 85.5\% \quad (6.8)$$

Conoscendo la portata massica massima del motore è possibile risalire alle portate del solo ossidante e del solo combustibile, che risulteranno utili al dimensionamento dei serbatoi, con le formule:

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_{max}}{\frac{o}{f} + 1} = 2.528 \frac{kg}{s} \quad (6.9)$$

$$\dot{m}_o = \frac{o}{f} \dot{m}_f = 5.771 \frac{kg}{s} \quad (6.10)$$

6.1.3. Dimensionamento tratto divergente ugello

Come descritto nel capitolo 3, per la sezione divergente dell'ugello si considererà una sezione a campana descritta da una curva di Bezièr parabolica. Per poter definire questa curva è necessario conoscere le posizioni cartesiane di tre punti (N,Q,E) e degli angoli di tangenza per i punti N (θ_N) ed E (θ_E). Questi angoli sono stati tabulati da Rao in un diagramma che li riporta in funzione del rapporto di espansione dell'ugello per diversi valori di percentuale della campana.

In questa trattazione si considera una campana all'80%. I valori degli angoli sono ottenuti mediante l'algoritmo `RAO_angles.m` che esegue un'interpolazione mediante metodo *pchip* partendo da valori ricavati dalle tabelle presenti su "Rocket Propulsion Elements"^[15] e su "The thrust optimised parabolic nozzle"^[10].

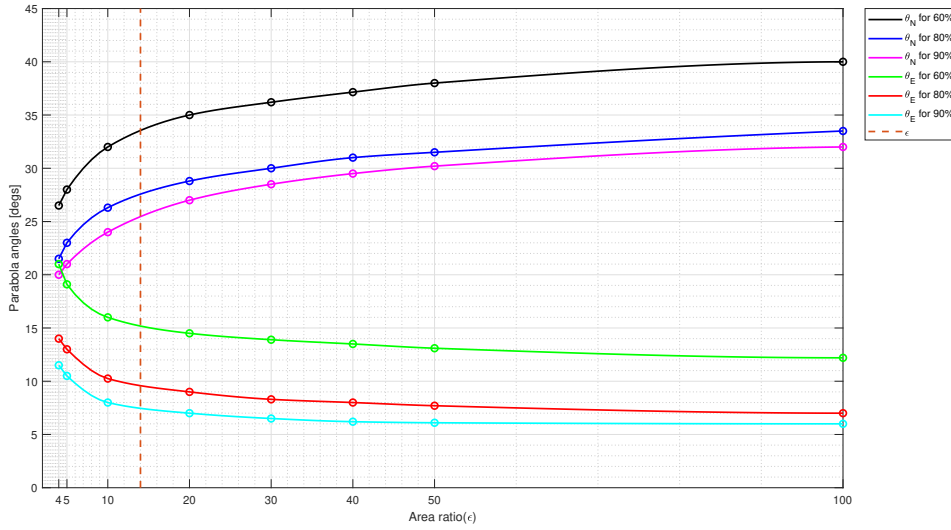


Figura 6.1: Angoli per curve di Bezièr quadratiche

Entrando nel grafico 6.1 è possibile trovare i valori degli angoli di interesse per il caso di $\epsilon = 14$:

- $\theta_N = 27.57^\circ$
- $\theta_E = 9.58^\circ$

Per la sezione di gola si considera una conformazione identica a quella proposta da Rao nella sua trattazione. Si tracciano due archi:

- il primo arco di raggio pari a $1.5r_t$ e angolo pari a 45° partendo dalla sezione di gola e sviluppandolo nella sezione convergente
- il secondo arco di raggio $0.382r_t$ e sviluppandolo nella sezione divergente fino a compiere un arco pari a θ_N

È ora possibile ricavare le coordinate dei punti N,Q,E.

Il punto N si posiziona al termine del secondo arco ed è definito dalle seguenti coordinate:

$$\begin{cases} N_x = 0.382r_t \cos(\theta_N - 90) \\ N_y = 0.382r_t \sin(\theta_N - 90) + 0.382r_t + r_t \end{cases} \quad (6.11)$$

Il punto E è situato sul bordo della sezione di uscita dell'ugello pertanto le sue coordinate sono definite come:

$$\begin{cases} E_x = 0.8 \frac{(\sqrt{\epsilon}-1)r_t}{\tan(15)} \\ E_y = \sqrt{\epsilon}r_t \end{cases} \quad (6.12)$$

Il punto Q è situato all'intersezione delle rette:

$$\begin{cases} \vec{NQ} = m_1x + c_1 \\ \vec{QE} = m_2x + c_2 \end{cases} \quad (6.13)$$

In cui si ha:

$$\begin{cases} m_1 = \tan \theta_N \\ m_2 = \tan \theta_E \end{cases} \quad (6.14)$$

$$\begin{cases} c_1 = N_y - m_1 N_x \\ c_2 = E_y - m_2 E_x \end{cases} \quad (6.15)$$

Le coordinate che definiscono il punto di intersezione tra queste due rette e che definiscono la posizione del punto Q risultano essere:

$$\begin{cases} Q_x = \frac{c_2 - c_1}{m_1 - m_2} \\ Q_y = \frac{m_1 c_2 - m_2 c_1}{m_1 - m_2} \end{cases} \quad (6.16)$$

Note le coordinate di questi punti è possibile definire la curva numericamente sfruttando un parametro t compreso tra 0 ed 1 tale per cui i punti appartenenti alla curva desiderata si trovano nelle coordinate:

$$\begin{cases} x(t) = (1-t)^2 N_x + 2(1-t)t Q_x + t^2 E_x \\ y(t) = (1-t)^2 N_y + 2(1-t)t Q_y + t^2 E_y \end{cases} \quad (6.17)$$

È inoltre utile calcolare la lunghezza del tratto divergente dell'ugello che risulta essere:

$$L_{div} = 0.8 \frac{(\sqrt{\epsilon} - 1) r_t}{\tan(15)} = 351.48 mm \quad (6.18)$$

Una volta terminato il dimensionamento del tratto divergente, si procede con il dimensionamento della camera di combustione e del tratto convergente.

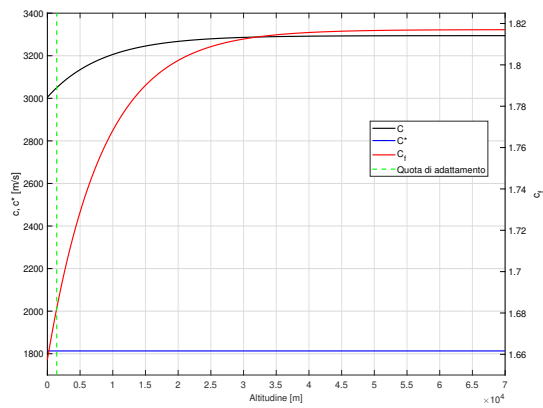
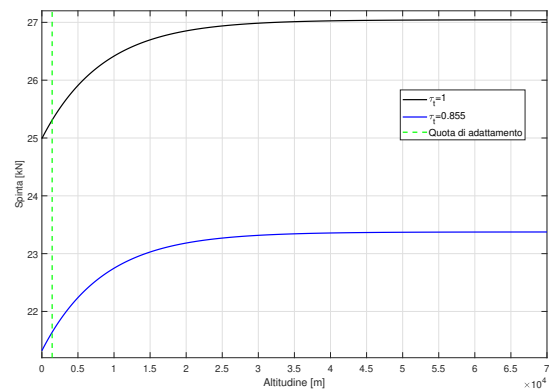
$$V_{cc} = L^* A_t = 0.001477 m^3 \quad (6.19)$$

$$L_{cc} = \frac{V_{cc}}{A_{cc}} = 204.00 mm \quad (6.20)$$

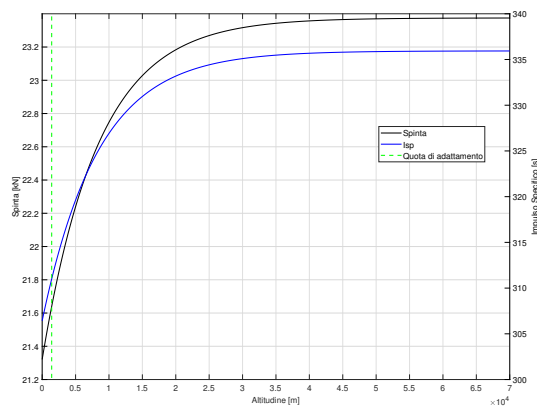
$$L_{conv} = \frac{2\sqrt{5}r_t - 2r_t}{2 \tan(24.99 \text{ deg})} = 113.87 mm \quad (6.21)$$

In cui il valore 24.99° utilizzato nel dimensionamento del tratto convergente deriva da considerazioni di tangenza tra gli angoli utilizzati nella sezione di gola e l'angolo utilizzato al termine del tratto della camera di combustione. Queste considerazioni sono visibili nella figura 6.3a.

6.1.4. Grafici dimensionamento motore

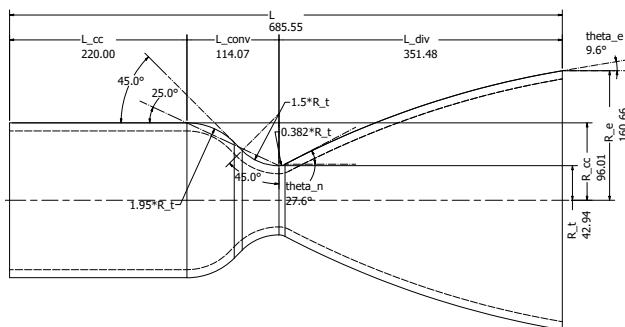
(a) c , c^* e c_f 

(b) Opzioni di spinta

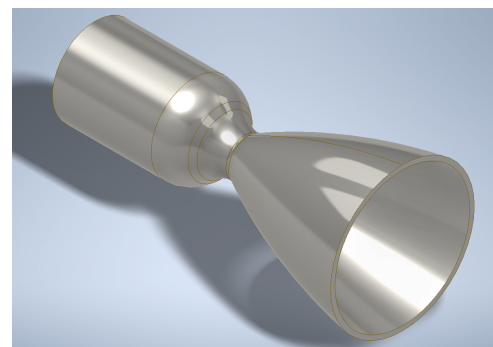


(c) Performance durante il lancio

Figura 6.2: Grafici relativi alle performance del motore



(a) Modello geometrico del Rutherford



(b) Modello 3D del Rutherford

Figura 6.3: Modello geometrico e 3D del motore ottenuti mediante software Autodesk Inventor

6.1.5. Iniettori

Infine si procede con il dimensionamento del sistema di iniezione, che, come descritto nel capitolo 3, è stato considerato con una configurazione a “Doublet impinging stream pattern” avente geometria del singolo iniettore del tipo “short tube with rounded entrance”. Viene utilizzato un coefficiente di scarico (c_d) pari a 0.88 e si considerano le perdite di carico concentrate per questa configurazione pari al 10% della pressione in camera di combustione^[15], quindi: $\Delta P = 1039000 Pa$.

Si suppone un diametro dei fori del singolo iniettori pari a 1mm. Per ricavare l’area complessiva dei fori di iniezione di ossidante e combustibile si parte dalla formulazione analitica per il coefficiente di scarica:

$$c_d = \frac{\dot{m}}{\rho A_{1h} u} = \frac{\dot{m}}{\rho A_{1h} \sqrt{2\rho \Delta P}} \quad (6.22)$$

$$A_{h,o} = \frac{\dot{m}_o}{c_d \sqrt{2\rho_o \Delta P}} = 1.35 cm^2 \quad (6.23)$$

da cui si ottiene:

- $A_{h,o} = 1.35 cm^2$
- $A_{h,f} = 0.70 cm^2$

Si può quindi ricavare facilmente il numero dei fori associati ad ossidante e combustibile:

$$n_{h,o} = \frac{A_{h,o}}{A_{1h}} \quad (6.24)$$

Che risultano essere:

- $n_{h,o} = 171$
- $n_{h,f} = 89$

dei quali si va ad utilizzare il valore minore. È necessario ricalcolare le aree dei singoli iniettori per avere lo stesso numero di fori per ossidante e combustibile.

$$A_{1h,o} = \frac{A_{h,o}}{n_h} \quad (6.25)$$

$$A_{1h,f} = \frac{A_{h,f}}{n_h} \quad (6.26)$$

I valori di aree corretti risultano essere:

- $A_{1h,o} = 1.51 mm^2$
- $A_{1h,f} = 0.79 mm^2$

Da cui è possibile derivare il diametro dei singoli fori per iniettori di ossidante e combustibile:

- $D_{1h,o} = 1.4 mm$
- $D_{1h,f} = 1 mm$

Successivamente si procede con il calcolo della velocità dei flussi di ossidante e combustibile:

$$u_o = c_d \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho_o}} \quad (6.27)$$

$$u_f = c_d \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho_f}} \quad (6.28)$$

Che risultano essere:

- $u_o = 37.57 \frac{m}{s}$
- $u_f = 44.57 \frac{m}{s}$

il che ci consente di calcolare le perdite dinamiche attraverso gli iniettori:

$$\Delta P_{dyn,o} = \frac{1}{2} \rho_o u_o^2 = 804601.60 Pa \quad (6.29)$$

$$\Delta P_{dyn,f} = \frac{1}{2} \rho_f u_f^2 = 804601.60 Pa \quad (6.30)$$

Supponendo che l'urto sia completamente anelastico e applicando la conservazione della quantità di moto per i flussi di ossidante e combustibile che si incontrano a valle dell'iniettore, è possibile calcolare la deviazione (in angolo) rispetto al flusso in direzione parallela alla spinta che deve essere nulla. Da questa espressione, ipotizzando che l'inclinazione del flusso di ossidante sia pari a 30° , è possibile ricavare l'inclinazione del flusso di combustibile:

$$\beta_f = \arcsin\left(\frac{\dot{m}_o u_o}{\dot{m}_f u_f} \sin \beta_o\right) = 74.20 \text{ deg} \quad (6.31)$$

6.1.6. Dimensionamento sistemi di pressurizzazione

Il passaggio finale del dimensionamento è l'analisi dell'impianto di alimentazione della camera di combustione che comprende lo studio di varie alternative oltre all'opzione di progetto, ossia la pressurizzazione con pompe alimentate da un motore elettrico. Sono stati studiati e confrontati tra loro vari sistemi di alimentazione, dal più classico sistema a gas, a quello a turbopompe per finire con il sistema a pressurizzazione elettrica.

Per quanto riguarda il sistema a gas sono stati usati tre diversi tipi di gas, mentre per il sistema ad alimentazione elettrica sono state confrontate diverse tipologie di batterie.

Lungo la linea di alimentazione si considerano valori di perdita di pressione concentrate pari a $50 kPa$ e una velocità dei fluidi lungo la linea di alimentazione pari a $10 \frac{m}{s}$. Prima di procedere al dimensionamento dei vari sistemi di pressurizzazione si esegue il dimensionamento dei serbatoi di ossidante e combustibile. Conoscendo le portate, il t_{MECO} e supponendo un coefficiente di sicurezza pari a 1.05, è possibile calcolare le singole masse di ossidante e combustibile:

$$m_o = \dot{m}_o t_{MECO} = 894.45 kg \quad (6.32)$$

$$m_f = \dot{m}_f t_{MECO} = 391.78 \text{ kg} \quad (6.33)$$

Di conseguenza il volume dei serbatoi risulta essere:

$$V_{tank,o} = 1.05 \frac{m_o}{\rho_o} = 0.8238 \text{ m}^3 \quad (6.34)$$

$$V_{tank,f} = 1.05 \frac{m_f}{\rho_f} = 0.5079 \text{ m}^3 \quad (6.35)$$

Pressurizzazione a Gas

Un sistema di pressurizzazione a gas consiste nell'utilizzo di un gas, tipicamente inerte, per pressurizzare ossidante e combustibile e portarli alla pressione necessaria alla camera di combustione direttamente nei serbatoi. Il risultato di questo metodo di pressurizzazione consiste nell'avere l'intera linea di alimentazione del motore a pressioni relativamente elevate. In questa trattazione verranno considerati tre diversi gas per pressurizzare la linea di alimentazione:

- Elio (He)
- Azoto (N_2)
- Aria standard

Iniziamo supponendo di utilizzare elio come gas pressurizzante. Si suppongono valori di temperatura iniziale e finale di elio pari rispettivamente a 450 K e 290 K e il rapporto tra i calori specifici pari a 1.667. Per poter procedere con il dimensionamento è necessario conoscere la pressione iniziale dell'elio e la massa di gas necessaria per pressurizzare l'impianto. Questi calcoli vengono svolti dalla funzione `massaespansioneadiabaticagas.m`

Per il calcolo della pressione iniziale dell'elio ($P_{in,He}$) si sfrutta una trasformazione adiabatica, andando quindi a trascurare lo scambio di calore tra il gas e le pareti dei serbatoi.

$$\frac{P_{in,He}}{P_{fin,He}} = \left(\frac{T_{in,He}}{T_{fin,He}} \right)^{\frac{\gamma_{He}}{-1+\gamma_{He}}} \quad (6.36)$$

Successivamente imponendo la pressione istantanea nel serbatoio di elio (P_{He}) uguale a quella necessaria ai serbatoi (P_{tank}) in modo da mantenere la pressione di alimentazione costante, è possibile calcolare la massa di elio necessaria a pressurizzare l'impianto utilizzando l'equazione di conservazione dell'energia:

$$m_{He} = \frac{P_{tank} * V_p}{RT_0} \frac{\gamma_{He}}{1 - \frac{P_{He}}{P_0}} \quad (6.37)$$

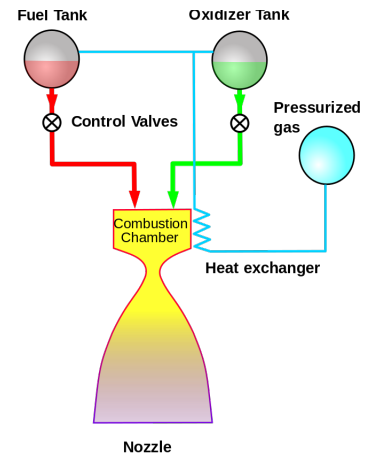


Figura 6.4: Sistema di pressurizzazione a gas

In cui con T_0 si indica la temperatura iniziale dell'elio.

Conoscendo la massa di gas necessaria alla pressurizzazione è possibile calcolare il volume del serbatoio di elio. A questo punto è necessario stimare la massa di questo tipo di impianto di pressurizzazione. Per il serbatoio di elio si considera una geometria sferica a cui si applica un sovradimensionamento in volume del serbatoio di un valore pari al 10%. Inoltre si ipotizza che il serbatoio contenente l'elio sia realizzato in kevlar. Sfruttando i dati noti del Kevlar, ossia densità e sforzo di rottura, e usando il criterio di Lamè (che si basa sullo sforzo normale massimo) come criterio di resistenza, è possibile stimare il raggio, lo spessore e la massa del serbatoio contenente l'elio sfruttando la funzione `massaserbatoioLame.m`.

Per i serbatoi di ossidante e combustibile si procede analogamente, sempre assumendo una geometria sferica e un sovradimensionamento del 10%; inoltre si considereranno serbatoi realizzati in una lega di alluminio di densità $\rho_{Al} = 2800 \frac{kg}{m^3}$ e sforzo di rottura $\Sigma_{Al} = 455 MPa$.

La massa complessiva associata alla pressurizzazione che utilizza gas elio è pari a $455.50 kg$ ed è la somma delle seguenti quantità:

- massa di gas pressurizzante;
- massa del serbatoio del gas pressurizzante;
- massa dei serbatoi di ossidante e combustibile.

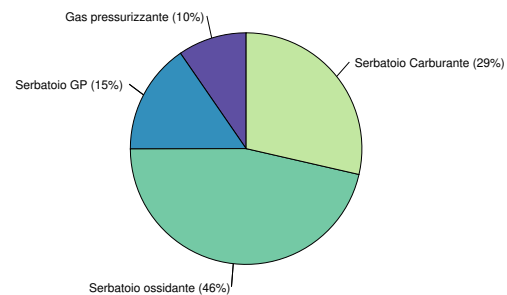


Figura 6.5: Percentuali in massa per il sistema a gas pressurizzante

Si procede analogamente considerando prima l'utilizzo di azoto biatomico (N_2) al posto dell'elio come gas pressurizzante e successivamente l'utilizzo di aria. Risulta, quindi:

- $m_{tot, N_2} = 611.84 kg$
- $m_{tot, aria} = 617.65 kg$

Da questi risultati si nota come l'elio risulti essere il gas più vantaggioso tra le scelte proposte.

Pressurizzazione mediante turbopompe

Terminata l'analisi del sistema di alimentazione a gas, si analizza ora quello a turbopompe.

Il sistema di pressurizzazione mediante turbopompe sfrutta delle pompe alimentate mediante gas combusti per pressurizzare la miscela prima di immetterla nella camera di combustione. La prossimità delle pompe alla camera di combustione rende possibile avere l'intera linea di alimentazione a bassa pressione. Per evitare il fenomeno della cavitazione, è comunque necessario un serbatoio contenente un gas pressurizzante. In questa relazione verrà considerato l'elio come gas pressurizzante poichè, come visto in precedenza, risulta essere il migliore da un punto di vista massico. Per il dimensionamento del serbatoio di elio si procede come nella sezione precedente sfruttando ancora una volta la funzione `massaespansioneadiabaticagas.m`.

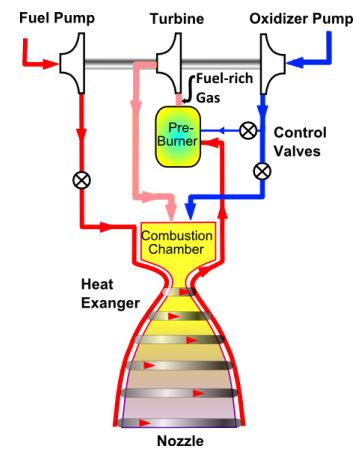


Figura 6.6: Sistema di pressurizzazione mediante turbopompe

Allo stesso modo per il dimensionamento dei serbatoi di ossidante e combustibile si procede sfruttando il criterio di massima tensione normale di Rankine-Lamè-Navier, secondo cui il materiale subisce danno quando la massima tensione principale raggiunge un valore critico, come criterio di resistenza e la funzione `massaserbatoioLame.m`.

Imponendo come parametro di progetto la pressione nei serbatoi di ossidante e combustibile pari a 0.5 MPa ^[5] è possibile ricavare il salto di pressione necessario affinché, al netto di perdite di carico lungo la linea di alimentazione, si ottenga la pressione richiesta in camera di combustione. Inoltre noti il burning time tipico delle missioni dell'Electron e la densità di potenza delle turbopompe è possibile calcolarne le masse e le potenze necessarie a pressurizzare combustibile e ossidante. Si ipotizza l'uso di due pompe dello stesso modello andando a considerare quella con il requisito di potenza più alta tra le due trovate precedentemente attraverso la funzione `massapompavolumetrica.m`, che risulta essere dell'ossidante.

A causa dell'eccesso di potenza dovuto alla scelta di usare la stessa pompa dell'ossidante anche per il combustibile, è necessario inserire una valvola regolatrice di portata a valle della pompa per il combustibile per ridurre la portata e rendere più efficienti l'iniezione e la combustione.

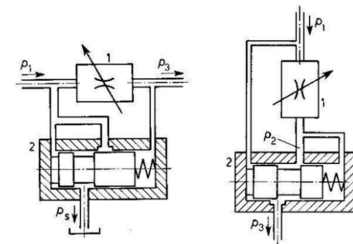


Figura 6.7: Valvola regolatrice di portata

La turbina è alimentata da un generatore a gas che utilizza una miscela magra, ovvero ricca di RP-1, con rapporto di miscela pari a 0.308. La miscela utilizzata dal generatore a gas deve essere ricca per evitare di avere una temperatura di combustione nella camera del generatore troppo elevata che potrebbe danneggiare le palette della turbina. La miscela utilizzata dal generatore viene prelevata dai condotti che collegano le pompe agli iniettori. Si conoscono il tempo di permanenza del fluido nella camera del generatore, l'efficienza della pompa e della turbina, il rapporto di espansione della turbina e la sua densità di potenza e la densità della miscela. Si ipotizza che il rapporto dei calori specifici (γ) e la massa molare della miscela

siano costanti all'interno del precombustore e che siano pari rispettivamente a $1.097^{[5]}$ e 22.3441 g/mol.

Inoltre supponendo di utilizzare come materiale della camera di generazione l' Hastelloy C 22 (lega di Nichel-Molibdeno-Cromo addizionata di Tungsteno) è possibile mediante la funzione `massaGG.m` trovare la massa della turbina, del generatore e la potenza in entrata nella turbina e quella erogata da essa. Si può quindi calcolare la massa totale del sistema pressurizzato mediante turbopompe che risulta essere pari a 135.6234 kg e comprende:

- Massa delle due pompe;
- Massa della turbina;
- Massa della camera del generatore a gas;
- Massa del fluido di lavoro della turbina;
- Masse dei serbatoi di ossidante e combustibile;
- Massa di elio;
- Massa del serbatoio di elio.

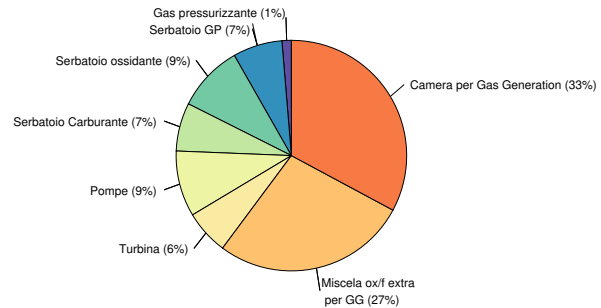


Figura 6.8: Percentuali in massa per il sistema a turbo-pompe

Pressurizzazione mediante sistema elettrico

Poiché il principio del sistema di alimentazione con pompa elettrica è essenzialmente identico a quello a turbopompe, anche in questo caso è necessario un serbatoio contenente gas pressurizzante (elio) per evitare cavitazione.

La determinazione delle caratteristiche di questo serbatoio e di quelli per il combustibile e l'ossidante e delle pompe si effettua allo stesso modo del sistema a turbopompe.

La differenza si trova nel metodo di alimentazione delle pompe di pressurizzazione, che in questo caso avviene con un motore elettrico *Dual-BLDC*.

Note l'efficienza della pompa volumetrica, le densità di potenza del motore e della pompa, attraverso la funzione `massamotoreelettrico.m`, si ricava la massa e la potenza del motore elettrico associato alla pompa.

Il motore è alimentato in corrente continua da un pacco batterie in polimeri di litio (Li-Po), tuttavia sono state comunque esplorate diverse opzioni per quanto riguarda il tipo di batterie utilizzate:

- Li-Ion (ioni di litio);
- Li-Po (polimeri di litio);

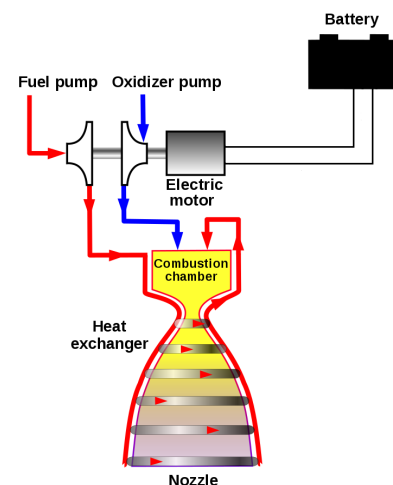


Figura 6.9: Sistema di pressurizzazione elettrico

- Li-S (litio-zolfo);
- Li-S di nuova generazione.

Batterie Li-Ion Nota l'efficienza del motore elettrico, la densità energetica e di potenza di questa tipologia di batterie, il tempo di funzionamento del motore e scelto un coefficiente di sovradimensionamento della massa delle batterie pari a 1.10, tramite la funzione `massabatterie.m` si ricava la massa delle batterie necessarie per portare a compimento una missione dell'Electron. La massa totale associata a questa opzione risulta essere $131.57kg$.

Batterie Li-Po Effettuando lo stesso procedimento descritto precedentemente utilizzando i valori noti per le batterie ai polimeri di litio, quelle effettivamente utilizzate per alimentare le pompe del Rutherford.

Le componenti che contribuiscono al calcolo della massa di questo sistema sono:

- massa dei serbatoi di ossidante e combustibile;
- massa del motore elettrico;
- massa delle batterie;
- massa delle due pompe, uguali per ogni tipo di batteria;
- massa dell'elio pressurizzante
- serbatoio in cui è contenuto il gas pressurizzante

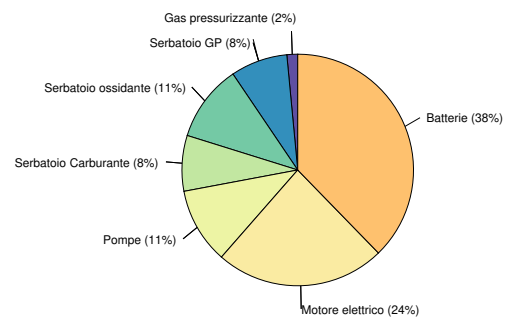


Figura 6.10: Percentuali in massa per il sistema elettrico con batterie Li-Po

La massa totale risulta essere pari a $118.20kg$.

Batterie Li-S Analogamente, per le batterie litio-zolfo di vecchia generazione si ottiene una massa complessiva di $274.53kg$.

Il problema delle batterie Li-S è la loro ridotta longevità, che implicherebbe la necessità di sostituire il pacco batterie dopo pochi riutilizzi dello stadio.

Batterie Li-S di nuova generazione Le batterie Li-S di nuova generazione differiscono da quelle di vecchia generazione per la presenza di una membrana che blocca la formazione di polisolfuri di litio nel catodo che migrano verso l'anodo, isolandolo elettricamente, aumentandone notevolmente la longevità.

Per quanto riguarda queste nuove batterie, la massa complessiva è $140.92kg$.

6.2. Differenze tra metodo numerico e analitico

Di seguito verranno presentate una serie di differenze in cui si potrebbe incorrere qualora si decidesse di svolgere il procedimento presentato nella sezione precedente per via analitica senza utilizzare un compilatore o degli algoritmi. La prima differenza, nonché

la più evidente, riguarda la scelta del valore γ . Nella trattazione numerica presentata al capitolo 6 si sceglie di utilizzare γ_s , ricavato dagli output del CEA, in quanto come riportato nell'analisi del modello numerico utilizzato dal CEA^[4] consente, in condizioni di chimica shifting, di ottenere risultati più precisi rispetto al γ tradizionale. Questo valore γ_s è definito da:

$$\gamma_s = \left(\frac{\partial \ln(P)}{\partial \ln(\rho)} \right)_S \quad (6.38)$$

Come riportato da Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, Analysis^[4]. In una trattazione analitica tipicamente si utilizza il valore γ definito come:

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} \quad (6.39)$$

Questi due valori nel caso delle condizioni di shifting equilibrium differiscono tra loro ed è possibile legarli mediante la formulazione:

$$\gamma_s = - \frac{\gamma}{\left(\frac{\partial \ln(V)}{\partial \ln(P)} \right)_T} \quad (6.40)$$

Nel caso si scelga di considerare un modello basato sulla condizione di chimica frozen risulterà che $\gamma_s = \gamma$.

Una seconda differenza sta nella scelta di considerare il valore di γ_s e della massa molare della miscela variabile lungo il motore: infatti nel modello matematico viene scelto di considerare tre diversi valori di γ_s e masse molari espresse in tre punti di interesse del motore:

- camera di combustione
- gola
- sezione di efflusso

In una trattazione analitica potrebbe risultare più conveniente fissare il valore di γ e di massa molare lungo l'interezza del motore andando a diminuire la complessità delle equazioni da trattare. Queste differenze portano inevitabilmente a delle differenze tra i risultati ottenuti.

Di seguito verranno presentate alcune delle differenze, riscontrate tra i risultati ottenuti con i due modelli, dovute alle considerazioni precedenti. Per i calcoli svolti in modo analitico si è utilizzato un $\gamma = 1.15$ e una $Mm = 22.335 \frac{kg}{kmol}$.

Nel caso del modello analitico, la velocità caratteristica (c^*), calcolata mediante la funzione di Vandekerckhove, risulta essere pari a:

$$\Gamma(\gamma) = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (6.41)$$

$$c^* = \frac{\sqrt{R \frac{T_{cc}}{Mm}}}{\Gamma(\gamma)} = 1813.385 \frac{m}{s} \quad (6.42)$$

Mentre dalla trattazione numerica mediante l'utilizzo del CEA si ottiene:

$$c^* = 1813.082 \frac{m}{s} \quad (6.43)$$

Proseguendo, un'ulteriore differenza si trova nei valori di P_t e c_f che analiticamente risultano essere:

$$P_t = P_{cc} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 5961135.0 Pa \quad (6.44)$$

$$c_f = Isp \frac{g}{c^*} = 1.6827 \quad (6.45)$$

Mentre utilizzando il modello numerico:

$$P_t = 5957728.8 Pa \quad (6.46)$$

$$c_f = 1.6822 \quad (6.47)$$

Infine per quanto riguarda il numero di Mach (Ma), a seguito di una trattazione analitica, si ottiene:

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_{cc}}{P_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} = 3.412 \quad (6.48)$$

Utilizzando il CEA si ottiene:

$$Ma = 3.458 \quad (6.49)$$

Come è possibile notare queste differenze risultano essere minime, pertanto è corretto supporre di poter effettuare una prima trattazione analitica del motore per ottenere delle informazioni in merito all'ordine di grandezza dei risultati da aspettarsi che verranno ricavati in seguito con una maggiore precisione attraverso il modello matematico.

7 | Confronto tra i sistemi di pressurizzazione e conclusioni

7.1. Confronto tra i sistemi di pressurizzazione

Il parametro di confronto scelto è la massa complessiva associata a ogni singolo sistema di pressurizzazione, quindi più bassa è la massa complessiva migliore risulterà il sistema. Oltre a confrontare tra loro i tre sistemi analizzati, per il sistema elettrico e per quello a gas pressurizzante verranno anche valutate le diverse proposte di batterie per il primo e di gas per il secondo.

Per una migliore comprensione sono stati generati, con l'ausilio di MATLAB[®], dei grafici comparativi tra i sistemi e le differenti opzioni a disposizione per i singoli sistemi.

Prima di procedere al confronto dei dati ottenuti può risultare d'interesse analizzare le conclusioni tratte nell'articolo pubblicato da Hyun-Duck Kwak, Sejin Kwon e Chang-Ho Choi^[7] dalle quali è possibile notare come la convenienza del sistema a pompe elettriche o a turbopompe dipenda principalmente da due fattori:

- burning time
- pressione in camera di combustione.

Per tempi di combustione bassi, la pressurizzazione elettrica risulta essere meno efficiente in termini di massa totale rispetto a quella a turbopompe, poichè la massa del pacco batterie risulta essere molto più elevata della massa di propellente consumato per generare i gas che alimentano la turbina. All'aumentare dei tempi di combustione la soluzione di pressurizzazione elettrica diventa sempre più conveniente.

Analogamente all'aumentare del valore di pressione in camera di combustione, aumenta la differenza fra le masse dei due sistemi, andando a favorire il sistema elettrico (sempre tenendo in considerazione alti burning time)^[7].

Passiamo dunque ad analizzare i dati ottenuti nel capitolo precedente. Analizzando la figura 7.2 e i grafici 6.5, 6.8 e 6.10 si nota che il maggiore contributo di massa in percentuale per ogni sistema è dovuto a:

- Motore elettrico: pacco batterie (38%);
- Turbopompa: camera per la generazione dei gas (33%);
- Pressurizzazione a gas: serbatoio dell'ossidante (46%).

Si analizzano ora i grafici di confronto tra le diverse modalità prese in esame. I tre grafici che seguono sono:

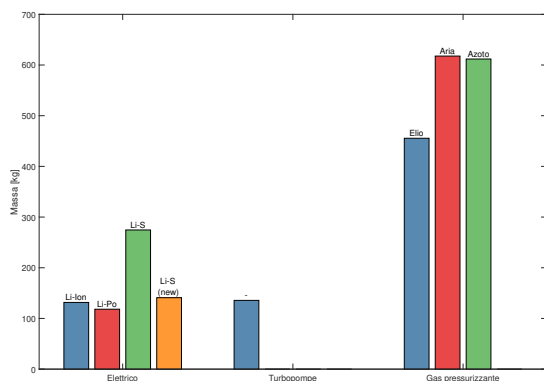
- 7.1a: masse complessive associate alla modalità elettrica, alla turbopompa e alla pressurizzazione a gas;

- 7.1b: rapporto spinta/peso (F/W) per le tre tipologie di sistema (per il sistema elettrico è rappresentato il caso con le batterie Li-Po mentre per il sistema a gas è rappresentato il caso che utilizza elio);
- 7.2: masse complessive con le relative ripartizioni di peso tra i componenti delle configurazioni scelte (elettrico con batterie Li-Po, turbopompa, gas pressurizzante con elio), affiancate al rapporto spinta-peso.

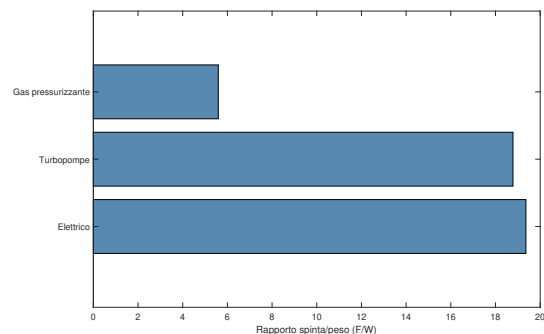
Dalla figura 7.1a si può facilmente notare come nel caso del sistema di pressurizzazione elettrica risulti che la scelta migliore ricada sulle batterie di tipo Li-Po seguite dalle batterie Li-Ion e dalle Li-S di nuova generazione. Per quanto riguarda i gas pressurizzanti la scelta migliore risulta essere l'elio.

La figura 7.1b mostra come il sistema elettrico e il sistema a turbopompe risultino essere i più efficienti dal punto di vista del rapporto spinta/peso in quanto risultano essere i sistemi complessivamente più leggeri. Il sistema di pressurizzazione mediante gas risulta essere il meno conveniente a causa dell'elevata massa complessiva, risultando circa 3 volte più sconsigliato delle altre opzioni.

Dai confronti effettuati si può notare una discrepanza con quanto concluso da Hyun-Duck Kwak, Sejin Kwon e Chang-Ho Choi. Questa discrepanza può essere dovuta alla scelta del tipo di batterie impiegato durante la trattazione (nel caso di questa trattazione l'utilizzo di batterie Li-S avrebbe portato a una maggiore convenienza del sistema a turbopompe rispetto all'elettrico) e dalle semplificazioni con cui in questo documento sono stati trattati i vari sistemi di pressurizzazione. Una di queste semplificazioni riguarda il caso della pressurizzazione mediante turbopompe che è stata trattata, non considerando le perdite aggiuntive lungo i condotti del precombustore e della turbina, oltre alla riduzione di performance legata alla presenza del precombustore e alla diversa composizione chimica della miscela in ingresso nella camera di combustione principale.



(a) Masse dei sistemi di alimentazione nelle diverse configurazioni possibili



(b) Rapporto F/W dei sistemi di alimentazione

Figura 7.1

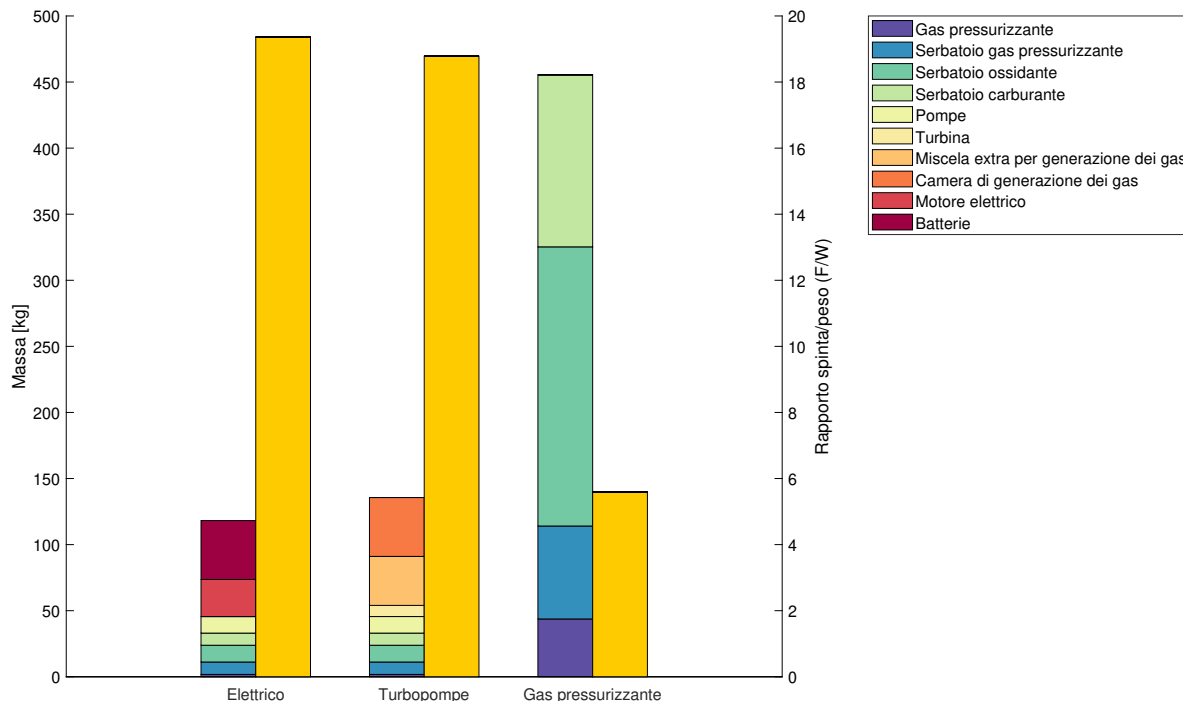


Figura 7.2: Ripartizione massa dei sistemi di alimentazione tra i componenti

7.2. Conclusioni

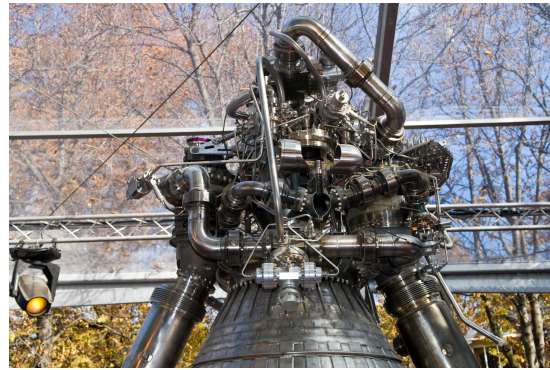
Dai confronti svolti è possibile notare come i sistemi più vantaggiosi dal punto di vista del rapporto spinta/peso (F/W) risultino essere il sistema elettrico e quello a turbopompe. L'unica discriminante tra questi sistemi risulta essere il tipo di batterie utilizzate per alimentare il sistema elettrico: nel caso siano usate batterie agli ioni di litio (LI-Ion) o ai polimeri di litio (Li-Po) il sistema elettrico risulta essere più conveniente di quello a turbopompa.

Nel caso del motore di interesse, l'azienda sostiene che utilizzando un'alimentazione di tipo elettrico sia riuscita ad aumentare l'efficienza del ciclo di pressurizzazione dal 50% tipico dei sistemi a turbopompe fino al 90%. Utilizzando un sistema di pressurizzazione alimentato a batterie, l'azienda può, inoltre, diminuire la massa del propellente da imbarcare, poiché non è necessario bruciarne extra per alimentare la turbina presente qualora si utilizzi un sistema a sistema a turbopompe. Questo consente di ridurre il peso del vettore, o alternativamente, di aumentare il peso del payload imbarcabile riducendo i costi di lancio.

Inoltre, scegliendo di utilizzare un sistema di pressurizzazione elettrico, si semplifica notevolmente il design del motore: l'assenza della turbina e del precombustore consentono di snellire il sistema di raffreddamento rendendolo necessario solamente per la camera di combustione principale e l'ugello, riducendo di conseguenza il numero di condotti necessari, come è possibile notare dalla figura 7.3. Questa semplificazione ha consentito a Rocket Lab di utilizzare tecnologie di lavorazione più moderne, quali la stampa 3D, per produrre i motori.



(a) Il Rutherford di Rocket Lab



(b) Il Vulcain II di SNECMA

Figura 7.3: Dettaglio dei sistemi di pressurizzazione del Rutherford e dello SNECMA Vulcain II

Come brevemente citato nella sezione 2.2.1, la tecnica utilizzata per la produzione dei motori è la stampa 3D per mezzo di fascio di elettroni, modalità di produzione additiva che risulta essere notevolmente più veloce rispetto a quelle sottrattive tradizionali. Questo rende possibile la produzione dell'intero motore in poche settimane anziché nei 10-14 mesi necessari per la produzione mediante tecniche tradizionali.

La stampa 3D consente, inoltre, di produrre il motore in loco consentendo di ridurre i tempi di assemblaggio e, di conseguenza, testing del motore, permettendo a Rocket Lab di effettuare i lanci molto più velocemente dei suoi competitors.

Un altro aspetto positivo di poter produrre la maggior parte dei componenti del Rutherford direttamente nel luogo dell'assemblaggio finale e del lancio è che Rocket Lab, in questo modo, si è resa quasi completamente indipendente da fornitori esterni, eliminando, di conseguenza, le voci di costo relative al trasporto dei pezzi prodotti da terze parti e quasi annullando il rischio di ritardi dovuti alla logistica.

Bibliografia

- [1] Electron by rocket lab. URL <https://www.rocketlabusa.com/launch/electron/>.
- [2] P. Beck. I am peter beck, ask me anything about rocket lab! URL https://www.reddit.com/r/space/comments/8a1wwy/i_am_peter_beck_ask_me_anything_about_rocket_lab/.
- [3] L. Galfetti. Corso di propulsione aerospaziale.
- [4] S. Gordon and B. J. McBride. *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, Analysis*. National Aeronautics and Space Administration, October 1994.
- [5] D. K. Huzel and D. H. Huan. Design of liquid propellant engines. 1967. URL <https://ntrs.nasa.gov/citations/19710019929>.
- [6] S. Kobliska. Chemical equilibrium with applications in matlab (ceam), 2017. URL <https://software.nasa.gov/software/MFS-33320-1>.
- [7] H.-D. Kwak, S. Kwon, and C.-H. Choi. Performance assessment of electrically driven pump-fed lox/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle. *Aerospace Science and Technology*, 77, 2018. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963817320953>.
- [8] R. Lab. *Launch: Payload user's guide*, November 2020. URL <https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/Payload-User-Guide-LAUNCH-V6.6.pdf>.
- [9] Y. Liu. Concept and key technology analysis of electric pump-fed liquid propellant rocket engine. 2021. URL <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1755-1315/781/4/042016/pdf>.
- [10] R. Newlands. The thrust optimised parabolic nozzle. 2017. URL <http://www.aspirespace.org.uk/downloads/Thrust%20optimised%20parabolic%20nozzle.pdf>.
- [11] A. Ponomarenko. Rocket propulsion analysis. URL <https://www.rocket-propulsion.com/RPA/download.htm>.
- [12] A. Ponomarenko. *RPA: Tool for Liquid Propellant Rocket Engine Analysis C++ Implementation*, May 2010. URL https://www.rocket-propulsion.com/downloads/pub/RPA_LiquidRocketEngineAnalysis_II.pdf.
- [13] P. Ranchov, H. Tacca, and D. Lentini. Electric feed systems for liquid propellant rocket engines. 2010. URL <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.B34714?journalCode=jpp>.
- [14] F. Rinaldi. Corso di fisica tecnica.
- [15] G. P. Sutton and O. Biblarz. *Rocket Propulsion Elements*. Wiley-Interscience, 7th edition, 2000.

A | Output CEAM

```

problem  o/f=2.28,
         rocket equilibrium
         p,bar=103.9,
         sup,ae/at=14,
react
         fuel=RP-1
         oxid=O2(L)
output short
end

```

WARNING!! AMOUNT MISSING FOR REACTANT 1.
PROGRAM SETS WEIGHT PERCENT = 100. (REACT)

WARNING!! AMOUNT MISSING FOR REACTANT 2.
PROGRAM SETS WEIGHT PERCENT = 100. (REACT)

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 1506.9 PSIA

CASE =

	REACTANT	WT FRACTION (SEE NOTE)	ENERGY KJ/KG-MOL	TEMP K
FUEL	RP-1	1.0000000	-24717.700	298.150
OXIDANT	O2(L)	1.0000000	-12979.000	90.170

O/F= 2.28000 %FUEL= 30.487805 R,EQ.RATIO= 1.493713 PHI,EQ.RATIO= 1.493713

	CHAMBER	THROAT	EXIT
Pinf/P	1.0000	1.7441	121.55
P, BAR	103.90	59.577	0.85580
T, K	3610.07	3386.63	1781.63
RHO, KG/CU M	7.7312 0	4.7740 0	1.3421-1
H, KJ/KG	-820.76	-1541.20	-5470.79
U, KJ/KG	-2164.66	-2789.15	-6109.46
G, KJ/KG	-42032.98	-40225.87	-25810.74
S, KJ/(KG)(K)	11.4159	11.4159	11.4159
M, (1/n)	22.335	22.577	23.230
(dLV/dLP)t	-1.02157	-1.01570	-1.00004
(dLV/dLT)p	1.3743	1.2904	1.0012
Cp, KJ/(KG)(K)	4.5671	4.1120	1.9915
GAMMAS	1.1532	1.1546	1.2197
SON VEL, M/SEC	1244.9	1200.4	881.9
MACH NUMBER	0.000	1.000	3.458

PERFORMANCE PARAMETERS

Ae/At	1.0000	14.000
CSTAR, M/SEC	1813.1	1813.1
CF	0.6621	1.6822
Ivac, M/SEC	2240.0	3258.4
Isp, M/SEC	1200.8	3051.0

MOLE FRACTIONS

*CO	0.37143	0.36912	0.33101
*CO2	0.11526	0.12288	0.17527
COOH	0.00002	0.00001	0.00000
*H	0.02588	0.02074	0.00013
HCO	0.00004	0.00002	0.00000
H02	0.00003	0.00001	0.00000
*H2	0.12269	0.12336	0.16544
H20	0.32122	0.33299	0.32811
H2O2	0.00001	0.00000	0.00000
*O	0.00401	0.00238	0.00000
*OH	0.03535	0.02595	0.00002
*O2	0.00401	0.00248	0.00000

* THERMODYNAMIC PROPERTIES FITTED TO 20000.K

NOTE. WEIGHT FRACTION OF FUEL IN TOTAL FUELS AND OF OXIDANT IN TOTAL OXIDANTS

